

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ
ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»
(МГТУ ГА)

СБОРНИК ТРУДОВ

**Всероссийской научно-практической конференции,
посвященной 50-летию Иркутского филиала МГТУ ГА
«Актуальные проблемы и перспективы развития
гражданской авиации»**

17–19 мая 2017 г.

Иркутск – 2017

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.
- Технический редактор – Широколобова А. Ф. специалист по учебно-методической работе отдела РИ и НР.
- Редактор – Хапилина Л. Н., редактор отдела РИ и НР.;
- Члены редколлегии – Лежанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО, к.т.н., доцент;
Попов В. М., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, к.т.н., доцент;
Ходацкий С. А., заведующий кафедрой ЛА и АД, к.т.н., доцент;
Астраханцев О. Н., заведующий кафедрой ГСПД, к.и.н., доцент;
Скулина М. И., начальник отдела РИ и НР;

Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России. Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 50-летию Иркутского филиала МГТУ ГА. 17–19 мая 2017 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2017. – 196 с. ISBN 978-5-9500497-0-5

В сборнике представлены материалы Всероссийской научно-практической конференции, посвященной 50-летию Иркутского филиала МГТУ ГА «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации».

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.

ISBN 978-5-9500497-0-5

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ «СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ, РАДИОЛОКАЦИИ, РАДИОНАВИГАЦИИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ» «СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ И ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ»

| | |
|--|----|
| Артюх А. С., Малугин К. А., Столяров А. В., Миловацкий А. С. Вспомогательный облучатель системы управления лучом антенной решетки дирижабля дальнего радиолокационного обнаружения..... | 6 |
| Биктеева Е. Б. Комплексная аппаратура аэрологического наблюдения атмосферы в системе метеорологического обеспечения полетов ГА..... | 10 |
| Ерохин В. В. Автоматическая регулировка усиления в системах авиационной радиосвязи с множественным доступом..... | 13 |
| Патрикеев О. В. Повышение эффективности подавления помех при вторичной обработке шумоподобных сигналов..... | 17 |
| Рыжков Д. А., Сурдов С. С. Модель глиссадного канала системы посадки с использованием спутниковых и барометрических измерений..... | 23 |
| Скрыпник О. Н., Арефьева Н. Г. Методы конструирования траекторий воздушных судов в технологиях свободной маршрутизации..... | 26 |
| Фридзон М. Б., Галаева К. И. Обоснование требований к наземным метеорологическим радиолокаторам ближней аэродромной зоны..... | 31 |
| Лежанкин Б. В., Патрикеев О. В. Повышение точности измерения дальности в моноимпульсных РЛС..... | 35 |
| Логвин А. И., Лутина Л. Э. Влияние корреляционной связи между поляризационными каналами приема системы дистанционного зондирования..... | 39 |
| Логвин А. И., Лутина Л. Э. Комплексирование информационных датчиков как средство повышения точностных характеристик радиолокационных систем..... | 46 |
| Скрыпник О. Н., Арефьев Р. О. Исследование интегрированного навигационно-временного поля ГЛОНАСС в зоне аэродрома Тикси..... | 52 |

СЕКЦИЯ «АВИОНИКА, АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

| | |
|---|----|
| Самодуров С. А., Волосатов С. Ю. Электронные планшеты в гражданской авиации Российской Федерации..... | 58 |
|---|----|

| | |
|--|-----|
| Попов В. М. Применение программных и аппаратных средств LABVIEW при модернизации пилотажных тренажеров на базе аналогового приборного и пилотажно-навигационного оборудования..... | 61 |
| Напольский В. П., Кузин В. П. Автоматизированный контроль технического состояния сложных электрифицированных комплексов..... | 65 |
| Диль В. Ф. Синтез алгоритма управления воздушным судном по уравнениям Эйлера..... | 68 |
| Голованов И. Г. Актуальные вопросы снижения потерь и повышения качества электрической энергии в системе электроснабжения аэропортов..... | 75 |
| Кивокурцев А. Л. Особенности датчиков первичной информации, алгоритмов ориентации современных беспилотных инерциальных навигационных систем..... | 79 |
| Напольский В. П., Ивушкин О. В. Перспективное регулирование выходных параметров энергетических установок воздушных судов..... | 88 |
| Сафронов Д. Г. Средства и методы определения технического состояния аппаратуры глобально-локальных систем навигации современного воздушного судна..... | 94 |
| Сизых В. Н. Нейронное управление одним классом абсолютно устойчивых систем..... | 97 |
| Коновалов В. В., Киселева Л. А. Система комбинированного видения..... | 103 |
| Мишин С. В. Авиационный асинхронный электродвигатель с частотнозависимыми параметрами ротора..... | 107 |
| Махмудов Р. Ф. О., Колесников А. М. Системы электронной индикации на воздушном судне..... | 111 |
| СЕКЦИЯ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ, АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ» | |
| Косицын А. В. Моделирование и визуализация движений многозвенных авиационных конструкций в пакете Simulink среды Matlab..... | 114 |
| Понькин В. Н., Ерзиков А. М., Такмовцев В. В., Филиппов А. А. Повышение эффективности герметизации уплотнений роторов авиационных ГТД..... | 118 |
| Исаев А. И., Скоробогатов С. В. Формирование облика камеры сгорания газотурбинного двигателя с поперечной системой образования зоны обратных токов..... | 126 |
| Исаев А. И., Сафарбаков А. М., Майрович Ю. И. Методика проведения экспериментальных исследований по определению объема циркуляционных зон в импульсной камере сгорания..... | 130 |

| | |
|--|-----|
| Ходацкий С. А., Караваяев Ю. А. Оценка расходных характеристик маслопровода при внутривиточном подводе масла к межвальному подшипнику авиационного ГТД..... | 136 |
| Ходацкий С. А., Сафарбаков А. М., Кузнецов С. Н., Майрович Ю. И. Решение оптимизационной задачи по выбору наилучших геометрических характеристик импульсной камеры сгорания..... | 143 |
| Даниленко Н. В., Киренчев А. Г. Методика проведения исследования вихрей воздухозаборников экспериментальными методами..... | 151 |
| Сафин А. М., Крылов А. А., Петухов А. В. Тепловой контроль элементов конструкции самолета с сотовым наполнителем..... | 155 |
| Дворянцева Е. С. Результаты интеллектуальной деятельности как фактор роста нематериальных активов транспортно-сервисной компании..... | 160 |

СЕКЦИЯ «ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИННОВАЦИОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ТЕХНИЧЕСКОМ ВУЗЕ»

| | |
|--|-----|
| Асанов А. А., Сафонов А. А. Формирование модели педагогической технологии контекстно-компетентностного подхода обучения курсантов вуза..... | 164 |
| Кравченко А. В., Писарев Н. С., Стаценко Н. И. Перспективы внедрения обучающих программ в образовательный процесс..... | 169 |
| Туринцев С. В., Межетов М. А. Инновационные технологии при преподавании дисциплин радиотехнической направленности..... | 172 |
| Асанов А. А., Джаксбаев В. А., Сафонов А. А. Решение прикладных и образовательных задач с помощью программ динамики вертолета | 176 |
| Клепиков А. В., Матухин Е. Л., Зиятдинов А. М., Зиятдинова Р. М. Инновационное обучение студентов-иностранцев в техническом вузе..... | 180 |
| Данилин Д. В., Самаркин В. Г., Кондратенко Д. В. Предложения по разработке единых требований к средствам обучения в лётном вузе... .. | 183 |
| Самипур С. А. Влияние схемы армирования на объемное содержание волокна в процессе изготовления преформ методом радиального плетения..... | 186 |
| Данилин Д. В., Самаркин В. Г., Кондратенко Д. В. Инновационные технологии в образовательном процессе на базе мультимедийных средств и электронных учебников..... | 189 |

**СЕКЦИЯ «СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ, РАДИОЛОКАЦИИ,
РАДИОНАВИГАЦИИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»
«СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ И ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ»**

*Председатель – Лежанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО к.т.н., доцент
Секретарь – Ерохин В. В., доцент кафедры АРЭО к.т.н., доцент*

УДК 621.396.676

**ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ ОБЛУЧАТЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛУЧОМ
АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ ДИРИЖАБЛЯ ДАЛЬНЕГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО
ОБНАРУЖЕНИЯ**

Артюх А. С., заместитель начальника кафедры, к.т.н., доцент

Малугин К. А., преподаватель, к.т.н.

Столяров А. В., курсант

Миловацкий А. С., курсант

Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил

*«Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

В статье рассматривается устройство вспомогательного облучателя системы управления лучом нежесткой активной фазированной антенной решеткой (АФАР) радиолокационной станции дирижабля дальнего радиолокационного обнаружения. Приведены результаты моделирования диаграммы направленности пазовой антенны вспомогательного облучателя системы управления лучом нежесткой АФАР в программе автоматизированного проектирования HFSS.

Ключевые слова: дирижабль, нелинейно-дифракционный способ фазирования, система управления лучом, вспомогательный облучатель.

Анализ современного состояния систем дальнего радиолокационного обнаружения (ДРЛО) показывает такие недостатки, как отсутствие сплошного радиолокационного поля над территорией РФ; низкую эффективность наземных систем противовоздушной обороны при решении задач обнаружения малозаметных, малоразмерных и низколетящих целей [1].

Одним из перспективных направлений устранения отмеченных недостатков является использование авиационных комплексов ДРЛО, оснащенных радиолокационными станциями (РЛС) с активной фазированной антенной решеткой (АФАР). Принимая во внимание высокую стоимость производства и эксплуатацию самолетом-носителем аппаратуры ДРЛО; относительно непродолжительное время патрулирования воздушного пространства, требовательность к характеристикам взлетно-посадочной полосы, целесообразно рассмотреть в качестве площадки размещения аппаратуры ДРЛО аэростаты и дирижабли.

Радиолокационный комплекс на основе дирижабля, по сравнению с самолетным вариантом, способен обеспечить долговременный контроль воздушного и наземного пространства при значительно меньшей потребности и стоимости горюче-смазочных материалов; современные материалы обеспечивают высокую прочность и пожарную безопасность; посадка может производиться на необорудованные площадки соответствующих размеров.

Известно, что при увеличении длины волны РЛС от $\lambda_1 = 3$ см (Х-диапазон) до $\lambda_2 = 70$ см (Р-диапазон) возрастает эффективность обнаружения малоразмерных и малозаметных (выполненных по технологии СТЭЛС) целей. Размеры оболочки дирижабля допускают размещение излучающего полотна АФАР достаточно больших размеров, обеспечивающего в Р-диапазоне высокую разрешающую способность по угловым координатам [2].

Фазирование нежесткой конформной АФАР выпуклой формы практически не осуществимо известными способами [3]. При традиционном способе управления диаграммой направленности (ДН) нежесткой АФАР с использованием фазовращателей для управления фазами сигналов в отдельных излучателях необходимо в каждый момент времени измерять их координаты с точностью до долей длины волны, вычислять новые управляемые фазы и выставлять их с точностью до долей π . В результате названных операций погрешность фазы должна быть скомпенсирована изменением управляемой фазы в сигнале, излучаемым переместившимся излучателем нежесткой АФАР.

Для управления излучением нежесткой АФАР, размещенной на оболочке дирижабля, предлагается использовать систему управления лучом (СУЛ), в основе которой лежит нелинейно-дифракционный способ фазирования (НДСФ), характерный для нежестких антенных решеток [4].

Сущность НДСФ заключается в использовании специальным образом сформированного вспомогательного амплитудно-модулированного излучения, зависимость интенсивности которого от пространственных координат и времени совпадает с зависимостью от тех же аргументов плосковолнового электромагнитного поля, распространяющегося в направлении фазирования со скоростью света. Вспомогательное излучение носит название аналога плоской волны. Характеристикам плоской электромагнитной волны соответствуют биения, возникающие в результате суперпозиции двух и более близких по частоте монохроматических волн на выходе нелинейного элемента. С целью формирования биений используется вспомогательный облучатель, состоящий из двух слабонаправленных антенн. Каждый приемопередающий модуль нежесткой АФАР для приема аналога плоской волны должен содержать вспомогательную антенну и амплитудный детектор с квадратичной характеристикой.

Вспомогательный облучатель СУЛ нежесткой АФАР с НДСФ предлагается разместить на беспилотном летательном аппарате вертолетного типа. Антенны вспомогательного облучателя, разнесенные на расстояние ρ , характеризующее расстояние между фазовыми центрами, излучают сигналы с разными, но близкими по значению частотами ω_1 и ω_2 , разность которых равна рабочей частоте нежесткой АФАР $\Omega_p = \omega_1 - \omega_2$. Центр области формирования аналога плоской волны находится на расстоянии R от вспомогательного облучателя

$$R = \frac{\rho \omega_1}{\Omega_p} \cdot \quad (1)$$

Принимая во внимание, что ширина полосы рабочих частот нежесткой АФАР будет определяться диапазоном перестройки частот сигналов с антенн вспомогательного облучателя СУЛ, в качестве антенн вспомогательного облучателя целесообразно использовать пазовые антенны (ПА), называемые также излучателями Вивальди.

ПА обладают достаточной широкополосностью и относятся к классу антенн бегущей волны. Особенностью антенн этого типа является продольный характер излучения вдоль оси симметрии щели, в сторону ее расширения. Плоская конструкция пазового излучателя удобна для конформной установки на поверхности воздушного судна, допускает размещение цепей возбуждения на одной подложке, позволяет близко расположить излучатели в антенной решетке. Известно, что при длине ПА несколько длин волн минимальную ширину ДН имеет антенна с постоянной шириной щели, а максимальную – с экспоненциальной щелью. Согласование с коаксиальной или полосковой фидерной линией в ПА может быть достигнуто также с помощью дополнительных согласующих устройств. Установлено, что при длине ПА более четырех длин волн величина входного сопротивления $z_{вх}$ слабо зависит от формы щели, что упрощает ее согласование с фидерным трактом. Особенностью сверхширокополосной ПА является то, что она не имеет единого фазового центра, то есть при перестройке рабочей частоты условный фазовый центр антенны будет изменять свое местоположение [5].

С учетом вышеперечисленных особенностей ПА разработан вспомогательный облучатель СУЛ, состоящий из двух печатных излучателей, схематично представленный на рис. 1. Размеры каждого печатного пазового излучателя составляют 61×36 мм. Частота излучения ω_1 составляет 9,2 ГГц. Учитывая рабочую частоту, в качестве подложки используется высокочастотный материал типа ФАФ-4Д. Сканирование луча ДН планируется осуществлять путем поворота вспомогательного облучателя вокруг оси поворотного узла.

В соответствии с выражением (1) изменение частоты излучения ω_2 во второй ПА вызывает изменение величины ρ , характеризующей расстояние между первым и вторым излучателями, в результате чего будет изменяться расстояния от вспомогательного облучателя до центра области формирования аналога плоской волны.

На рис. 2 представлен одиночный излучатель СУЛ, разработанный в программе автоматизированного проектирования HFSS.

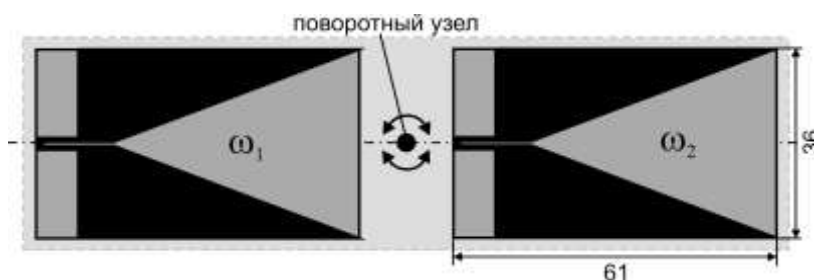


Рисунок 1 – Схема вспомогательного облучателя СУЛ

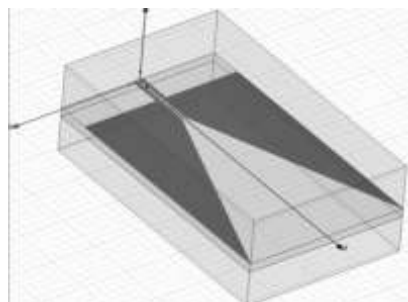


Рисунок 2 – Внешний вид пазовой антенны

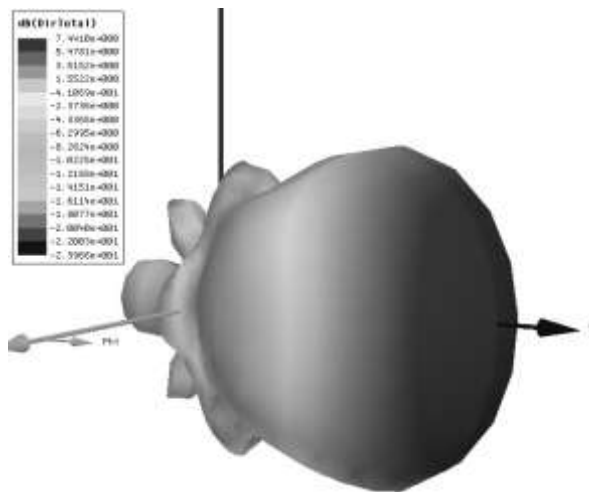


Рисунок 3 – Пространственная ДН ПА на частоте 9 ГГц

На рис. 3 представлена пространственная ДН одиночного излучателя СУЛ, а на рис. 4 – ДН в декартовой системе координат, полученные в программе автоматизированного проектирования HFSS. Диаграммы направленности построены на частоте 9 ГГц.

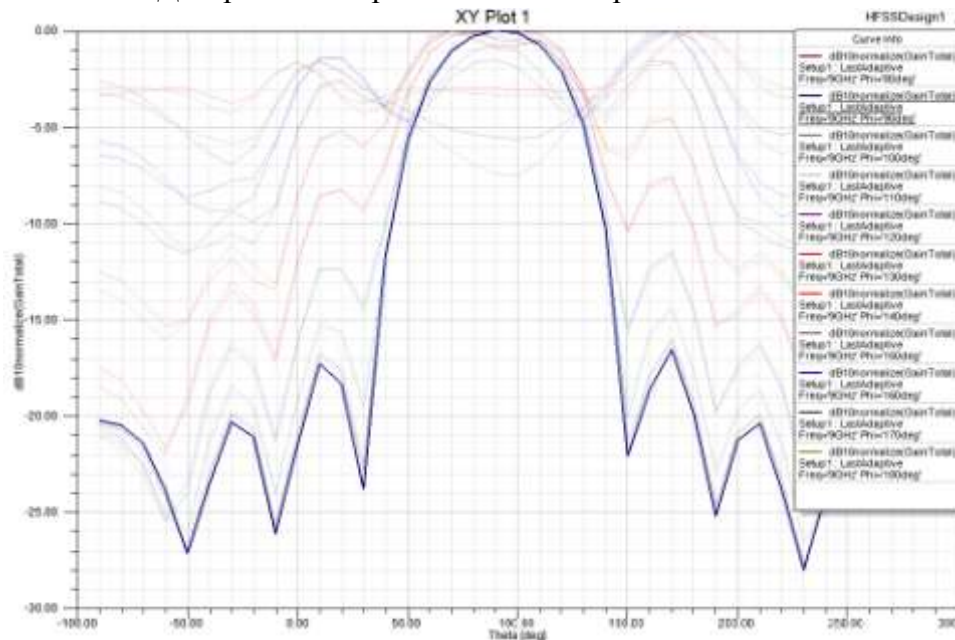


Рисунок 4 – ДН ПА в декартовой системе координат

В дальнейшем планируется проведение экспериментальной оценки характеристик направленности разработанного вспомогательного облучателя с помощью измерительной линии, предназначенной для исследования НДСФ. В состав измерительной линии входят генераторы Г4-111, измеритель разности фаз ФК2-18, передающие и приемные антенны.

Таким образом, для управления ДН нежесткой АФАР дирижабля ДРЛО разработан вспомогательный облучатель СУЛ, состоящий из двух печатных пазовых антенн. Получена оценка направленных свойств разработанной антенны с помощью программы HFSS, планируется проведение экспериментальных исследований вспомогательного облучателя СУЛ с помощью измерительной линии для исследования НДСФ.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Верба В. С.* Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения / В. С. Верба. – М.: Радиотехника, 2008. – 432 с.
2. *Дирижабль радиолокационного обнаружения / А. С. Артюх, К. А. Малугин, Р. Ю. Вахтин, В. О. Пономарев // Современные проблемы радиоэлектроники: сб. науч. тр. – Красноярск, СФУ, 2015. – С. 20–24.*
3. *Неудакин А. А.* Конформная фазированная антенная решетка с нелинейно-дифракционным способом фазирования / А. А. Неудакин, К. А. Малугин // Антенны. – 2012. – № 5. – С. 3–10.
4. *Артюх А. С.* Лопастная активная ФАР вертолетной БРЛС / А. С. Артюх // Вестник ИргТУ. – 2007. – № 1 (29). – С. 51–52.
5. *Лось В. Ф., Шаманов А. Н.* Сверхширокополосные излучатели для антенных решеток / В. Ф. Лось, А. Н. Шаманов // Антенны. – 2004. – № 8–9 (87–88). – С. 80–87.

УДК 621.396

КОМПЛЕКСНАЯ АППАРАТУРА АЭРОЛОГИЧЕСКОГО НАБЛЮДЕНИЯ АТМОСФЕРЫ В СИСТЕМЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ ГА

Биктеева Е. Б., ведущий программист

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

Аэрологическое радиозондирование атмосферы является важнейшим источником информации о стратификации атмосферы на всех высотах от уровня земли и до предельных высот, достигаемых современными воздушными судами. От точности и надежности работы сети аэрологического радиозондирования во многом зависит безопасность и экономическая эффективность авиационной деятельности. Целью создания комплексных систем радиозондирования атмосферы является интеграция (функциональная, информационная, структурная) измерителей пространственных координат аэрологического радиозонда (РЗ) в единую систему, в которой осуществляется совместная обработка информации, поступающей от спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС/GPS и аэрологической радиолокационных станции (АРЛС).

Ключевые слова: аэрологический радиозонд, комплексная аппаратура радиозондирования атмосферы, аэрологическая радиолокационная станция.

Аэрологические наблюдения (радиозондирование, шаропилотное зондирование, ракетное зондирование и др.) проводятся в целях измерения температуры, влажности, направления и скорости ветра в атмосфере до высоты 40 км. Аэрологическая сеть России и других стран является неотъемлемой частью Глобальной мировой сети радиозондирования Всемирной службы погоды и проводит аэрологические наблюдения в соответствии с требованиями, сформулированными в нормативных документах Всемирной Метеорологической Организации (ВМО). Основным потребителем аэрологических данных является авиация. Радиозондирование атмосферы является важнейшим источником информации о состоянии атмосферы на всех высотах полетов ВС ГА от уровня земли и до предельных высот, достигаемых современными ВС. От достоверности получаемых данных радиозондирования во многом зависит безопасность, регулярность полетов и экономическая эффективность деятельности ГА.

Целью работы является рассмотрение методов сопровождения радиозонда (РЗ) в пространстве и определение возможностей комплексирования измерителей пространственных координат РЗ, реализующих различные методы.

Основным методом сопровождения РЗ в России является радиолокационный метод (угломерно-дальномерный). В соответствии с этим методом в сферической системе координат измеряется наклонная дальность R_i от аэрологической радиолокационной станции (АРЛС) до РЗ, снабженного ответчиком

$$R_H = \frac{c}{2}(\tau_3 - \tau_0) + \Delta R, \quad (1)$$

где τ_0 – задержка сигнала в ответчике РЗ; ΔR – поправки, распространение сигнала в атмосфере.

К основным типам АРЛС относятся радиолокационные системы МАРЛ-А, ВЕКТОР-М, РАМ-1(2).

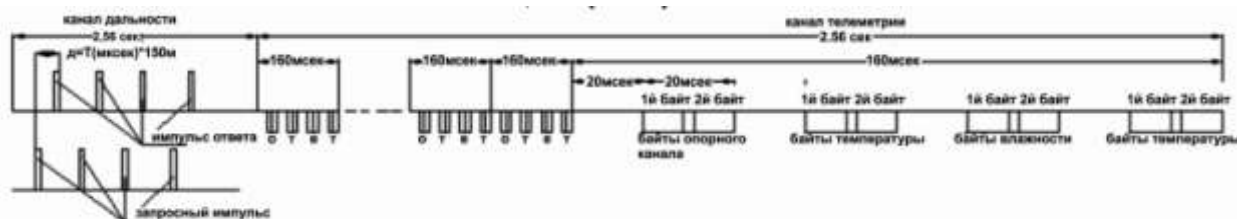


Рисунок 1 – Циклограмма работы радиозонда с АРЛС типа РАМ-1

На рис. 1 представлена циклограмма работы РЗ с АРЛС типа РАМ-1. В течение первых 2,56 с работает канал дальности, т.е. определяются пространственные координаты РЗ. В течение последующих 2,56 с с борта РЗ передаются данные о метеопараметрах атмосферы. Радиолокационный метод обладает рядом недостатков, основными из которых являются [1,2]:

- возможные срывы автосопровождения РЗ по угловым координатам из-за узкой диаграммы направленности антенны АРЛС при сильном боковом ветре в момент запуска;
- принципиальное снижение точности определения высоты подъема РЗ из-за ограниченной точности измерения угловых координат при значительных удалениях РЗ.

Вместе с тем, этому методу присущи достоинства, заключающиеся в полной автономности работы и невысокой стоимости и массе РЗ.

Современные системы аэрологического радиозондирования, используемые в Западной Европе, основаны на радионавигационном (спутниковом) методе сопровождения РЗ в полете. В радионавигационных системах для определения координат РЗ используются спутниковые радионавигационные системы (СРНС) ГЛОНАСС, GPS, а также может быть использована СРНС Galileo. Пространственные координаты РЗ определяются на борту с помощью установленного СРНС приемника (рис. 2) и передаются по радиоканалу на базовую станцию. В РФ существует, пока в единственном экземпляре, спутниковая система АРЗ «ПОЛЮС».

Основные недостатки радионавигационного метода сопровождения РЗ связаны с:

- ошибками распространения навигационного сигнала (ионосферная ошибка, тропосферная ошибка, ошибка, обусловленная многолучевостью);
- ошибками, обусловленными взаимным расположением навигационных космических аппаратов и РЗ (геометрический фактор);
- ошибками приемника навигационного модуля РЗ (шумы приемника, помехи, пропадание сигналов СРНС, нарушение целостности системы, ситуации, связанные с нештатным функционированием навигационных космических аппаратов), а также с высокой стоимостью РЗ.

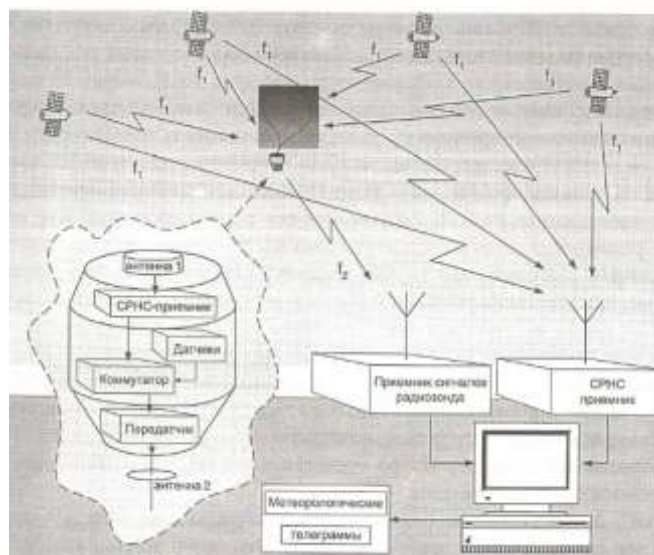


Рисунок 2 – Структура спутниковой системы радиозондирования

Достоинствами радионавигационного метода сопровождения РЗ являются:

- высокая точность определения координат РЗ, направления и скорости ветра;
- высокая разрешающая способность при определении направления и скорости ветра;
- низкое энергопотребление и масса базовой станции;
- легкая антенная система, отсутствие вращающихся частей в антенне.

Внедрение радионавигационных систем АРЗ является перспективным. Однако, учитывая их недостатки и недостатки радиолокационных систем АРЗ, целесообразным будет являться комплексирование радиолокационного и радионавигационного методов определения пространственных координат РЗ [3].

Целью создания комплексных систем радиозондирования атмосферы является:

1) интеграция (функциональная, информационная, структурная) измерителей пространственных координат аэрологического радиозонда (РЗ) в единую систему, в которой осуществляется совместная обработка информации, поступающей от спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС/GPS и аэрологической радиолокационных станции (АРЛС);

2) комплексная обработка метеорологической информации, поступающей по различным каналам телеметрии.

Комплексирование позволит удовлетворить современные требования по надежности и точности измерения метеорологических параметров атмосферы, особенно для нужд гражданской авиации.

Целесообразным представляется комплексирование радиолокационного метода и радионавигационного метода сопровождения РЗ в атмосфере, основанное на применении марковской теории оценивания случайных процессов [3]. Целью комплексирования является их интеграция измерителей пространственных координат радиозонда в единую систему, в которой осуществляется совместная обработка информации, поступающей от объединяемых устройств.

Комплексная аппаратура АРЗ позволит повысить точность пространственных координат РЗ, достоверность определения пространственного положения радиозонда, компенсировать возможные срывы РЗ и уменьшить влияние ошибок, обусловленных пропаданием сигналов СРНС и нештатным функционированием СРНС.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Болелов Э. А. Обеспечение метеорологической безопасности полетов воздушных судов за счет комплексирования методов сопровождения радиозонда / Э. А. Болелов // Проблемы безопасности российского общества. – 2016. – № 2, с.117–126.
2. Болелов Э. А. Математические модели информационных и сопутствующих процессов применительно к задаче комплексирования методов сопровождения аэрологического радиозонда в атмосфере // Проблемы безопасности российского общества. – 2016. – № 2, С. 101–109.
3. Болелов Э. А., Повышение надежности системы радиозондирования атмосферы за счет комплексирования методов сопровождения радиозонда в полете / Э. А. Болелов, Ю. М. Ермошенко, М. Б. Фридзон // Научный Вестник МГТУ ГА 2015. – № 222 (12), С.114–119.

УДК 621.396.96

АВТОМАТИЧЕСКАЯ РЕГУЛИРОВКА УСИЛЕНИЯ В СИСТЕМАХ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ С МНОЖЕСТВЕННЫМ ДОСТУПОМ

Ерохин В. В., доцент кафедры АРЭО, к.т.н., доцент
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Важной проблемой, ограничивающей применение систем радиосвязи с множественным доступом, является эффект «ближний-дальний». Данное явление свойственно всем технологиям многостанционного доступа. Мощность принимаемого сигнала зависит от взаимного расположения объектов, параметров канала распространения радиоволн и излучаемой мощности. Для устранения данной проблемы разработан и исследован оптимальный алгоритм автоматической регулировки усиления приемопередатчика синхронной системы авиационной радиосвязи с многостанционным доступом. Приведены результаты имитационного статистического моделирования. Показано, что реализация предложенного алгоритма позволяет устранить эффект «ближний-дальний».

Ключевые слова: автоматическая регулировка усиления, оценка времени задержки сигнала, система связи, эффект «ближний-дальний», множественный доступ.

Авиационная воздушная УКВ радиосвязь является одним из основных видов связи, используемым для обеспечения управления полетами (воздушными судами) ВС. В настоящее время к системам авиационной радиосвязи предъявляются достаточно жесткие требования по помехоустойчивости, достоверности и скорости передачи информации потребителям. Средства радиосвязи УКВ диапазона, обладая высокой пропускной способностью, обеспечивают устойчивую и бесперебойную связь между объектами в пределах прямой видимости, что обусловлено особенностями распространения радиоволн.

Однако повышение интенсивности воздушного движения приводит к увеличению числа самолетов в ограниченном объеме воздушного пространства, что неблагоприятно сказывается на качестве радиосвязи, так как возрастает вероятность ее нарушения из-за воздействия взаимных помех от работающих абонентов. Кроме этого, возрастают требования к качеству и достоверности передачи информации в авиационных каналах радиосвязи.

Для удовлетворения высоким требованиям к качеству радиосвязи и обмена данными предлагается использовать новые принципы организации связи, базирующиеся на применении сложных сигналов. Проектируемая система должна обладать более высокими характеристиками по сравнению с существующими системами радиосвязи.

В настоящее время для реализации обмена данными в системе автоматического зависимого наблюдения вещательного типа предлагается использовать УКВ линию передачи

данных (ЛПД) режима 4 (VDL mode 4), действует в диапазоне частот воздушной навигации 108–136, 975 МГц. Ширина канала 25 КГц, применяемый способ модуляции – фазовый с гауссовой фильтрацией (GFSK). Ключевой особенностью такой схемы модуляции является допустимое отношение сигнал/шум 12 дБ. Это означает, что при наложении сигналов с таким отношением мощностей транспондер корректно декодирует более мощный, отфильтровав слабый, наравне с шумами. При равных мощностях передатчиков транспондеров отношение мощности 12 дБ образуется при отношении расстояний до них, примерно равном 3 [Пятко, 2004, с. 215].

Установлено, что различия в уровнях мощности принимаемых сигналов, вызванных неодинаковой удаленностью транспондеров, приводят к проявлению эффекта «ближний-дальний». Эффект «ближний-дальний» проявляется в том, что приемник захватывает относительно мощный сигнал, и тем самым делает невозможным обнаружение и прием более слабых сигналов. Проблема заключается в ограниченном динамическом диапазоне приемника, что снижает способность по обнаружению слабого сигнала в присутствии более мощного. Данная проблема относится к приемникам, в которых разрешение аналого-цифрового преобразователя (АЦП) ограничивает диапазон обнаруживаемых сигналов. Согласно логике, работы в системе автоматической регулировки усиления (АРУ) приемника с приходом мощного сигнала уменьшается коэффициент усиления, чтобы предотвратить насыщение АЦП, который вызывает слабый сигнал, чтобы попасть в динамический диапазон [Yener, 2001, p. 1227].

В данной работе рассматривается способ управления коэффициентом усиления АРУ на основе оценки времени задержки сигнала в синхронной системе авиационной радиосвязи с множественным доступом.

В работах [Parsons, 2000, p. 89; Goldsmith, 2005, p. 185] показано, что если расстояние между передающей и приемной антеннами увеличивается, то мощность радиосигнала экспоненциально снижается по логарифмическому закону. Мощность принимаемого сигнала в децибелах может быть представлена как функция дальности d :

$$P_{прм}(d) = P_{прд}(u) - 20 \lg M - 10\gamma \lg\left(\frac{d}{d_0}\right) + n_p, \quad (1)$$

где $P_{прд}(u)$ – управляемая мощность; d_0 – калибровочное значение дальности; M – калибровочное значение мощности на дальности d_0 ; γ – коэффициент потерь энергии сигнала в среде; u – управляющий сигнал; n_p – белый гауссовский шум с нулевым математическим ожиданием и дисперсией D_p .

В синхронной системе каждый объект излучает свои сигналы в определенные, известные заранее всем объектам моменты времени. Такая организация работы позволяет любому из объектов, зафиксировав с высокой точностью, определяемой в значительной степени структурой сигнала, момент прихода сообщения, переданного другим объектом, измерить задержку распространения сигнала. Полученное значение задержки отличается от истинного на величину, определяемую рассогласованием временных шкал передающего и принимающего объектов.

Для измерения дальностей между объектами применяется беззапросный временной метод. Измеренная псевдодальность d между объектами сети определяется по временной задержке момента τ_i приема сигнала i -м объектом относительно априорно известного момента τ_j излучения этого сигнала j -м объектом

$$d = c(\tau_i - \tau_j) = c\tau, \quad (2)$$

где c – скорость распространения радиосигнала вдоль радиотрассы.

Таким образом, измеренная дальность между передатчиком и приемником является основной исходной информацией для реализации способа управления мощностью. Значение дальности можно определить путем измерения времени задержки сигнала в каналах обмена данными. Одним из возможных путей реализации предлагаемого способа оптимизации энергетических соотношений является управление уровнем сигнала в приемном тракте. Это осуществляется введением закона временной автоматической регулировки усиления (ВАРУ):

$$u(d) \sim 20 \lg(d / d_{\min}),$$

где d_{\min} – начальная дистанция работы ВАРУ (м), рассчитываемая в зависимости от максимальной дистанции и динамического диапазона приёмно-передающего тракта

$$d_{\min} = d_{\max} / D,$$

где d_{\max} – максимальный диапазон дальности (м); D – динамический диапазон приемного тракта.

Требуется найти управление u_v из множества допустимых, определяемое выражением [Сейдж, 1972, с. 253]:

$$u_v = -L_v \hat{x}_{v-1}, \quad (3)$$

где L_v – коэффициент усиления регулятора.

В соответствии с утверждением теоремы разделения или стохастической эквивалентности задачи синтеза оптимального управления и оптимальной фильтрации можно решать независимо (раздельно) [Сейдж, 1972, с. 254]. Для измерения псевдодальности в транспондере используется оптимальный фильтр второго порядка для следящей системы за задержкой огибающей сигнала [Тихонов, 1991, с. 366]. При синтезе сглаживающего фильтра второго порядка априорная модель изменения задержки сигнала задается уравнениями:

$$\tau_v = \tau_{v-1} + TV_{\tau,v-1}, \quad (4)$$

$$V_{\tau,v} = V_{\tau,v-1} + n_{\tau,v-1}, \quad (5)$$

где $n_{\tau,v}$ – ДБГШ с дисперсией D_{n_τ} .

Запишем уравнение наблюдения для следящей системы в виде

$$\xi_v = \tau_v + n_{\tau,v},$$

где $n_{\tau,v}$ – ДБГШ с дисперсией D_n .

Синтезируем фильтр Калмана, полагая, что модель изменения задержки определяется (4), (5). Уравнения оптимальной фильтрации имеют вид [Тихонов, 1991, с. 367]:

$$\hat{\tau}_v = \tilde{\tau}_{v-1} + K_{1,v} (\xi_v - \tilde{\tau}_v),$$

$$\tilde{\tau}_v = \hat{\tau}_{v-1} + TV_{\tau,v-1},$$

$$\hat{V}_v = \hat{V}_{\tau,v-1} + K_{2,v} (\xi_v - \tilde{\tau}_v),$$

$$K_{1,v} = \frac{R_{11,v}}{D_{n_\tau}}, \quad K_{2,v} = \frac{R_{12,v}}{D_{n_\tau}},$$

где R_{ij} – элементы матрицы \mathbf{R} дисперсий ошибок фильтрации вектора $\mathbf{x} = [\tau \ V_\tau]^T$, которая удовлетворяет уравнениям

$$\mathbf{R}_{x,v}^{-1} = \tilde{\mathbf{R}}_{x,v}^{-1} + \mathbf{H}^T \mathbf{H} / D_{n_\tau}, \quad \tilde{\mathbf{R}}_{x,v} = \Phi \tilde{\mathbf{R}}_{x,v-1}^{-1} \Phi^T + \mathbf{G} \mathbf{G}^T D_{w_\tau},$$

где $\tilde{\mathbf{R}}_{x,v}$ – матрица дисперсий ошибок экстраполяции вектора \mathbf{x} ;

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

В соответствии с выражением (1) и полученным алгоритмом фильтрации, вектор состояния в задаче совместного управления и оценивания представим в виде $\mathbf{x} = [P_{nрм}, \tau, V_\tau]^T$. Рекуррентное уравнение динамики управляемого выходного напряжения запишем в следующем виде:

$$P_{nрм,v} = P_{nрм,v-1} + \alpha \cdot \hat{u}_v,$$

где α – крутизна регулировочной характеристики.

Предлагаемый алгоритм позволяет выполнять автоматическое регулирование коэффициента усиления АРУ на основе измерения псевдодальности между абонентами сети.

Результаты имитационного статистического алгоритма управления приведены на рис. 1–2. На рис. 1 представлен график динамики управляющего сигнала в зависимости от количества тактов обработки информации. На рис. 2 характеристика системы АРУ, реализующей разработанный алгоритм совпадает с теоретической характеристикой логарифмической ВАРУ.

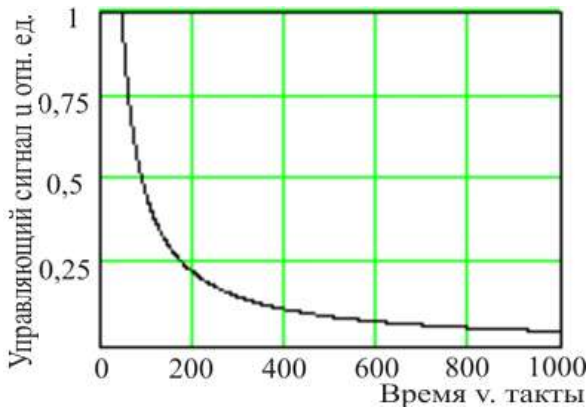


Рисунок 1 – Динамика управляющего сигнала

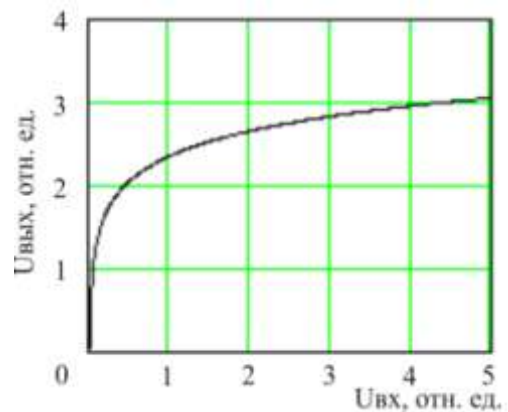


Рисунок 2 – Характеристика системы АРУ

Таким образом, синтезированный алгоритм позволяет формировать управляющее воздействие на изменение коэффициента усиления АРУ в зависимости от дальности между абонентами на основе оценивания с высокой точностью ($\sigma \approx 2$ нс) времени задержки сигнала. Сравнительный анализ результатов моделирования показал, что реализация предложенного алгоритма позволяет обеспечить требуемые энергетические характеристики между сигналами в авиационной системе обмена данными с множественным доступом.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Автоматизированные системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в авиации: учебное пособие / под ред. С. Г. Пятко и А. И. Красова. – СПб.: Политехника, 2004. – 446 с.
2. Сейдж Э. П. Оптимальное управление системами / Э. П. Сейдж, Ч. С. Уайт. – М.: Радио и связь, 1982. – 392 с.
3. Тихонов В. И. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем: учеб. пособие для вузов / В. И. Тихонов, В. Н. Харисов. – М.: Радио и связь, 1991. – 668 с.
4. Parsons J. D. The Mobile Radio Propagation Channel, 2nd ed. West Sussex: John Wiley & Sons, 2000, p. 414
5. Goldsmith A. Wireless Communications / A. Goldsmith. – New York: Cambridge University Press, 2005. – 561 p.
6. Yener A., Interference Management for CDMA Systems Through Power Control, Multiuser Detection, and Beamforming IEEE Transactions on Communications / A. Yener, R. D. Yates, S. Ulukus. – 2001. – Vol. 49, № 7.

УДК 621.391:621.396

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДАВЛЕНИЯ ПОМЕХ ПРИ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКЕ ШУМОПОДОБНЫХ СИГНАЛОВ

Патрикеев О. В., доцент кафедры АРЭО, доцент
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассмотрен метод повышения эффективности подавления помех в широкополосных системах связи, использующих при передаче информации каскадное кодирование совместно с оценкой качества принимаемого сигнала. Метод основан на использовании в канале оценки степени искажения принимаемых шумоподобных сигналов дополнительной информации о воздействии внешних помех, получаемой из устройства обнаружения и подавления помех. Применяется на этапе первичной обработки сигналов. Данный метод позволяет более точно оценить степень искажения принятого сигнала и снижает вероятность ложного стирания информационного символа, что приводит к увеличению эффективности работы каскадного кода и уменьшению вероятности ошибочного декодирования кодового блока.

Ключевые слова: связь, сигналы, шумоподобные, коды, каскадные, помехи, подавление.

Эффективное решение задач радионавигации, радиолокации и радиосвязи возможно при использовании для обмена информацией широкополосных систем, обладающих высокой помехозащищённостью при воздействии мощных сосредоточенных помех [1]. Высокая помехозащищённость достигается за счёт применения шумоподобных сигналов (ШПС), имеющих широкий спектр и хорошие корреляционные характеристики. Но при очень высоком уровне помех широкополосная система не сможет нормально функционировать. В такой ситуации увеличения помехоустойчивости системы можно добиться несколькими методами [1...4]:

- увеличением базы ШПС;
- подавлением помех при первичной обработке ШПС (до демодуляции сигнала);
- подавлением помех при вторичной обработке ШПС (после демодуляции сигнала).

Первый метод не изменяет алгоритма обработки ШПС, но предъявляет высокие требования к быстродействию устройств формирования и обработки сигналов [1].

Второй метод предполагает дополнительную обработку сигналов, например, такую как режекция мощных узкополосных помех и восстановление переданной информации по оставшейся части спектра ШПС. Этот метод является одной из эффективных технических мер борьбы с узкополосными помехами и может быть осуществлён различными устройствами, например: аналоговыми режекторными фильтрами; устройствами, осуществляющими режекцию в спектральной области с использованием прямого и обратного преобразования Фурье; адаптивными цифровыми фильтрами [1, 4].

Третий метод предполагает использование ШПС совместно с помехоустойчивыми каскадными кодами и оценкой качества принимаемого сигнала, что позволяет обнаружить искажённые помехами информационные сигналы и использовать их для дальнейшей обработки специальными алгоритмами [5].

Таким образом, применение в широкополосных системах рассмотренных методов совместно с ШПС, позволяет обеспечить эффективное подавление помех на этапах первичной и вторичной обработки информации. Структура такой системы приведена на рис. 1.

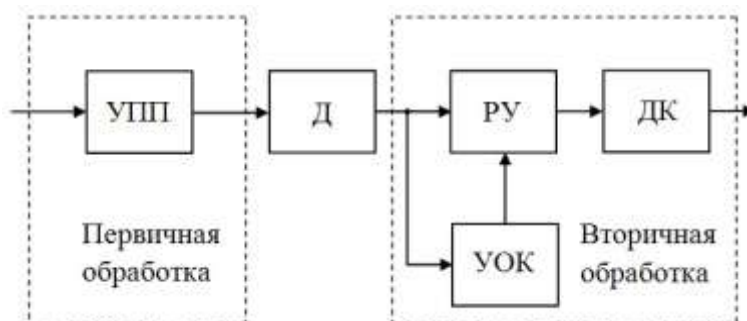


Рисунок 1 – Структура системы подавления помех

Устройство подавления помех (УПП) осуществляет режекцию помех на первом этапе обработки [4]. В том случае, если уровень спектральной плотности помех, а также другие их характеристики незначительно отличаются от соответствующих параметров ШПС, то это затрудняет их выделение на фоне полезного сигнала и подавление на этапе первичной обработки. Следовательно, при обнаружении и подавлении помех на этапе первичной обработки сигнала возможен пропуск помех, что приводит к ошибкам в работе канала синхронизации и демодулятора (Д) информационного канала. Ошибки демодулятора исправляются внешним декодером (ДК) каскадного кода [6], эффективность которого повышается при использовании на этапе демодуляции ШПС оценки качества (степени искажения) принимаемого сигнала [5]. Определение степени искажения ШПС помехой осуществляется устройством оценки качества (УОК). В простейшем случае оценка качества Q может быть двухуровневой: $Q=1$ – достоверный приём (высокое качество сигнала – сигнал слабо искажён помехой), $Q=0$ – низкая достоверность приёма (низкое качество сигнала – сигнал сильно искажён помехой). Информация о качестве сигнала поступает на решающее устройство (РУ), которое принимает окончательное решение η о принятом информационном символе (принятом ШПС) каскадного кода, по следующему алгоритму

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

где: a_j – решение о приёме информационного символа, после приёма и демодуляции сигнала $S_i(t)$, $i=0\dots M-1$; a_s – отказ от принятия решения о приёме информационного символа (стирание символа); $W[\xi(t)/S_i(t)]$ – апостериорная плотность вероятности i -го сигнала; $\xi(t)$ – принимаемая входная реализация, представляющая собой аддитивную смесь сигнала $S(t)$ и шума $n(t)$.

Решение о приёме информационного символа a_j осуществляется только в том случае, если оценка качества $Q = 1$, т. е. символ, получаемый на выходе РУ, считается достоверным. Если оценка качества $Q = 0$, то считается, что принятый сигнал был сильно искажён помехами и решение о приёме конкретного информационного символа недостоверно, тогда в информационный канал для дальнейшей обработки (на декодер ДК) передаётся символ отказа от декодирования (символ стирания a_s).

Алгоритм оценки качества, принимаемого ШПС, имеет следующий вид:

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

где: λ – порог сравнения, определяемый выражением

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

где C , C_e , C_s – соответственно, относительные потери при правильном решении (стоимость или цена правильного решения), потери при неправильном решении (цена ошибки) и потери при отказе от принятия решения в канале синхронизации.

Обычно принимают, что $C=0$, $C_e=1$, $C_s=0,5$, но это приводит к увеличению вероятности ошибочного декодирования P_{bs} кодового блока. Для её уменьшения необходимо C_s определять по критерию минимизации вероятности ошибки P_{bs} в информационном канале [5]:

$$C_{s_{opt}} = \underset{C_s}{MIN}^{-1} [P_{bs}(C_s, h_b^2, M, k)],$$

где: h_b – отношение сигнал/помеха на бит передаваемой информации в канале связи; M – объём алфавита системы сигналов, используемой для передачи информации; k – количество информационных символов внешнего помехоустойчивого M -ичного кода; P_{bs} – ошибка декодирования кодового блока внешнего помехоустойчивого кода, определяемая выражением

$$P_{bs} = \sum_t^N \sum_{s=s_1}^{N-t} [N! / t! S! (N-t-S)!] P_{ne}^t P_s^S (1 - P_{ne} - P_s)^{N-t-S}, \quad t = 0 \dots N,$$

где: N – длина внешнего помехоустойчивого кода; t – количество ошибок в кодовом блоке; S – количество «стёртых» символов; P_{ne} – вероятность необнаруженной ошибки приёма информационного символа; P_s – вероятность стирания информационного символа, а значение s_1 равно

$$s_1 = \begin{cases} d - 2t, & t \leq (d-1)/2, \\ 0, & t > (d-1)/2, \end{cases}$$

где d – кодовое расстояние внешнего помехоустойчивого кода (например, для кодов Рида-Соломона это расстояние равно: $d=N-k+1$).

В этом случае оптимальный порог принятия решения λ_{opt} будет равен

$$\lambda_{opt} = (1 - C_{sopt}) \sum_{i=0}^{M-1} W[\xi(t) / S_i(t)].$$

Таким образом, при использовании каскадного кода следующей структуры: внутренний код – ШПС; внешний код – код Рида-Соломона; применение оценки качества повышает эффективность подавления помех, т.к. более полно используются корректирующие способности внешнего кода. Например, если внутренний код каскадного кода представляет собой M -й ШПС $S_j(t)$, $j=0..M-1$, с малой базой $V=M$, сформированный на основе короткой двоичной псевдослучайной последовательности (ПСП) длины M , а внешний код – (N,k) код Рида-Соломона (РС) над полем $GF(M)$, имеющий максимальное кодовое расстояние d , то он позволяет исправлять любые комбинации из t ошибочно принятых и s стёртых символов α_j , $j=0..N-1$, кодового слова, представляющих собой принимаемые ШПС, при условии, что $2t + s < d$.

Следовательно, для более эффективного использования корректирующей способности кода Рида-Соломона необходимо разработать такой алгоритм оценки качества принимаемого сигнала, чтобы минимизировать число t ошибочно принятых символов и максимизировать число s правильно стёртых искажённых информационных символов, получаемых при демодуляции ШПС.

Для рассмотренного выше алгоритма работы устройства оценки качества принимаемого сигнала, дополнительного повышения помехозащищённости, можно добиться, используя при вторичной обработке информацию об обнаружении помехи γ ($\gamma=1$ – помеха есть; $\gamma=0$ – помехи нет), получаемую при первичной обработке сигнала устройством подавления помех. Это повышает эффективность работы устройства оценки качества за счёт использования дополнительной информации, которая позволяет увеличить вероятность правильного стирания Pr_s и уменьшить вероятность ложного (ошибочного) стирания Pl_s . Следовательно, для реализации более эффективного комбинированного алгоритма подавления помех в структуру системы, представленную на рис. 1, необходимо ввести дополнительную связь между устройством подавления помех при первичной обработке сигнала и устройством оценки качества, а также изменить алгоритм принятия решения устройством оценки качества с учётом этой дополнительной информации. Структура комбинированной системы подавления помех приведена на рис. 2.

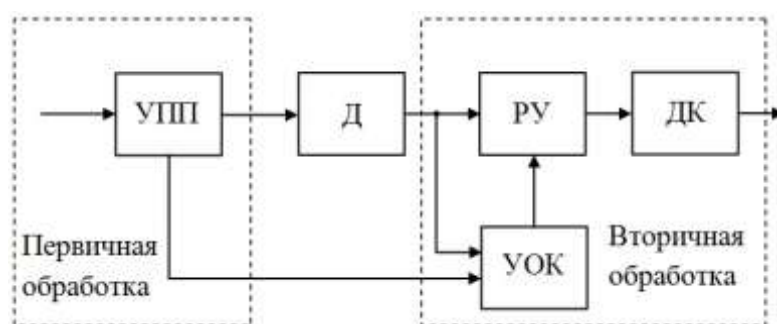


Рисунок 2 – Структура комбинированной системы подавления помех

Таким образом, принятие решения о качестве сигнала должно осуществляться по модифицированному алгоритму, вид которого должен определяться конкретными задачами, решаемыми широкополосной системой и её областью применения (радиолокация, радионавигация или радиосвязь).

Например, если стоит задача минимизации вероятности ложного (ошибочного) стирания символа, то устройство оценки качества, работающее по модифицированному алгоритму, должно выдавать оценку $Q_m=0$ при одновременном выполнении двух условий: $Q=0$ (качество низкое) и $\gamma=1$ (обнаружена помеха).

Тогда модифицированный алгоритм оценки качества принимаемого ШПС будет следующий:

$$Q_m = \begin{cases} 1, & W[\xi(t)/S_j(t)] \geq \lambda, \\ 0, & W[\xi(t)/S_j(t)] < \lambda, \quad \text{при } \gamma=1. \end{cases}$$

В этом случае работа устройства оценки качества будет по своей эффективности совпадать с режимом подавления сосредоточенных помех большой мощности, когда вероятность ошибочного стирания практически равна 0 и корректирующие способности каскадного кода используются максимальным образом: количество ошибочно принятых символов $t=0$, а количество правильно стёртых символов s стремится к значению $d-1$. Следовательно, помехи, даже малого уровня, обнаруживаемые на этапе первичной обработки, будут полностью подавлены.

Если стоит задача минимизации вероятности ошибочного приёма символа, то устройство оценки качества должно выдавать оценку $Q_m=1$ при одновременном выполнении двух условий: $Q=1$ (качество высокое) и $\gamma=0$ (помеха не обнаружена).

В этом случае алгоритм оценки качества принимаемого ШПС примет следующий вид

$$Q_m = \begin{cases} 1, & W[\xi(t)/S_j(t)] \geq \lambda, \quad \text{при } \gamma=0, \\ 0, & W[\xi(t)/S_j(t)] < \lambda. \end{cases}$$

При таком алгоритме корректирующие способности каскадного кода также используются максимальным образом: количество ошибочно принятых символов $t \rightarrow 0$, а общее количество стёртых символов s (как правильно, так и неправильно) будет ограничено значением $d-1$. Следовательно, для последующего правильного декодирования кодового блока достаточно оставлять лишь $N-d+1$ достоверно принятых символов ($Q_m = 1$), а остальные $d-1$ символов можно стирать, независимо от значения оценки Q . В этом случае также помехи малого уровня, обнаруживаемые на этапе первичной или вторичной обработки, будут полностью подавлены.

Возможен также вариант и более жёсткого модифицированного алгоритма: устройство оценки качества выдаёт оценку $Q_m=1$ при одновременном выполнении двух условий: $Q=1$ и $\gamma=0$, а оценку $Q_m=0$ при одновременном выполнении двух условий: $Q=0$ и $\gamma=1$. Такие оценки с высокой достоверностью указывают на правильно принятые символы, которые должны поступать на декодирование и ошибочно принятые символы, которые должны быть обязательно стёрты.

Следовательно, в этом случае алгоритм оценки качества принимаемого ШПС примет следующий вид:

$$Q_m = \begin{cases} 1, & W[\xi(t)/S_j(t)] \geq \lambda, \text{ при } \gamma=0, \\ 0, & W[\xi(t)/S_j(t)] < \lambda, \text{ при } \gamma=1. \end{cases}$$

Такой алгоритм также позволит эффективно использовать корректирующие способности каскадного кода: количество ошибочно принятых символов $t \rightarrow 0$, а общее количество стёртых символов s , как и в предыдущем случае, будет ограничено значением $d-1$. Следовательно, для последующего декодирования достаточно оставлять лишь $N-d+1$ достоверно принятых символов ($Q_m=1$), либо все достоверно принятые символы, если их количество меньше минимально необходимого для правильного декодирования кодового блока ($N-d+1$). Все недостоверно принятые символы ($Q_m=0$) должны быть стёрты, а среди оставшихся символов можно стереть символы, имеющие оценку $Q=0$, при условии, что общее количество стёртых символов n_s не превысит значение $d-1$. В этом случае также помехи малого уровня, обнаруживаемые на этапе первичной или вторичной обработки, будут полностью подавлены.

Окончательный вариант рассмотренного «жесткого» алгоритма оценки качества принимаемого ШПС можно описать следующим выражением:

$$Q_m = \begin{cases} 1, & W[\xi(t)/S_j(t)] \geq \lambda, \text{ при } \gamma=0, \\ 0, & W[\xi(t)/S_j(t)] < \lambda, \text{ при } \gamma=1 \text{ и при } n_s \leq d-1. \end{cases}$$

Таким образом, совместное использование информации о наличии помех, полученной на этапах первичной и вторичной обработки сигнала, позволяет более эффективно подавить помеху без использования дополнительных частотно-временных ресурсов широкополосной системы и снижения скорости передачи информации, при этом усложнение структуры системы будет минимальным.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Варакин Л. Е.* Системы связи с шумоподобными сигналами / Л. Е. Варакин. – М.: Радио и связь, 1985. – 384 с.
2. *Патрикеев О. В.* Подавление помех в широкополосных каналах связи / О. В. Патрикеев // Международная Научно-техническая конференция «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества»: материалы конф. – М., МГТУ ГА, 2016. – С. 144.
3. *Скрыпник О. Н.*, Подавление помех в широкополосных радиоканалах диапазона УВЧ / О. В. Патрикеев, О. Н. Скрыпник, Н. Г. Астраханцева // Научный вестник МГТУ ГА, № 209 (11). – М.: МГТУ ГА, 2014. – С. 129–135.
4. Устройство подавления узкополосных помех // Патент России № 2132592. 1999. // Патрикеев О. В., Парахин С. Б., Снисгирёв А. Н.
5. *Патрикеев О. В.* Оценка качества принимаемых сигналов в широкополосных системах передачи дискретной информации / О. В. Патрикеев // Исследования по геомагнетизму, аэронавигации и физике Солнца. – 1995. – № 103. – С. 224–230.
6. *Форни Д.* Каскадные коды / Д. Форни. – М.: Мир, 1970. – 207 с.

МОДЕЛЬ ГЛИССАДНОГО КАНАЛА СИСТЕМЫ ПОСАДКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУТНИКОВЫХ И БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

Рыжков Д. А, доцент кафедры АРЭО, к.ф.-м.н.

Сурдов С. С., студент

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Рассмотрена модель глиссадного канала системы посадки БПЛА в автоматическом режиме на основе использования спутниковых и барометрических измерений. Модель основана на использовании информации о текущей высоте относительно ВПП от навигационных датчиков, работающих на различных физических принципах, при совместной обработке в фильтре Калмана.

Ключевые слова: посадка, глиссада, спутник, баровысотомер, фильтр Калмана.

В настоящее время беспилотная авиация является бурно развивающейся отраслью. Задачи охраны лесов, опрыскивание сельхозполей, ледовая разведка, наблюдение за пожарной обстановкой – вот далеко не полный перечень решаемых задач с помощью беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). При этом, 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 спуск на парашюте. Недостатком этого способа является увеличение общей массы БЛА за счет массы парашютной системы, приводящей к необходимости существенного уменьшения массы полезной нагрузки. Из-за указанных массогабаритных ограничений использование для посадки парашютной системы на сверхлегких БПЛА затруднительно. Кроме того, раскрытие парашюта при сильном боковом ветре может привести к сносу БПЛА и к его механическому повреждению, например, о ветви деревьев.

Для средних и больших БПЛА известен способ посадки с помощью дистанционного управления. Однако дистанционное управление требует высокой квалификации оператора. В противном случае возможны неблагоприятные последствия. Например, при посадке можно повредить БПЛА сильным столкновением с ВПП. Для БПЛА больших размеров подобные методы не являются эффективными.

Для посадки БПЛА в автоматическом режиме предлагается система посадки на основе использования спутниковых и барометрических измерений [1,2]. При этом необходимо учитывать соответствующие требования:

- низкая стоимость;
- оперативное развертывание системы;
- мобильность.

По обе стороны от ВПП, в торцах, расположены приемники спутниковой радионавигационной системы (СРНС), которые производят измерения дальностей до всех видимых навигационных спутников и передают эту информацию на борт БПЛА. На борту БПЛА на основе полученной информации и информации от собственного приемника СРНС определяются относительные расстояния до одного R1 и до второго приемника R2 (рис. 1).

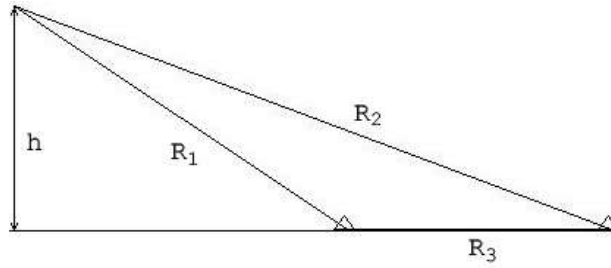


Рисунок 1 – Определение высоты над ВПП по трем дальностям

Предполагается, что расстояние R_3 между приемниками СРНС (длина взлетно-посадочной полосы (ВПП)) величина известная и заранее внесена в запоминающее устройство навигационного вычислителя БПЛА. Зная три стороны треугольника, образованного двумя дальностями и длиной ВПП, можно определить значение высоты этого треугольника опущенной из одной из вершин к одной из сторон. В данном случае это будет высота БПЛА относительно ВПП. С другой стороны, информацию о высоте относительно ВПП можно получить с помощью бортового баровысотомера. Совместная обработка информации о высоте, полученная от измерителей, работающих на различных физических принципах, позволит получить оценку текущей высоты относительно ВПП, с погрешностью меньшей, чем погрешности отдельных измерителей [1, 2].

Погрешности измерителей можно аппроксимировать следующим образом [3]:

– высота, измеренная СРНС:

$$H_s = H + \delta H_s(t) + \sqrt{\frac{N_{H_s}}{2}} n_{H_s}(t),$$

где H – вычисленная, на основе относительных местоопределений, высота

$$H = \frac{2}{R_3} \sqrt{p(p - R_1)(p - R_2)(p - R_3)}, \text{ где } p = \frac{1}{2}(R_1 + R_2 + R_3);$$

$\delta H_s(t)$ – случайная погрешность СРНС по вычисленной высоте.

Процесс $\delta H_s(t)$ можно описать математической моделью [3]:

$$\frac{d(\delta H_s)}{dt} = -\alpha_{H_s} \delta H_s + \sqrt{2\alpha_{H_s} \delta_{H_s}} n_{H_s}(t),$$

где δH_s – стационарное значение дисперсии процесса $\delta H_s(t)$, $n_{H_s}(t)$ – белый гауссовский шум СРНС с нулевым математическим ожиданием, $N_{H_s}/2$ – спектральная плотность этого шума,

– высота барометрическая

$$H_b = H + \delta H_b(t) + \sqrt{\frac{N_{H_b}}{2}} n_{H_b}(t),$$

где H – фактическая высота; $\delta H_b(t)$ – случайная погрешность баровысотомера.

Процесс $\delta H_b(t)$ можно описать математической моделью [3]:

$$\frac{d(\delta H_b)}{dt} = -\alpha_{H_b} \delta H_b + \sqrt{2\alpha_{H_b} \delta_{H_b}} n_{H_b}(t),$$

где δH_b – стационарное значение дисперсии процесса $\delta H_b(t)$, $n_{H_b}(t)$ – белый гауссовский шум СРНС с нулевым математическим ожиданием; $N_{H_b}/2$ – спектральная плотность этого шума.

Структурно блок оценки высоты является фильтром Калмана, который комплексирует измерители с помощью метода марковской линейной фильтрации.

Таким образом, входными параметрами блока оценки являются высота, вычисленная по данным относительных местоопределений СРНС, и высота, выдаваемая баровысотомером. Выходным параметром является высота относительно ВПП.

Оценка относительной высоты с помощью фильтра Калмана определяется следующими выражениями:

$$\hat{h}_k = A_{k,k-1} \cdot \hat{h}_{k-1} + K_k (z_k - H_k A_{k,k-1} \cdot \hat{h}_{k-1});$$

$$P_k = (I - K_k H_k) \tilde{P}_k;$$

$$\tilde{P}_k = A_{k,k-1}^T \cdot P_{k-1} A_{k,k-1} + \Theta_k;$$

$$K_k = \tilde{P}_k H_k^T (H_k \cdot \tilde{P}_k H_k^T + V_k)^{-1},$$

где \hat{h}_k – оценка высоты БПЛА относительно ВПП; K_k – матрица коэффициентов усиления фильтра Калмана; \tilde{P}_k – матрица дисперсий ошибок экстраполяции; P_k – матрица дисперсий ошибок фильтрации; $A_{k,k-1}$ – матрица эволюции процесса; H_k – матрица измерений, связывающая их истинный вектор состояния и вектор произведенных измерений; Θ_k – матрица шумов сообщения; V_k – матрица шумов измерений.

На рис. 2 представлены результаты моделирования измерений высоты с помощью относительного режима СРНС (тонкая темная линия), баровысотомера (тонкая серая линия) и результаты работы модели (жирная черная линия, пунктиром показана траектория посадки).

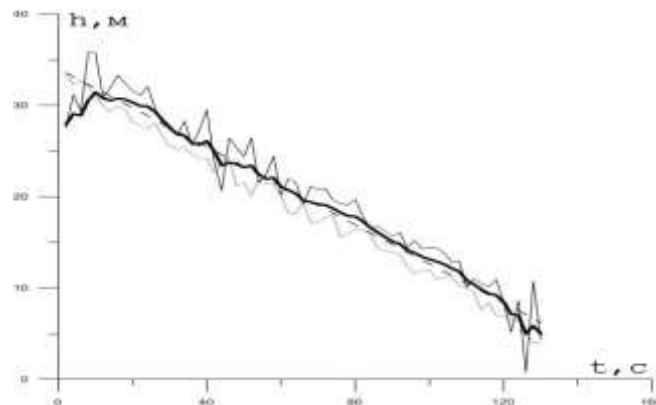


Рисунок 2 – Результаты моделирования высоты

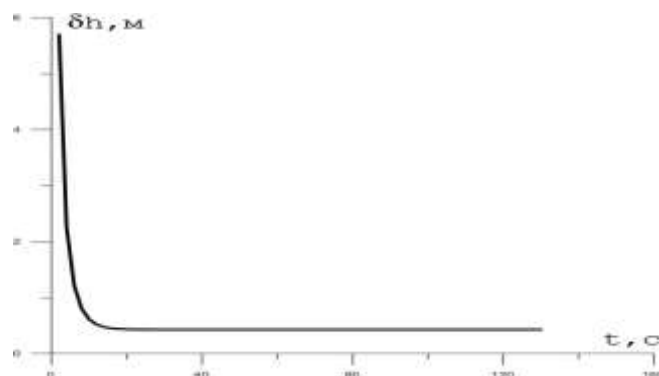


Рисунок 3 – График изменения ошибки определения высоты

На рис. 3 показано изменение ошибки определения высоты при совместной обработке данных измерений баровысотомера и СРНС в фильтре Калмана.

Таким образом, данная модель позволит БПЛА осуществлять посадку в автоматическом режиме, а для пилотируемых ВС может являться дополнительным каналом навигационной информации канала глиссады.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Бабич О. А.* Интегрирование спутниковых и барометрических методов измерения высоты полёта / О. А. Бабич // *Новости навигации.* – № 1, 2011.
2. *Панов С. В.* и др. Комплексование инерциальных датчиков со спутниковой радионавигационной системой на борту беспилотного летательного аппарата / С. В. Панов // *Вестник РГРТА.* – № 20, 2007.
3. *Ярлыков М. С.* Статистическая теория радионавигации / М. С. Ярлыков. – М.: Радио и связь, 1985.

УДК 621.396

МЕТОДЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ ТРАЕКТОРИЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ТЕХНОЛОГИЯХ СВОБОДНОЙ МАРШРУТИЗАЦИИ

Скрышник О. Н., зам. директора по УНР, д.т.н., профессор
Арефьева Н. Г., ассистент кафедры АРЭО
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье предлагается рассмотреть новый подход к конструированию траектории воздушных судов при свободной маршрутизации. В его основе лежит применение математического аппарата теории оптимального управления (теории графов), обеспечивающего конструирование оптимальной траектории в поле точности радионавигационных средств системы ОрВД.

Ключевые слова: теория графов, оптимальная траектория, A*, Дейкстра.

Многие десятилетия принципы организация воздушного движения (ОрВД) основывались на маркировании определенных наземных точек и привязке воздушных трасс к местоположению навигационных средств в этих точках. Такой подход в условиях роста интенсивности воздушного движения приводит к чрезмерной перегруженности отдельных областей воздушного пространства (ВП) и снижению уровня безопасности полетов.

Применение традиционных процедурных методов управления воздушным движением не позволяет выбирать наиболее эффективные маршруты полета и в полной мере использовать пропускную способность ВП. Это связано с тем, что полеты, как правило, приходится планировать с увеличенными интервалами продольного и бокового эшелонирования между воздушными судами (ВС) и с пролетом промежуточных контрольных точек (пунктов обязательного донесения). Указанные проблемы вызывают необходимость совершенствования системы ОрВД [1].

Основные принципы и направления развития и совершенствования системы ОрВД изложены в 4-й редакции Глобального аэронавигационного плана на 2013–2028 г. г. (Doc.9750-AN/963), предлагающего ее блочную модернизацию [1].

Аэронавигационный план (Блок 2) предполагает переход от статичных маршрутов к свободной маршрутизации (процедурам динамического изменения маршрута полета), что позволит в ряде случаев снизить полетное время между пунктами маршрута и, соответственно, уменьшить расход топлива и эмиссионные выбросы. Перспективные технологии базируются на концепции PBN (Performance Based Navigation) – навигации, основанной на характеристиках (точности, целостности, непрерывности функционирования)), и навигационных спецификациях RNP (Required Navigation Performance) и RNAV (Aerial Navigation) [2].

Переход к использованию перспективных технологий ОрВД, к которым относятся и процедуры свободной маршрутизации, предоставляет права экипажам ВС выбирать оптимальные по условиям воздушной обстановки маршруты полетов. Это предполагает обеспечение высокой точности и надежности навигационно-временных определений ВС и уровня ситуационной осведомленности о воздушной обстановке в используемом воздушном пространстве.

Предлагается новый подход к конструированию наилучших в плане точности аэронавигационного обеспечения и, соответственно, минимальных по длине линии фактического пути (ЛФП), траекторий полета при свободной маршрутизации. В его основе лежит применение математического аппарата теории оптимального управления (теории графов), обеспечивающего конструирование оптимальной траектории в поле точности радионавигационных средств системы ОрВД.

Нахождение кратчайшего пути между двумя пунктами представляет собой классическую транспортную задачу. Применительно к авиационной транспортной системе ВП или его отдельные элементы (узлы), между которыми происходит движение ВС, удобно представить в виде связей или сети маршрутов. Такие сети моделируются в виде графов, а совокупность определенно соединённых вершин позволяет построить оптимальный маршрут полета [Карнаухов В. А., 2009, с. 63].

К самым известным и популярным алгоритмам поиска пути (траектории) относятся: алгоритм поиска A^* , алгоритм Дейкстры, волновой алгоритм.

Алгоритм Дейкстры. Алгоритм Дейкстры находит все кратчайшие траектории из одной изначально заданной вершины графа до всех остальных и работает только для графов без ребер отрицательного веса.

Каждой вершине приписывается вес G – это расстояние от начальной вершины A до данной F_{np} (рис. 1, а). Алгоритм работает пошагово, на каждом шаге определяется расстояние до вершины F_{np} (вес ребра) и уменьшает вес вершин.

Расчёт всех кратчайших путей из одной изначально заданной вершины A графа до всех остальных вершин представлен на рис. 1, б. Сплошными стрелками показаны оптимальные

маршруты до каждой вершины, а пунктирными стрелками обозначены не оптимальные маршруты до каждой вершины (из-за лишнего шага).

Также каждая вершина может быть выделена. Если вершина выделена, то путь от нее до начальной вершины кратчайший, если нет – временный. Обходя граф, алгоритм считает для каждой вершины маршрут, и, если он оказывается кратчайшим, выделяет вершину.

Пусть, например, необходимо найти кратчайшее расстояние из вершины А в вершину Б (рис. 1, в). Для всех соседних для А вершин алгоритм также рассчитывает веса, при этом ни при каких условиях не выделяя их. Алгоритм заканчивает свою работу, дойдя до конечной вершины Б, и весом кратчайшего пути становится вес конечной вершины. Из рис. 1, в видно, что алгоритм выбрал два пути, поэтому необходим дополнительный критерий выбора.

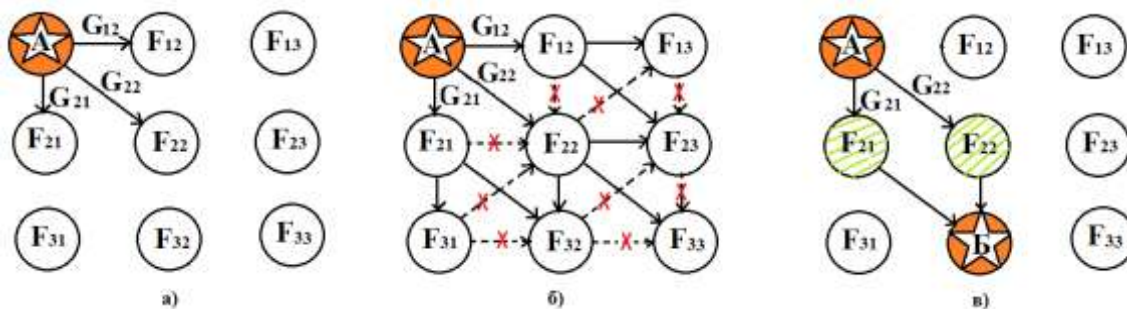


Рисунок 1 – Пояснения к алгоритму Дейкстры

Алгоритм поиска A*(A star). Алгоритм A* позволяет найти во взвешенном графе маршрут наименьшей стоимости от начальной вершины А до конечной В. Данный метод позволяет сочетать математический и эвристический подход для нахождения стоимости пути.

Эвристические функции (или эвристики) представляют собой наиболее общую форму, в которой к алгоритму поиска подключаются дополнительные знания о задаче (в нашем случае – частная ортодромия, как априорно известная линия кратчайшего расстояния между точками на земной поверхности) [Стюарт Рассел, Питер Норви, 2006, 154 с].

В классическом алгоритме A* (рис. 2) порядок обхода вершин определяется эвристической функцией «расстояние + стоимость» $F(x)=G(x)+H(x)$. Здесь $G(x)$ – функция стоимости достижения рассматриваемой вершины из начальной вершины, $H(x)$ – эвристическая оценка расстояния от рассматриваемой вершины до конечной вершины графа. На рис. 2 представлена работа алгоритма на примере графа, где необходимо найти маршрут с наименьшей стоимостью от начальной вершины А до конечной В.

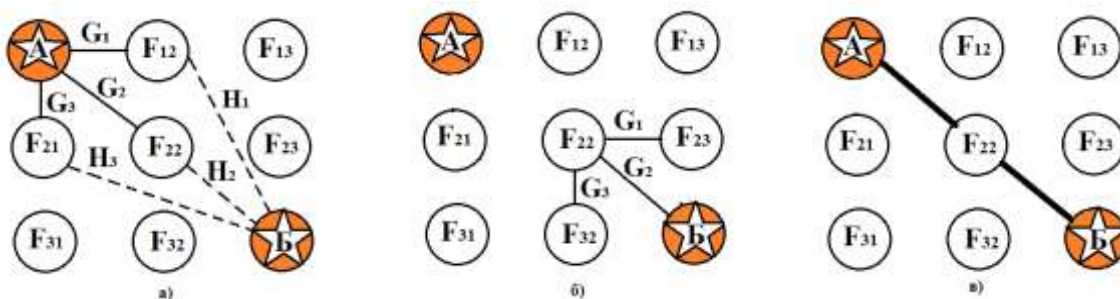


Рисунок 2 – Пояснения к алгоритму A*

Таким образом, за счёт использования не затратной эвристической функции, A^* будет проверять не больше, а на практике – значительно меньше узлов графа, чем алгоритм Дейкстры, а значит, будет работать быстрее.

Волновой алгоритм. Волновой алгоритм позволяет найти минимальный путь в графе. Алгоритм поиска в ширину лежит в основе этого метода. В основном волновой алгоритм применяется для нахождения самого кратчайшего пути в графе, и в общем случае находит лишь его длину.

Исходные данные, цели и задачи, которые требуются для работы волнового алгоритма можно кратко сформулировать следующим образом: волновой алгоритм решает задачу нахождения (поиска) пути на плоской двумерной клетчатой карте. Каждой клетке карты присваивается одно из двух состояний «пустая» и «препятствие», также выбираются клетки «начала» и «конца» пути.

Цель волнового алгоритма (как и большинства других алгоритмов) – это задача прокладывания или нахождения пути между начальной А и конечной точкой Б (клеткой).

Волновой алгоритм работает с конца, т. е. из конечной клетки Б во все направления распространяется волна с шагом в одну клетку по радиусу (рис. 3, а). Далее волна распространяется из соседних клеток и т. д. (рис. 3, б). Этот процесс длится, пока не будет достигнута клетка начала пути А или не будут заполнены все поля, т. е. задача не разрешима.

Волна движется только по пустым клеткам, а сама траектория строится при движении от конечного элемента Б к начальному А, номер фронта волны должен уменьшаться (рис. 3, в).[4] (<http://orionx1.ru/volnovoj-algoritm.html>)

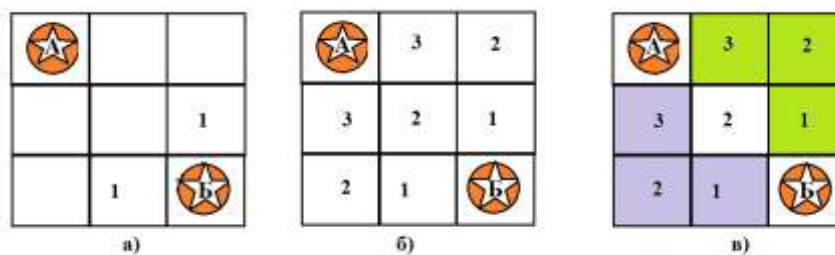


Рисунок 3 – Пояснения к волновому алгоритму

Перечисленные методы поиска пути могут использоваться для построения оптимальных маршрутов при свободной маршрутизации. При этом каждый из перечисленных алгоритмов имеет как достоинства, так и недостатки.

Алгоритм Дейкстры приоритетен в случаях поиска пути до всех точек области поиска, а также в случае отсутствия какой-либо эффективной эвристической функции оценки расстояния между элементами области поиска. Алгоритм характеризуется большими вычислительными затратами, если искать оптимальный маршрут для больших расстояний.

Алгоритм A^* эффективен при одиночном поиске пути между двумя точками, если возможно эффективно эвристически получать примерную дистанцию между элементами области поиска. Использование эвристической функции в алгоритме приводит к сокращению вычислительных затрат.

Волновой алгоритм эффективен, если область поиска имеет неравномерную проходимость, что затрудняет эвристические вычисления для A^* [5] (<http://www.studfiles.ru/preview/3240496>).



Рисунок 4 – К пояснению отличия линий заданного и фактического пути

Таким образом, рассмотренные алгоритмы позволяют найти оптимальный путь (траекторию), но при этом не учитывается точность выдерживания данной траектории, которая зависит от точности аэронавигационного обеспечения. Поэтому разность между ЛФП и расчетной ортодромией (линией заданного пути) может быть достаточно существенной (рис. 4).

Предлагается конструировать траекторию полета, оптимальную по протяженности ЛФП. Для этого необходимо разработать критерий оптимальности, учитывающий точность удерживания ВС в задаваемом коридоре воздушной трассы. Такой критерий должен использовать информацию о точности аэронавигационного обеспечения в предоставляемом воздушном пространстве.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Глобальный аэронавигационный план на 2013–2028 г.г. // Международная организация гражданской авиации. Дос 9750-AN/963. Четвертое издание, 2013.
2. Руководство по навигации, основанной на характеристиках. Дос 9689, Четвертое издание, 2013.
3. Карнаухов В. А. Теория графов и сетей при моделировании процессов УВД / В. А. Карнаухов. – Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2009. – 63 с.
4. Стюарт Рассел Искусственный интеллект. Современный подход / С. Рассел, П. Норви. – Москва, Санкт-Петербург, Киев: Издательский дом «Вильямс», 2006. – 154 с.
5. Р. Иванов Волновой алгоритм. Нахождение пути в лабиринте [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://orion1.ru/volnovojs-algorithm.html> (дата обращения: 21.04.2017)
6. Курсовая работа «Приложение «Имитация движения транспортного средства по пересеченной местности» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.studfiles.ru/preview/3240496> (дата обращения: 21.04.2017)

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К НАЗЕМНЫМ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИМ РАДИОЛОКАТОРАМ БЛИЖНЕЙ АЭРОДРОМНОЙ ЗОНЫ

Фридзон М. Б., заведующий НИЛ-4, д.т.н., профессор
Галаева К. И., аспирант

*Московского государственного технического университета гражданской авиации
(г. Москва)*

Рассмотрены существующие наземные метеорологические радиолокационные станции X-диапазона. Сформулированы основные тактико-технические характеристики разрабатываемой метеорологической радиолокационной станции ближней зоны аэродрома. Приведены современные требования к метеорологическим радиолокационным станциям.

Ключевые слова: метеорологическая радиолокационная станция; ближняя аэродромная зона; опасные метеорологические явления; секторный обзор.

ВВЕДЕНИЕ

Наземные метеорологические радиолокаторы (далее – МРЛ) являются источником данных о метеорологических явлениях и параметрах с высокой дискретностью во времени и пространстве. Внедрение МРЛ с 40-х–начала 50-х гг. XX века обеспечило дальнейшее развитие метеорологии в направлении изучения мезомасштабных явлений погоды (в том числе опасных явлений погоды) [Вельтищев и Степаненко, 2007, с. 5], а также позволило использовать в оперативной практике полученные метеорологические данные.

Известно, что безопасность полётов во многом определяется метеорологическими условиями. Согласно [Методическое пособие. Расследование авиационных происшествий и инцидентов, связанных с метеорологическими факторами, 2009, с. 3] с 1984 по 2009 гг. около 20% авиационных происшествий были связаны с неблагоприятными метеорологическими условиями. Использование метеорологических радиолокаторов в оперативной практике позволит избежать авиационных происшествий, возникающих из-за опасных метеорологических явлений.

1 АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ И ОСОБЕННОСТЕЙ ИХ ХАРАКТЕРИСТИК

В связи с особенностями распространения радиоволн в атмосфере, наиболее широко применяются наземные метеорологические радиолокаторы X – диапазона (8–2 ГГц).

Другое достоинство X-диапазона заключается в возможности использования относительно малых антенн (около 2 м), что позволит применять МРЛ не только в стационарном, но и в мобильном варианте, назначение которой – предоставление метеорологической радиолокационной информации в ближней зоне аэродрома (до 100 км).

В других странах такие локаторы (табл. 1) используются для метеорологического обеспечения крупных объектов, небольших городов, аэродромов с возможным последующим объединением в единую метеорологическую сеть.

Таблица 1 – Сравнительная характеристика метеорологических радиолокационных станций

| МРЛП Параметр (характеристика) | WR10X | | E700XD | EMPAR X band | RXM-25 | SSWR -X100D | CINRAD/XD | HYDRIX® radar |
|--------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------|---|----------------------------------|------------------|---------------------------------------|-----------------------|---------------|
| № п/п | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | |
| Производитель | Eldes Lassen International (Италия) | EWR Radar Systems (США) | | Ridgeline Instruments Inc. (США) | TOSHIBA (Япония) | BEIJING METSTAR RADAR CO.,LTD (Китай) | NOVIMET S.A.(Франция) | |
| Рабочая частота | X-диапазон | | | | | | | |
| Мощность | 10 кВт (магнетрон) | 10- ки кВт | 1000 Вт | 8 кВт | 400 Вт | не менее 1 кВт | 70 кВт | |
| Дальность обнаружения, км | 100 км | 120 км | 150 км | до 50 км | 150 км | 100 км | 150 км | |
| Тип антенны | Параболическая | | Активная антенна с электронным сканированием (AESA) | Параболическая | | | | |
| Ширина ДНА | 3,2° x 3,2° | 1,8 x 1,8 | 3,8° x 2° | 1,4° x 1,4° | 1,2° x 1,2° | 1° x 1° | 1,5° x 1,5° | |
| Вес | 100 кг | 170 кг | 100 кг | 100-150 кг | 100-150 кг | 100-150 кг | 200 кг | |
| Размеры | диаметр – 90 см высота – 130 см | 1,9 м x 1,14 м x 1,21 м | диаметр – 120 см, высота – 150 см | 1,8 м | 2 м | 2-2,5 м | 1,6 м | |

Анализ табл. 1 позволят выделить особенности построения наземных метеорологических радиолокаторов ближней зоны аэродрома:

- в большинстве случаев мощность рассмотренных МРЛ зарубежного производства варьируется от десятков до сотен кВт, что говорит об использовании дорогих и относительно ненадежных высоковольтных приборов в передатчике;

- используются параболические антенны;

- массо-габаритные характеристики указанных МРЛ варьируются до 200 кг, что усложняет процесс монтажа/демонтажа, увеличивая стоимость таких работ.

В нашей стране диапазон X традиционно использовался в метеорологических импульсных радиолокаторах серии МРЛ: МРЛ-1, МРЛ-2, МРЛ-5 [Временные методические указания по использованию информации доплеровского метеорологического радиолокатора ДМРЛ-С в синоптической практике, 2014, с. 12], которые в настоящее время технически и морально устарели, а разработки, связанные с созданием МРЛ ближней зоны отсутствуют.

Таким образом, на основании приведённого анализа можно сделать вывод о том, что необходима отечественная разработка метеорологической радиолокационной станции ближней зоны аэродрома (далее – МРЛС БАЗ) со следующими характеристиками.

Во-первых, необходимо использовать современный твердотельный передатчик с мощностью до 100 Вт в импульсе, что обеспечивает экологическую безопасность. А использование твердотельных приемо-передающих модулей позволит повысить надежность МРЛС БАЗ и комплекса в целом.

Во-вторых, МРЛС БАЗ с щелевой антенной решёткой, в отличие от аналогов с параболическими антеннами, имеет более высокий коэффициент использования поверхности при меньшем весе. При этом качество предоставления метеорологической информации остаётся приемлемым и соответствует отечественным и международным требованиям.

В-третьих, малые габаритные размеры и масса упрощают требования к монтажу МРЛС БАЗ и значительно уменьшают стоимость таких работ.

В-четвертых, использование твердотельного когерентного передатчика обеспечит оценку ветровых и турбулентных характеристик метеоявлений, что существенно расширит информационные возможности МРЛ.

В-пятых, предполагается реализация возможности получения конечных радиолокационных продуктов, что не требует от потребителя покупки отдельного программного обеспечения.

2 СОВРЕМЕННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИМ РАДИОЛОКАЦИОННЫМ ПРОДУКТАМ

Назначение МРЛС БАЗ заключается в обеспечении метеорологической информацией метеорологических служб и подразделений аэродромов гражданской авиации, экипажей воздушных судов и других потребителей радиолокационной метеорологической информации.

Рассмотрим основные требования, предъявляемые на современном этапе к метеорологическим радиолокационным продуктам.

Согласно источнику [Приказ от 21 июня 2004 г. № 95, 2004, Приложение] предъявляются следующие основные требования:

- обнаружение и классификация метеоявлений при круговом обзоре пространства (облачность, осадки обложные, осадки ливневые, грозы град);

- диапазон измерения радиоэхо: от поверхности земли до 20000 м с дискретностью измерения не менее 250 м;
- оценка интенсивности осадков, суммы осадков за заданный промежуток времени;
- определение скорости и направления перемещения облачных систем;
- время обновления информации – около 10 мин.

Таким образом, современная МРЛС БАЗ должна как минимум решать задачи, указанные в вышеперечисленных требованиях.

3 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИОРИТЕТНЫХ ПУТЕЙ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ МРЛС БАЗ

На основании проделанного анализа существующих метеорологических радиолокационных станций и особенностей их характеристик и рассмотренных требований к метеорологическим радиолокационным продуктам выделим приоритетные пути повышения эффективности работы разрабатываемого МРЛС БАЗ:

- расширение информационных возможностей (разработка метеорологических радиолокационных продуктов в виде карт 2-D и 3-D, внедрение новой метеорологической радиолокационной информации о ветровых характеристиках, разработка нового инструментария – построение вертикальных сечений по маршрутам следования воздушных судов, вертикальных профилей в точке и др.);
- обеспечение мобильности за счет низких массо-габаритных характеристик (применение МРЛС БАЗ в мобильном и стационарном варианте, возможность использования МРЛС БАЗ на временных аэродромах и в местах чрезвычайных ситуаций);
- обеспечение метеоинформацией широкой номенклатуры летательных аппаратов (представление радиолокационной метеоинформации в двух режимах: «ОБЗОР» и «СЕКТОР», последний из которых позволит получать более детальные данные о сдвигах ветра и турбулентности на этапах взлёта и посадки воздушных судов);
- применение щелевой антенной решетки, имеющей более высокий коэффициент использования поверхности по сравнению с параболическим типом антенны;
- применение твёрдотельного когерентного приёмопередающего модуля (позволит получать данные о радиальной скорости и ширины спектра радиальных скоростей, а также их производных: векторного поля скоростей, сдвигов ветра, турбулентности);
- получение более точных ветровых характеристик (при использовании режима «СЕКТОР»);
- расширение номенклатуры решаемых задач (предоставление данных не только о метеорологической, но и орнитологической обстановке).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в настоящей статье обоснованы современные требования к метеорологической радиолокационной станции ближней зоны аэродрома отечественного производства с применением щелевой антенной решётки, твёрдотельного когерентного приёмопередающего модуля с низкими массо-габаритными характеристиками.

Предъявляются следующие современные требования к продуктам, выдаваемым метеорологической радиолокационной станцией ближней зоны аэродрома: разработка необходимых радиолокационных продуктов в виде карт 2-D, 3-D, вертикальных сечений и профилей, а также необходимого инструментария для оперативной работы метеоролога; разработка специальных режимов «ОБЗОР» и «СЕКТОР»; получение более детальных

данных о сдвигах ветра, турбулентности на этапах взлёта и посадки воздушных судов; разработка алгоритмов, с помощью которых станет возможным оценивать орнитологическую обстановку.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Вельтищев Н. Ф.* Мезометеорологические процессы / Н. Ф. Вельтищев, В. М. Степаненко. М., 2007. – 126 с.
2. Временные методические указания по использованию информации доплеровского метеорологического радиолокатора ДМРЛ-С в синоптической практике. М., 2014. – 110 с.
3. Методическое пособие. Расследование авиационных происшествий и инцидентов, связанных с метеорологическими факторами. Изд. 3. – Москва, 2009 – 57 с.
4. О внедрении на радиолокационной сети Росгидромета «Основных технических требований к системе обнаружения опасных атмосферных явлений и штормового оповещения на базе метеорологических радиолокаторов» от 21 июня 2004 г. № 95.

УДК 621.391:621.396

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ В МОНОИМПУЛЬСНЫХ РЛС

Лежанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО, к.т.н., доцент
Патрикеев О. В., доцент кафедры АРЭО, доцент
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассмотрен метод повышения точности измерения времени приёма отражённого сигнала в моноимпульсных радиолокационных станциях. Метод основан на использовании в канале измерения дальности дополнительной информации о степени искажения принимаемых отражённых сигналов и отказе от определения времени задержки по принятому сигналу, в том случае, если он сильно искажён помехой. Данный метод повышает точность измерения времени задержки принимаемого сигнала, за счёт снижения влияния помех на канал дальности, что также приводит к увеличению разрешающей способности по дальности.

Ключевые слова: радиолокация, дальность, время приёма, сигналы, импульсы, отраженные, шумоподобные, искажения, помехи.

Принцип измерения дальности в моноимпульсных радиолокационных станциях основан на предположениях, что радиоволны распространяются прямолинейно и с постоянной скоростью, равной скорости света $v=c$. В реальных условиях это выдерживается с достаточно большой точностью. Измерение дальности сводится к фиксации моментов излучения зондирующего радиосигнала радиолокационной станции и приёма отражённого от цели радиосигнала, затем измеряется временной интервал между этими моментами времени – время запаздывания сигнала t_z . Для этих целей широко используется импульсная модуляция зондирующего радиосигнала. В зависимости от вида модуляции радиосигналы могут быть простыми, либо сложными (сигналы с внутриимпульсной модуляцией, шумоподобные сигналы).

При наличии шумовых помех оптимальным считается измерение времени запаздывания сигнала t_z по положению максимума отражённого сигнала (в случае использования простых сигналов) или его корреляционной функции (при использовании сложных, шумоподобных сигналов). В этом случае дальность D до цели равна

$$D = ct_3 / 2.$$

Точность измерения дальности определяется влиянием различных внешних и внутренних факторов, которые приводят к возникновению погрешностей случайных и систематических.

Систематические погрешности входят в результат измерения, они являются либо постоянными, либо закон их изменения известен, что позволяет их скомпенсировать при калибровке канала измерения дальности радиолокационной станции (РЛС). Например, такие погрешности могут быть обусловлены внутренним запаздыванием сигнала в элементах РЛС или инструментальными погрешностями метода измерения.

Случайные погрешности обычно обусловлены внешними факторами и предполагается, что они распределены по нормальному закону. Следовательно, для оценки точности можно воспользоваться среднеквадратичным отклонением $\sigma(D)$.

Погрешность каждого измерения дальности D будет определяться как разность между истинным значением D_0 и D_k – измеренным при k -м измерении дальности

$$\Delta D = D_0 - D_k.$$

Если произведено достаточно большое число n измерений, то среднеквадратичное значение погрешности, определяемое по несмещённой ошибке дисперсии, будет равно [4]:

$$\sigma(D) = \pm \sqrt{\sum_{k=1}^n (\Delta D_k)^2 / (n-1)}.$$

Случайные погрешности, имеющие различный характер и происхождение являются, как правило, независимыми, следовательно, их дисперсии должны суммироваться. Поэтому результирующая среднеквадратичная погрешность измерения дальности будет определяться выражением [4]:

$$\sigma_{\Sigma}(D) = \sqrt{\sigma_{pac}^2(D) + \sigma_{ц}^2(D) + \sigma_{ном}^2(D) + \sum_{k=1}^n \sigma_i^2(D)},$$

где $\sigma_{pac}(D)$ – среднеквадратичная погрешность, связанная с условиями распространения радиоволн; $\sigma_{ц}(D)$ – погрешность из-за флуктуации кажущегося центра отражения цели; $\sigma_{пот}(D)$ – потенциальная погрешность измерения дальности; $\sigma_i(D)$ – инструментальная погрешность, возникающая в i -м узле РЛС, а также аппаратурная погрешность из-за флуктуаций отражённого сигнала.

Рассмотренная модель суммарной среднеквадратичной погрешности измерения дальности не учитывает такой важной характеристики радиолокационной цели как её отражающая способность. Основной характеристикой радиолокационной цели, определяющей уровень сигнала на входе приёмника РЛС, является эффективная площадь рассеяния (ЭПР) радиоволн χ_c , определяемая исключительно конкретной геометрией и материалами отражающей поверхности радиолокационного объекта. Обычно под ЭПР радиолокационного объекта понимают такую поверхность идеализированного объекта, которая равномерно рассеивает всю падающую на него энергию, создавая в точке приема такую же плотность потока отраженной энергии, как и реальная цель.

Величина ЭПР χ_c каждой конкретной радиолокационной цели является меняющейся и случайной для наблюдателя величиной, зависящей от результата интерференции радиоволн, отраженных доминирующими отражателями цели – «блестящими» точками.

Значение ЭПР χ_{Σ} зависит от ракурса θ_{Σ} цели, длины волны λ зондирующего сигнала РЛС, количества и взаимного расположения «блестящих» точек и их вклада в суммарный отражённый сигнал.

На рис. 1 представлены диаграммы вторичного переизлучения (графики зависимости ЭПР) радиолокационной цели от её ракурса и длины волны ($a - \lambda = 3-5$ м, $b - \lambda = 10$ см) [3].

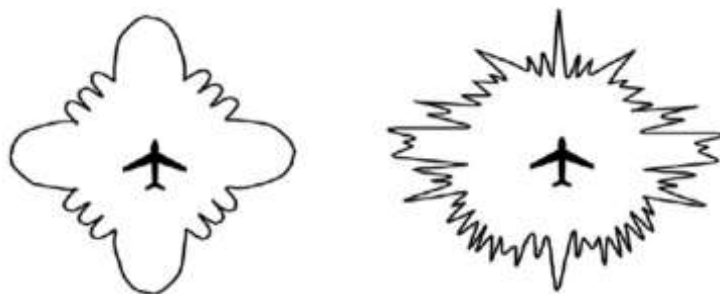


Рисунок 1 – Диаграммы обратного вторичного излучения самолета в горизонтальной плоскости

Изрезанность диаграммы ЭПР (рис. 1) и межобзорные флуктуации отражённых сигналов, вплоть до глубоких замираний, в основном проявляются на более коротких дециметровых (ДМВ) (наземные РЛС) и сантиметровых (СМВ) (бортовые РЛС) волнах и при увеличении размеров и сложности формы ЛА возрастают.

Следовательно, для любой цели, перемещающейся относительно РЛС, угол θ_{Σ} непрерывно меняется, что вызывает изменение среднего значения ЭПР χ_{Σ} за время облучения тобл цели. Вращение турбин (винтов) самолёта и вибрация элементов его конструкции в полете приводит к изменению мгновенного значения ЭПР $\chi_{i\Sigma}$ от импульса к импульсу.

Кроме изменения ЭПР, на уровень сигнала на входе приёмника РЛС оказывает сильное влияние несовпадение плоскостей поляризации излучаемого и отражённого от цели радиолокационных сигналов.

Таким образом, изменение среднего χ_{Σ} и мгновенного $\chi_{i\Sigma}$ значений ЭПР, несовпадение плоскостей поляризации, приводит к изменению среднего и мгновенного значений уровня мощности отражённого сигнала на входе приёмника РЛС, что, соответственно, вызывает изменение отношения сигнал/шум $2E_c/N_0$ и дополнительно снижает потенциальную точность измерения дальности $\sigma_{\text{пот}}(D)$, которая напрямую зависит от отношения сигнал/шум и для зондирующих сигналов с равномерным спектром в полосе Δf_c определяется выражением [4]

$$\sigma_{i\dot{\theta}}(D) = \frac{c\sqrt{3}}{2\pi\Delta f_c \sqrt{2E_c/N_0}}.$$

Учитывая, что флуктуации ЭПР и поляризации напрямую не связаны с уровнем шумов на входе приёмника РЛС, т. е. приводят к дополнительной независимой ошибке измерения дальности, окончательное выражение для результирующей погрешности можно записать

$$\sigma_{\Sigma}(D) = \sqrt{\sigma_{\text{рас}}^2(D) + \sigma_{\dot{\theta}}^2(D) + \sigma_{\text{ном}}^2(D) + \sigma_{\text{эпр}}^2(D) + \sigma_{\text{поляр}}^2(D) + \sum_{k=1}^n \sigma_i^2(D)},$$

где $\sigma_{\text{ЭПР}}(D)$ – среднеквадратичная погрешность, связанная с флуктуациями ЭПР цели; $\sigma_{\text{поляри}}(D)$ – среднеквадратичная погрешность, связанная с несовпадением плоскостей поляризации излучаемого и отражённого сигналов.

Итак, наибольший вклад в результирующую ошибку измерения дальности (времени задержки отражённого сигнала) вносят слагаемые, зависящие и влияющие на уровень сигнала на входе приёмника РЛС: $\sigma_{\text{пот}}(D)$ – потенциальная погрешность измерения дальности; $\sigma_{\text{ЭПР}}(D)$ – среднеквадратичная погрешность, связанная с флуктуациями ЭПР цели и $\sigma_{\text{поляри}}(D)$ – среднеквадратичная погрешность, связанная с несовпадением плоскостей поляризации излучаемого и отражённого сигналов.

Следовательно, существенно повысить точность измерения дальности (времени задержки отражённого сигнала) можно, если повысить среднее значение отношения сигнал/шум (среднее значение мощности сигнала) на входе приёмника РЛС.

Учитывая, что энергетические ресурсы бортовых РЛС сильно ограничены (наземные РЛС имеют гораздо больший энергетический потенциал), а также то, что никакого влияния на ЭПР радиолокационной цели и, соответственно, на флуктуации ЭПР и несовпадение плоскостей поляризации излучаемого и отражённого сигналов РЛС оказать не может, то для повышения точности измерения дальности (времени задержки отражённого сигнала) следует использовать методы обработки, не связанные с энергетическими характеристиками сигнала. Также, для того, чтобы минимизировать усложнения конструкции РЛС, желательно не изменять структуру используемых в конкретной РЛС зондирующих сигналов и методы их демодуляции.

Одним из методов, позволяющих повысить точность измерения дальности (времени задержки отражённого сигнала), без увеличения энергетических и частотно-временных ресурсов РЛС, является метод, основанный на оценке степени искажения принимаемого (отражённого от цели) зондирующего сигнала [1, 2].

Определяя уровень искажения отражённого от цели сигнала и исключая из дальнейшей обработки сигналы, сильно искажённые помехами или имеющие низкий уровень из-за флуктуации ЭПР и несовпадения плоскостей поляризации, можно повысить точность измерения дальности (времени задержки отражённого сигнала), т. к. при этом растёт среднее значение отношения сигнал/шум в измерительном канале и улучшается потенциальная точность измерения всех параметров радиолокационного сигнала.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Патрикеев О. В.* Подавление помех в широкополосных каналах связи / О. В. Патрикеев // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: материалы Международной Научно-технической конференции. – М., 2016. – С. 144.
2. *Патрикеев О. В.* Оценка качества принимаемых сигналов в широкополосных системах передачи дискретной информации / О. В. Патрикеев // Исследования по геомагнетизму, аэронавигации и физике Солнца. – 1995. – № 103. – С. 224–230.
3. Основы построения радиолокационных станций радиотехнических войск: учебник / под общ. ред. В. Н. Тяпкина. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т., 2011. – 536 с.
4. *Финкельштейн М. И.* Основы радиолокации / М. И. Финкельштейн. – М.: Радио и связь, 1983. – 536 с.

ВЛИЯНИЕ КОРРЕЛЯЦИОННОЙ СВЯЗИ МЕЖДУ ПОЛЯРИЗАЦИОННЫМИ КАНАЛАМИ ПРИЕМА СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

Логвин А. И., профессор кафедры УВД, д.т.н., профессор¹

Лутина Л. Э., к.т.н.²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации

²Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации
(г. Москва)

Статья посвящена вопросу синтеза оптимального приемника комплексированной системы на базе методов марковской теории оптимальной фильтрации. Для решения задач дистанционного зондирования находят широкое применение комплексированные системы, состоящие из активного и пассивного (радиометра) радиолокатора. Однако вопрос о построении оптимальных систем обработки входящих сигналов в таких системах недостаточно отражен в соответствующей литературе. Учет корреляционных связей между шумовыми компонентами активного и пассивного канала приводит к появлению в структуре оптимального приемника дополнительных перекрестных связей. Вычисление дисперсии ошибки информационного параметра от нормированной функции взаимной корреляции между шумовыми компонентами показало, что увеличение степени корреляции и учет этого увеличения в приёмном устройстве снижает ошибку фильтрации информационного параметра.

Ключевые слова: дистанционное зондирование, комплексирование, поляризация, корреляционные связи.

Как правило, при синтезе активных устройств с адаптацией по поляризации шумы в каналах приема считаются статистически независимыми [3]. Это приводит к соответствующей независимости алгоритмов обработки сигналов в каждом из ортогональных поляризационных каналов приема сигналов. В действительности интенсивность шумов в каналах приёма зависит от множества внешних факторов, влияющих на оба канала. Аналогичная ситуация может наблюдаться и в случае комплексированной системы, когда возникает коррелированность шумов в активном и пассивном каналах приема и при этом коэффициент корреляции между шумовыми составляющими каналов $R_n \neq 0$ [1].

В работе [1] отмечено, что наблюдаемое на практике наличие корреляции между элементами изображений, формируемых активной и пассивной РЛС от одних и тех же участков поверхности, объясняется тем, что регистрируемые сигналы являются усредненными характеристиками принимаемых колебаний, и они пропорциональны либо модулю их комплексной амплитуды, либо мощности, усредненной на некотором промежутке времени, а также пространственном интервале, определяемом техническими характеристиками средств визуализации изображений. Случайность этих сигналов не связана с природой хаотического теплового излучения, а непосредственно связана со случайным характером неровностей поверхности и ее электрофизических свойств.

Поэтому проведём синтез оптимального приёмника для случая, когда шумовая матрица ковариации не является диагональной, т. е.:

$$N = \frac{1}{2} \left\| \begin{array}{cc} N_{01} & R_n \sqrt{N_{01} N_{02}} \\ R_n \sqrt{N_{01} N_{02}} & N_{02} \end{array} \right\|, \quad (1)$$

где: R_n – нормированная функция взаимной корреляции шумов активного и пассивного радиолокаторов; N_{01} – спектральная плотность шума в приёмном канале пассивного радиолокатора (радиометра); N_{02} – спектральная плотность шума в приёмном канале активного радиолокатора.

В качестве основного информационного параметра комплексированной системы, подлежащего оценке, выбираем коэффициент излучения зондируемой подстилающей поверхности $\alpha(t)$, который выводится из соотношения [4]:

$$T_{\text{я}}(\nu) = \alpha(\nu)T_0,$$

где T_0 – термодинамическая температура подстилающей поверхности; ν – частота излучения; $T_{\text{я}}(\nu)$ – радиояркая температура подстилающей поверхности, которая связана, в свою очередь, с мощностью теплового радиоизлучения P_T соотношением [4]:

$$P_T = M_T \cdot T_{\text{я}},$$

где M_T – некоторый постоянный коэффициент, определяемый для данной поверхности.

Отметим, что коэффициент излучения α в общем случае зависит от времени t и частоты излучения ν и связан достаточно простым соотношением с коэффициентом отражения (рассеяния) радиоволн $R(\nu)$ от той же подстилающей поверхности

$$R(\nu) = 1 - \alpha(\nu).$$

Полагаем, что коэффициент излучения α имеет фиксированное значение при данной частоте излучения ν , но меняется со временем в процессе дистанционного зондирования.

Таким образом, целью работы является проведение синтеза оптимальной структуры комплексированной системы дистанционного зондирования для оценки информационного параметра $\alpha(t)$ при условии наличия взаимной коррелированности шумов в каналах комплексированной системы.

Для решения задачи используем методы марковской теории нелинейной фильтрации, описанные в [5].

Вектор наблюдения входного сигнала $E(t)$ представляет собой аддитивную сумму полезных сигналов и шумов в виде двух составляющих в активном

$$E_1(t) = S_1(t) + n_1(t),$$

и пассивном каналах приёма

$$E_2(t) = S_2(t) + n_2(t), \quad (2)$$

где $n_1(t)$ и $n_2(t)$ – шумы наблюдения активного и пассивного каналов, имеющие статистические характеристики:

$$\langle n_i(t) \rangle = 0; \quad \langle n_i(t_1) n_i(t_2) \rangle = N_i \cdot \delta(t_2 - t_1);$$

$\langle \dots \rangle$ – знак математического ожидания; $N_i = \text{const}$; $\delta(t)$ – дельта-функция Дирака.

Полезные сигналы могут быть представлены в виде:

$$S_1(t) = [1 + M_A(1 - \alpha(t))] \cdot f(t - T_e(t)) \tilde{n} \cos(\omega_1 t + \varphi); \quad (3)$$

$$S_2(t) = M_T \alpha(t) T_0(t) \tilde{n} \cos \omega_2 t; \quad (4)$$

где ω_1 и ω_2 – рабочие частоты активного и пассивного каналов, которые в дальнейшем

примем равными, т. е. $\omega_1 = \omega_2 = \omega_0$,

функция $f(t - T_k(t))$ описывает колоколообразную форму импульса:

$$f(t-T_k) = \begin{cases} A_0 \exp \left\{ -\frac{\pi}{2\tau^2} \left(t - T_k + \frac{\tau_n}{2} \right)^2 \right\} & \text{при } t < T_k - \frac{\tau_n}{2}; \\ A_0 & \text{при } T_k - \frac{\tau_n}{2} \leq t \leq T_k + \frac{\tau_n}{2}; \\ A_0 \exp \left\{ -\frac{\pi}{2\tau^2} \left(t - T_k - \frac{\tau_n}{2} \right)^2 \right\} & \text{при } t > T_k + \frac{\tau_n}{2}, \end{cases} \quad (5)$$

где M_A – постоянный коэффициент, определяемый для данной поверхности;

M_T – индекс модуляции сигнала пассивного канала;

A_0 – амплитуда импульса;

φ – высокочастотная фаза, которую в дальнейшем рассмотрении примем равной нулю;

T_k – момент прихода k-го импульса;

τ_i – длительность плоской части импульса;

τ – длительность колокольной части импульса;

$\tau_u = \tau + \tau_n$ – длительность импульса.

При записи сигнала не учитывается время задержки импульса при его высокочастотном заполнении, т. к. это связано с тем, что данные вопросы достаточно подробно изложены в [5], где показано изменение структурной схемы при соответствующем учёте задержки импульса по его высокочастотному заполнению и даны количественные оценки для определения апостериорной дисперсии выделяемого параметра.

Форму записи стохастического априорного дифференциального уравнения для коэффициента излучения $\alpha(t)$ примем в виде

$$\dot{\alpha} = -\alpha(\alpha - \alpha_0) + n_\alpha(t), \quad (6)$$

где $\alpha_0 = \langle \alpha(t) \rangle$ – математическое ожидание коэффициента излучения; точка над буквой означает операцию взятия производной по времени; $n_\alpha(t)$ – гауссовский шум коэффициента излучения с параметрами $\langle n_\alpha(t) \rangle = 0$.

$$\langle n_\alpha(t_1) n_\alpha(t_2) \rangle = \frac{1}{2} N_\alpha \cdot \delta(t_2 - t_1);$$

где N_α – шумовая составляющая коэффициента излучения; α – параметр, характеризующий ширину спектра флуктуаций коэффициента излучения $\alpha(t)$.

При этом уравнение алгоритма фильтрации можно записать в виде

$$\dot{\alpha}^* = -\alpha(\alpha^* - \alpha_0) + K_{\alpha\alpha} \cdot F_\alpha(\alpha^*), \quad (7)$$

где знак * означает оценочное значение параметра; $K_{\alpha\alpha}$ – апостериорная дисперсия ошибки оценивания параметра α ; $F_\alpha(\alpha^*)$ – производная от функции F по параметру α ; F – производная по времени наблюдения от логарифма функции правдоподобия, определенная в [5, 6].

Решение задачи оценки коэффициента излучения сводится к определению функции F, которая, согласно [5], может быть представлена как

$$\hat{F} = \hat{S}^T(\Lambda^*, t) \hat{N}^{-1} [\hat{E}(t) - \frac{1}{2} \hat{S}(\Lambda^*, t)] \quad (8)$$

где символ $\hat{\square}$ над буквой означает матрицу; $\hat{S}^T(\Lambda^*, t)$ – вектор-столбец полезных сигналов; символ T соответствует транспонированию; $\hat{E}(t)$ – вектор-столбец принимаемых реализаций; Λ^* – вектор оцениваемого параметра – коэффициента излучения; \hat{N}^{-1} – матрица обратная N .

С учетом выражений (1) и (2) последнее соотношение записывается:

$$\hat{F} = \|S_1(t), S_2(t)\| \cdot \left\| \begin{array}{cc} \frac{2}{N_{01}(1-R_n^2)} & -\frac{2R_n}{(1-R_n^2)\sqrt{N_{01}N_{02}}} \\ -\frac{2R_n}{(1-R_n^2)\sqrt{N_{01}N_{02}}} & \frac{2}{N_{02}(1-R_n^2)} \end{array} \right\| \cdot \left\| \begin{array}{c} E_1(t) - \frac{1}{2}S_1(t) \\ E_2(t) - \frac{1}{2}S_2(t) \end{array} \right\| \quad (9)$$

или в развёрнутом виде

$$F = \frac{2}{(1-R_n^2)} \left\{ \frac{S_1(t)[E_1(t) - \frac{1}{2}S_1(t)]}{N_{01}} - \frac{R_n S_2(t)}{\sqrt{N_{01}N_{02}}} \cdot [E_1(t) - \frac{1}{2}S_1(t)] - \frac{R_n S_1(t)}{\sqrt{N_{01}N_{02}}} \cdot [E_2(t) - \frac{1}{2}S_2(t)] + \frac{S_2(t)[E_2(t) - \frac{1}{2}S_2(t)]}{N_{02}} \right\} \quad (10)$$

Соответственно, для производной функционала F_x получим

$$F_x = \frac{2}{(1-R_n^2)} \left\{ \begin{array}{l} (E_1(t) - S_1(t)) \left[\frac{1}{N_{01}} \frac{\partial S_1}{\partial x} - \frac{R_n}{\sqrt{N_{01}N_{02}}} \cdot \frac{\partial S_2}{\partial x} \right] + (E_2(t) - S_2(t)) \times \\ \times \left[\frac{1}{N_{02}} \frac{\partial S_2}{\partial x} - \frac{R_n}{\sqrt{N_{01}N_{02}}} \cdot \frac{\partial S_1}{\partial x} \right] \end{array} \right\} \quad (11)$$

Раскрывая (7), путём подстановки соответствующих записей сигналов $S_1(t)$ и $S_2(t)$ с учётом (11) можно получить алгоритм оптимальной марковской фильтрации [5, 6] при приёме одной из поляризационных составляющих электромагнитной волны для форм сигналов, представленных выражениями (3, 4):

$$\begin{aligned} \dot{x}^* - \dot{x}_0 = & \left(\frac{\alpha}{\alpha + D} \right) K \left\{ \frac{2}{1-R_n^2} \left[\frac{1}{N_{01}} \left(E_1(t)(-M_A f(t-T_K) \cos \omega_1 t) + \frac{1}{2}(1+M_A(1-x^*))f^2(t-T_K)M_A \right) + \right. \right. \\ & \left. \frac{1}{N_{02}} \left(E_2(t)M_T T_0 \cos \omega_2 t - \frac{1}{2}M_T^2 \cdot T_0^2 x^* \right) - \frac{R_n}{\sqrt{N_{01}N_{02}}} \cdot \right. \\ & \left. \left. \cdot \left(E_1(t)M_T T_0 \times \cos \omega_2 t - \frac{1}{2}(1+M_A(1-x^*)) \cdot f(t-T_K)M_T T_0 - E_2(t) \cdot M_A f(t-T_K) \cos \omega_1 t + \right. \right. \right. \\ & \left. \left. \left. + \frac{1}{2}M_T T_0 x^* M_A f(t-T_K) \right) \right] \right\}, \end{aligned} \quad (12)$$

где D – означает операцию дифференцирования.

Алгоритм оптимальной фильтрации может быть осуществлён устройством, имеющим структурную схему, показанную на рис. 1, где все обозначения соответствуют принятым, а усилитель с коэффициентом K имеет усиление

$$K = \frac{\bar{K}_{x\dot{x}}}{\alpha},$$

где черта над буквой означает операцию временного усреднения;

УФВ – устройство формирования видеоимпульса; $1+X$ – устройство, выполняющее операцию суммирования, где $X = M_A(1 - \alpha^*)$.

Структурная схема оптимального приёмника показывает, что из-за наличия корреляционных связей между шумовыми компонентами и при условии выделения энергетического параметра существенно возрастает количество перекрёстных связей и в практическом плане реализуемость такой структуры становится весьма сложной.

Найдём значение апостериорной дисперсии ошибки оценивания $\overline{K_{\alpha\alpha}}$. Для этого определим функцию $F_{\alpha\alpha}$ – вторую производную от функции F:

$$F_{\alpha\alpha} = -\frac{2}{1-R_n^2} \cdot \left[\left(\frac{\partial S_1(t)}{\partial \alpha} \right)^2 \cdot \frac{1}{N_{01}} + \left(\frac{\partial S_2(t)}{\partial \alpha} \right)^2 \cdot \frac{1}{N_{02}} + \frac{2R_n}{\sqrt{N_{01}N_{02}}} \cdot \frac{\partial S_1(t)}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial S_2(t)}{\partial \alpha} \right] \quad (13)$$

Используя общую запись уравнения для нахождения $\overline{K_{\alpha\alpha}}$, а также частную запись параметра, запишем искомое уравнение как

$$\overline{K_{\alpha\alpha}^2} \cdot \overline{F_{\alpha\alpha}} - 2\alpha \overline{K_{\alpha\alpha}} + \frac{1}{2} N_{\alpha} = 0.$$

Решение уравнения даёт следующий результат:

$$\overline{K_{\alpha\alpha}} = -\frac{\alpha}{F_{\alpha\alpha}} \left(\sqrt{1 - \frac{N_{\alpha} F_{\alpha\alpha}}{2\alpha^2}} - 1 \right), \quad (14)$$

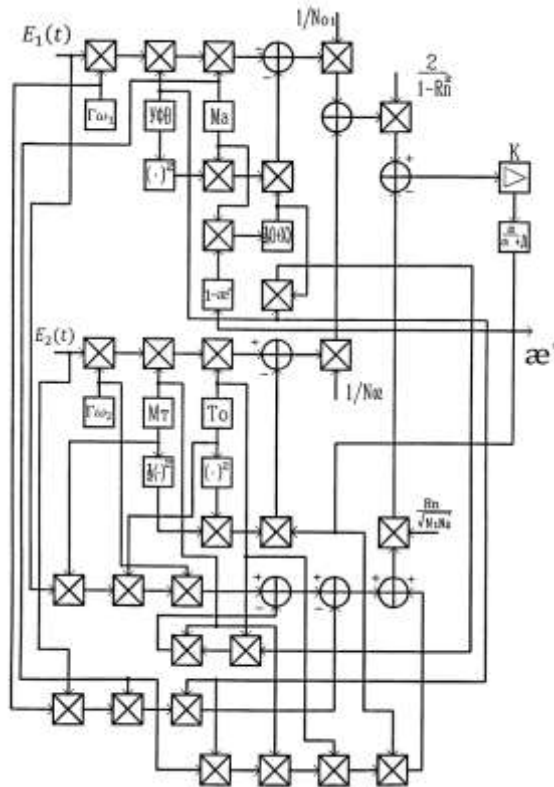


Рисунок 1 – Структурная схема алгоритма оптимальной фильтрации

а из (13) для $\overline{F_{\alpha\alpha}}$ имеем

$$\bar{F}_{\text{аа}} = \left(-\frac{1}{1-R_n^2} \right) \left\{ \frac{R_n}{\sqrt{N_{01}N_{02}}} M_A M_T T_0 f(t-T_{\hat{e}}) + \frac{1}{N_{01}} M_A^2 f^2(t-T_{\hat{e}}) + \frac{1}{N_{02}} M_T^2 T_0^2 \right\} \quad (15)$$

Или для сокращения записи, обозначая постоянные величины, как

$$A = M_A \cdot M_T \cdot T_0 \cdot f(t-T_{\hat{e}})$$

$$B = \frac{1}{N_{01}} \cdot M_A^2 \cdot f^2(t-T_{\hat{e}}) + \frac{1}{N_{02}} \cdot M_T^2 \cdot T_0^2$$

Тогда

$$\bar{F}_{\text{аа}} = \left(-\frac{1}{1-R_n^2} \right) \left(\frac{R_n}{\sqrt{N_{01}N_{02}}} \cdot A + B \right).$$

Подставляя (15) в (14), определим значение $\bar{K}_{\text{аа}}$ для данной композиции средств дистанционного зондирования, при условии коррелированности шумов в приёмных трактах

$$\bar{K}_{\text{аа}} = \frac{\alpha \cdot \sqrt{N_{01}N_{02}} \cdot (1-R_n^2)}{A \cdot R_n + B \cdot \sqrt{N_{01}N_{02}}} \cdot \left(\sqrt{1 + \frac{N_{\text{а}} \cdot (A \cdot R_n + B \cdot \sqrt{N_{01}N_{02}})}{2\alpha^2 \cdot \sqrt{N_{01}N_{02}} \cdot (1-R_n^2)}} - 1 \right) \quad (16)$$

Из соотношения (16) можно получить частный случай оценки $\bar{K}_{\text{аа}}$ при отсутствии корреляционных связей между каналами, т. е. $R_n = 0$, а именно:

$$\bar{K}_{\text{аа}} = \frac{\alpha}{B} \left(\sqrt{1 + \frac{N_{\text{а}} B}{2\alpha^2}} - 1 \right),$$

который соответствует результатам работы [2].

На рис. 2, в соответствии с формулой (16), показана зависимость изменения апостериорной дисперсии ошибки оценивания от изменения коэффициента корреляции при типовых значениях параметров, входящих в соотношение (16).

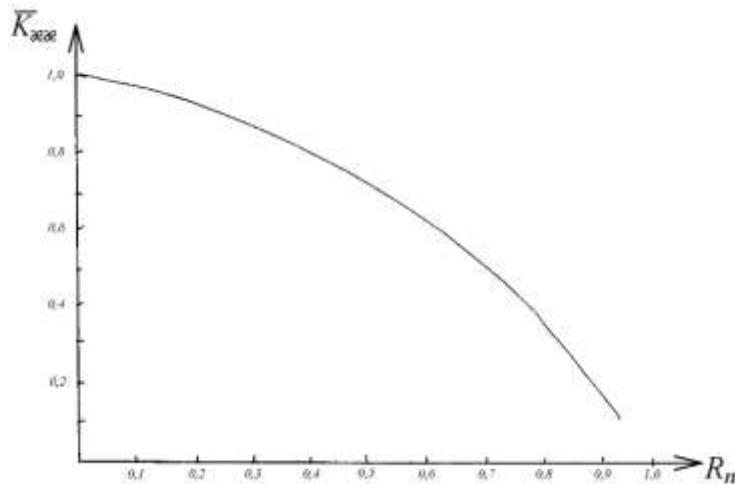


Рисунок 2 – Зависимость стационарной апостериорной ошибки оценивания параметра $\text{а}(t)$ от коэффициента корреляции

Анализ рис. 2 показывает, что с ростом R_n стационарная апостериорная ошибка оценивания параметра а монотонно убывает. Синтез оптимального приёмника комплексированной системы дистанционного зондирования показал, что при совместной

обработке реализаций активного и пассивного каналов одновременно формируется оценка информационного параметра, которая далее вводится в оба канала приёмника, то есть оба канала следят за изменениями апостериорной плотности вероятности информационного параметра.

Учет корреляционных связей между шумовыми компонентами активного и пассивного канала приводит к появлению в структуре оптимального приемника дополнительных перекрестных связей. Вычисление дисперсии ошибки оценивания информационного параметра от нормированной функции взаимной корреляции между шумовыми компонентами показало, что увеличение степени корреляции и учет этого увеличения в приёмном устройстве снижает ошибку фильтрации информационного параметра.

Изменение интенсивности «блужданий» информационных параметров, как в активном, так и в пассивном каналах, существенно влияет на эффективность функционального применения комплексированных систем. Увеличение этой интенсивности вызывает увеличение эффективности функционального применения комплекса, что легко объясняется физически.

Очевидно, что при малой степени интенсивности «блужданий» информационного параметра не возникает практической потребности в комплексировании. То же самое можно сказать и для случая больших отношений сигнал/шум.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Волосюк В. К.* Комплексирование активных и пассивных радиолокационных систем дистанционного зондирования / В. К. Волосюк, В. Ф. Кравченко // Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. – 2002. – № 2. – С. 3–23.
2. *Логвин А. И.* Синтез оптимальной структуры комплексной системы дистанционного зондирования // А. И. Логвин, Э. А. Лукин // Радиотехника. – 1999. – № 1. – С. 34–37.
3. *Козлов А. И.* Радиолокационная поляриметрия / А. И. Козлов, А. И. Логвин, В. А. Сарычев. – М., 2007. – 640 с.
4. *Степаненко В. Д.* Радиоитеплокация в метеорологии / В. Д. Степаненко, Г. Г. Щукин, Л. П. Бобылев, С. Ю. Матросов. – Л., 1987. – 283 с.
5. *Ярлыков М. С.* Применение марковской теории нелинейной фильтрации в радиотехнике / М. С. Ярлыков. – М: Сов. радио, 1980. – 360 с.
6. *Тихонов В. И.* Нелинейная фильтрация и квазикогерентный прием сигналов / В. И. Тихонов, Н. К. Кульман. – М., 1975. – 704 с.

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ДАТЧИКОВ КАК СРЕДСТВО ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Логвин А. И., профессор кафедры УВД, д.т.н., профессор¹

Лутина Л. Э., к.т.н.²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации

²Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации
(г. Москва)

Рассмотренные методы и схемы построения комплексированных систем показали, что задача оптимального взаимодействия информационных источников решается как задача оптимальной вторичной статистической обработки навигационной информации. Применительно к информационным источникам, работающим в линейном режиме эта проблема решается как задача оптимальной линейной фильтрации выходных сигналов систем, что аналитически соответствует синтезу динамических характеристик фильтров в комплексированной системе. При этом возможны многочисленные методы оптимальной линейной фильтрации, например, винеровский или Калмана. В случае комплексирования активного радиолокатора и пассивного радиометра, представляющих собой сугубо нелинейные системы, целесообразно применение методов марковской нелинейной фильтрации.

Ключевые слова: дистанционное зондирование, комплексирование, поляризация, оптимальная фильтрация.

Совершенствование систем обеспечения полета ВС при наличии нескольких информационных систем (ИС) одного параметра основано на повышении качественных характеристик отдельных элементов комплекса, а также на методах совместной эксплуатации этих систем. Решение комплексной задачи повышения точности и надежности измерения навигационных параметров на борту ВС целесообразно осуществлять путем оптимального комплексирования информационных устройств, работающих на различных физических принципах с использованием БЦВМ для вторичной обработки информации.

Рациональный выбор состава ИС и оптимальное объединение их в единый информационный комплекс, является одной из основных задач при проектировании комплексированных информационных систем (КИС). При решении этой задачи в общем случае необходимо учитывать обеспечение информационной избыточности, что достигается выбором определенного количества используемых ИС и целесообразностью тех или иных физических методов измерения параметров.

Случайный характер управляющих и возмущающих воздействий в ИС ВС, случайный характер измеряемого параметра и ошибок отдельных устройств приводят к необходимости использования ряда статистических методов построения КИС: фильтрации и коррекции. Можно показать, что методы коррекции являются частным случаем построения КИС по методу фильтрации, поэтому остановимся только на особенностях последнего.

Он базируется на двух основных схемах объединения ИС в комплексе: схеме компенсации и схеме фильтрации. Рассмотрим принцип построения комплекса, состоящего из двух ИС, на выходе которых действуют информационные сигналы $x_1(t)$ и $x_2(t)$, состоящие из искомого измерительного параметра и ошибок, соответственно $\Delta x_1(t)$ и $\Delta x_2(t)$. Комплексированная измерительная система в этом случае содержит в каждом из измерительных каналов соответствующий фильтр $F_1(p)$ и $F_2(p)$, как показано на рис. 1, а на выходе образуется сигнал

$$y(t) = x_0(t)(F_1(p) + F_2(p)) + \Delta x_1(t)F_1(p) + \Delta x_2(t)F_2(p), \quad (1)$$

где $x_0(t)$ – истинное значение измеряемой величины.

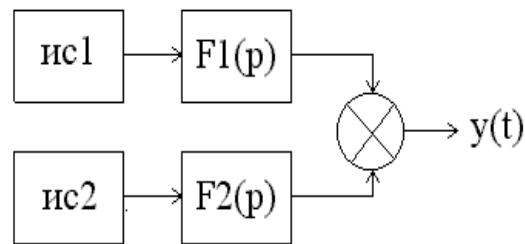


Рисунок 1 – Комплексированная система для двух источников информации

$$y(t) = x_0(t) + \Delta x_1(t) \cdot (1 - F_2(p)) + \Delta x_2(t) \cdot F_2(p) \quad (2)$$

Если выбрать $F_1(p) + F_2(p) = 1$, то

$$\sigma_y^2 = \frac{1}{2\pi} \cdot \int_0^\infty \left[G_1(\omega) \cdot (|1 - K_2(j\omega)|)^2 + G_2(\omega) \cdot (|K_2(j\omega)|)^2 \right] d\omega \quad (3)$$

При этом дисперсия ошибок системы составит величину, где $G_1(\omega)$ и $G_2(\omega)$ – спектральные плотности ошибок;

$(|K_2(j\omega)|)^2$ – частотная характеристика фильтра второго канала;

$(|K_1(j\omega)|)^2 = (|1 - K_2(j\omega)|)^2$ – частотная характеристика фильтра первого канала;

Если бы спектральные плотности ошибок не перекрывались, то выбрав соответствующим образом частотные характеристики фильтров, была бы возможна полная фильтрация ошибок в КИС. В случае

$$\sigma_{1.2}^2 = \frac{1}{2\pi} \cdot \int_0^\infty G_{1.2}(\omega) d\omega \quad (4)$$

перекрывающихся спектральных плотностей ошибок определения выходного сигнала комплексированной системы определяется выражением (3) и при соответствующем выборе частотных характеристик фильтров может оказаться существенно меньшей, чем ошибка (дисперсия) отдельного измерителя.

Еще одним преимуществом комплексирования является увеличение надежности комплекса в целом в смысле выполнения поставленной задачи, что связано с достаточно высокой информационной избыточностью комплекса, когда при отказе любой ИС комплекс продолжает функционировать.

Так же одним из достоинств комплексированной системы является ее более высокая помехозащищенность, которая достигается разумным сочетанием абсолютно автономных датчиков информации (ИНС и др.) с автономными и неавтономными устройствами, имеющими внешние каналы связи. При использовании последних в режимах коррекции абсолютно автономных устройств в течение ограниченного времени помехозащищенность КИС резко возрастает и близка по этому показателю к полностью помехозащищенным

абсолютно автономным системам. В сложной помеховой обстановке это свойство КИС иногда является решающим в пользу комплексирования отдельных информационных систем.

В случае комплексирования активного радиолокатора и радиометра, построение которого чаще всего бывает многоканальным, количество систем входящих в комплекс, как правило, бывает больше двух. Совокупность входных сигналов однородных ИС, поступающих на вход схемы, имеет вид

$$x_k(t) = x_0(t) + \Delta x_k(t) \quad , \quad k = 1, 2, \dots, N$$

где $\Delta x_k(t)$ – ошибка k-й ИС.

Многоканальная схема компенсации, показанная на рис. 2, позволяет получить

$$y_0(t) = \sum_{k=1}^{N-1} [g_k(t, \tau) \cdot (\Delta x_k(t) - \Delta x_N(t))] \quad , \quad (5)$$

$$y(t) = x_0(t) + \Delta x_N(t) + y_0(t) \quad , \quad (6)$$

где $g_k(t, \tau)$ – импульсная характеристика k-го фильтра.

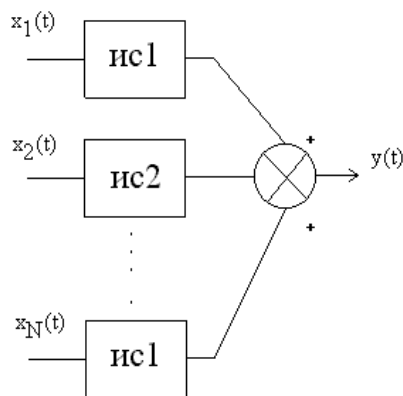


Рисунок 2 – Многоканальная система компенсации

Очевидно, что полная компенсация ошибок возможна лишь при условии, что

$$y_0(t) = -\Delta x_N(t)$$

Таким образом, фильтры $g_k(t, \tau)$ должны наилучшим образом выделять ошибку $\Delta x_n(t)$ и подавлять все остальные ошибки. Это условие выполняется тем лучше, чем больше различаются спектральные характеристики ошибок $\Delta x_1(t)$, $\Delta x_2(t)$, ... $\Delta x_{n-1}(t)$ и ошибки $\Delta x_n(t)$. Как и для двух систем, различие спектральных характеристик отдельных ИС является обязательным условием получения существенного выигрыша в точности при комплексировании. Поэтому при выборе состава ИС следует комплексировать такие, которые имеют разный характер их ошибок в зависимости от времени: медленно меняющиеся (или даже постоянный) – у одних, и быстро меняющийся, носящий флуктуационный характер – у других. Из этого следует, что комплексирование, например, двух радиометров, неэффективно, т. к. каждый из них основан на обработке принципиально шумоподобных сигналов, и спектр ошибок лежит в высокочастотной части диапазона.

Наиболее целесообразно, исходя из этого, комплексировать активную и пассивную измерительные системы.

Следует отметить, что схема компенсации является инвариантной по отношению к полезному навигационному параметру, т. е. схема не вносит динамических ошибок при измерении. Применительно к методу фильтрации условие инвариантности схемы заключается в том, что для отсутствия динамических ошибок, необходимо и достаточно выполнить условие

$$\sum_{k=1}^N g_k(t, \tau) = \delta(t - \tau) \quad (7)$$

Схема многоканальной фильтрации показана на рис. 3 и аналогична схеме компенсации по результирующему фактору. Действительно, если выполняется соотношение (7), то

$$y(t) = \left(\sum_{k=1}^N g_k(t, \tau) \right) \cdot x_0(t) + \sum_{k=1}^N (g_k(t, \tau) \Delta x_k(t)) = x_0(t) + \sum_{k=1}^N (g_k(t, \tau) \cdot \Delta x_k(t)) \quad (8)$$

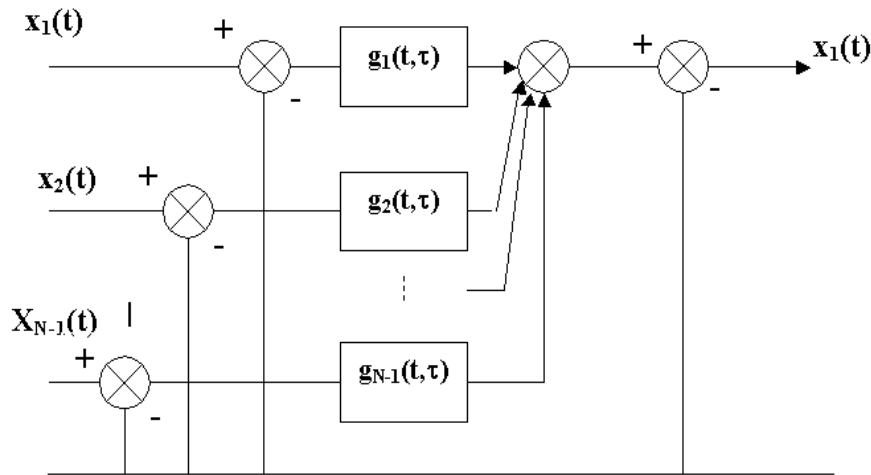


Рисунок 3 – Схема многоканальной системы компенсации

Из условия инвариантности можно записать, что

$$g_N(t, \tau) = \delta(t - \tau) - \sum_{k=1}^N g_k(t - \tau) \quad (9)$$

тогда

$$y(t) = x_0(t) + \Delta x_N(t) + y_0(t) \quad (10)$$

где

$$y_0(t) = \sum_{k=1}^{N-1} \left[g_k(t, \tau) \cdot (\Delta x_k(t) - \Delta x_N(t)) \right]$$

Полученный результат полностью совпадает с аналогичным для схемы компенсации (5) и (6), поэтому все рассуждения относительно физической трактовки результатов в схеме

компенсации справедливы и для схемы многоканальной фильтрации, являющейся более общей.

Для двух источников информации, включенных по схеме компенсации, комплексированные системы можно разделить на разомкнутые и замкнутые. В разомкнутых системах рис. 4 фильтр $g(t, \tau)$ включается в прямую цепь системы и на его вход после вычитателя подаются сигналы каждого из комплекслируемых информационных источников. В случае полной компенсации истинного навигационного параметра $x_0(t)$ в вычитателе входной сигнал фильтра представляет собой разность ошибок информационных источников

$$r(t) = \Delta x_1(t) - \Delta x_2(t)$$

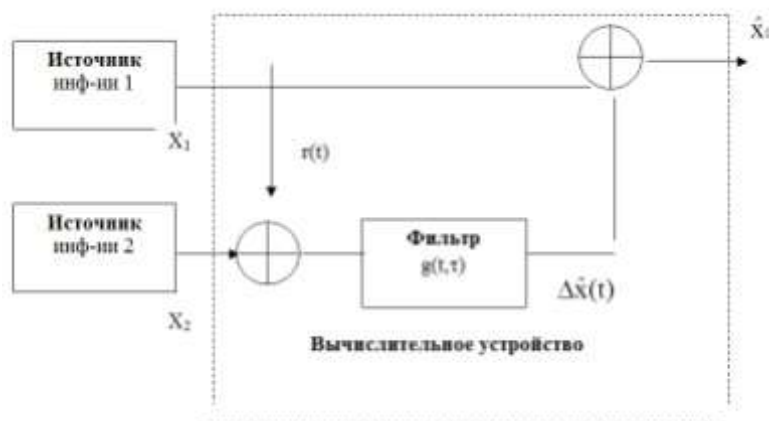


Рисунок 4 – Разомкнутая схема компенсации ошибок

Полученные при фильтрации оценки этих ошибок вычитаются из выходных сигналов информационных источников. В результате на выходе комплексированной системы формируются оптимальные (если фильтр оптимальный) оценки измеряемых параметров.

В случае, если характеристики ошибок одного из информационных источников (ИИ1) не изменяется во времени (процесс стационарный), а второй информационный источник имеет накапливающиеся во времени ошибки, применяют замкнутую систему построения комплексированной системы, в которой фильтр включен в цепь обратной связи, рис. 5.



Рисунок 5 – Замкнутая схема компенсированной системы

Выходные сигналы фильтра при этом используются для коррекции ошибок ИИ2 (устраняется их накапливающийся характер).

В случае, если не все выходные сигналы фильтра поступают на вход комплекслируемого устройства, для одних навигационных параметров схема построения комплексированной системы является разомкнутой, а для других – замкнутой. Достоинством включения фильтра

в цепь обратной связи является возможность обеспечения линейного характера изменения ошибок информационного устройства и применения в схеме линейного фильтра. Кроме того, в данном случае обеспечивается коррекция через цепь обратной связи любых ошибок комплексиремых устройств, которые могут быть оценены фильтром.

ВЫВОД

Рассматриваемые методы и схемы построения комплексированных систем показывают, что задача оптимального комплексирования информационных источников решается как задача оптимальной вторичной статистической обработки навигационной информации. Применительно к информационным источникам, работающим в линейном режиме, эта задача решается как задача оптимальной линейной фильтрации выходных сигналов систем, что аналитически соответствует задаче синтеза динамических характеристик фильтров $g_k(t, \tau)$ в комплексированной системе. При этом возможны многочисленные методы оптимальной линейной фильтрации, например, винеровский или Калмана.

В случае комплексирования активного радиолокатора и пассивного радиометра, представляющих собой сугубо нелинейные системы, возможно применение методов марковской нелинейной фильтрации.

Из изложенного следует, что использование комплексированных систем позволяет существенно снизить ошибку определения того или иного параметра и повысить информативность процесса их эксплуатации, что влечет за собой улучшение такого эксплуатационного параметра, как достоверность процесса измерения.

Очевидно, что для осуществления процесса марковской нелинейной фильтрации и синтеза оптимальных структур РЛС ВС, необходимы описания моделей сигналов, используемых в конкретных режимах работы радиолокационных станций при их функциональном использовании. Рассмотрим основные модели сигналов радиолокационных станций, находящихся на эксплуатации с учетом изменяющихся условий работы радиолокаторов.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Лутин Э. А.* «Комплексное использование устройств зондирующих земные покровы». В кн. Проблемы технической эксплуатации и совершенствования РЭО / Э. А. Лутин, А. И. Логвин. – М., 1991 – С. 12–18.
2. *Ривкин С. С.* Статистическая оптимизация навигационных систем / С. С. Ривкин, Р. И. Ивановский, А. В. Костров. – Л., 1976.
3. *Челпанов И. Б.* Оптимальная обработка сигналов в навигационных системах / И. Б. Челпанов. – М: Наука, 1967.

ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕГРИРОВАННОГО НАВИГАЦИОННО-ВРЕМЕННОГО ПОЛЯ ГЛОНАСС В ЗОНЕ АЭРОДРОМА ТИКСИ

Скрыпник О. Н., зам. директора по УНР, д.т.н., профессор
Арефьев Р.О., ассистент кафедры АРЭО
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Решается задача оптимизации размещения псевдоспутников системы ГЛОНАСС относительно взлетно-посадочной полосы в Тикси. Проводится сравнительный анализ исследования интегрированного навигационно-временного поля ГЛОНАСС в Тикси и Саскылах. Приводится выигрыш использования псевдоспутников.

Ключевые слова: псевдоспутник, глиссада, геометрический фактор, орбитальная группировка ГЛОНАСС, оптимизация размещения.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время основным средством обеспечения посадки воздушных судов (ВС) являются радиомаячные системы типа ILS, удовлетворяющие установленным ИКАО категориям метеоминимума [Скрыпник, 2014, с. 208]. Однако использование таких систем на аэродромах с низкой интенсивностью воздушного движения, как правило, расположенных в малоосвоенных и труднодоступных регионах, является либо технически проблематичным, либо экономически нецелесообразным.

В среднесрочной перспективе основным средством навигационного обеспечения ВС на всех этапах полета станут спутниковые системы навигации (СН) типа ГЛОНАСС и GPS. Однако СН присущ ряд существенных недостатков, что снижает эффективность их применения для решения задач посадки ВС именно в малоосвоенных и труднодоступных регионах. Для компенсации некоторых из недостатков СН используются функциональные дополнения космического (SBAS) или наземного (GBAS) базирования, однако их применение пока не обеспечивает заданных показателей точности и надежности определения координат ВС на этапе посадки.

Для повышения точности СН в зонах удаленных аэродромов перспективным следует считать использование псевдоспутников (ПС). При этом необходимо определить требуемое количество ПС и их оптимальное размещение относительно взлетно-посадочной полосы (ВПП).

О степени оптимальности размещения ПС можно судить по значениям вертикального VDOP (vertical delusion of precision) геометрических факторов (ГФ) [Харисов, 2010; с. 300] в точке наблюдения, оказывающих определяющее влияние на точность решения навигационной задачи потребителем. ГФ и количество спутников и ПС, находящихся в зоне радиовидимости потребителя, характеризуют условия навигационного сеанса [Арефьев, Арефьева, Скрыпник 2017, с. 3].

В данной работе методом теории оптимального управления Хука-Дживса и математического моделирования решается задача определения оптимального размещения 3-х ПС относительно ВПП

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Рассмотрим задачу оптимизации размещения ПС при навигационных определениях по системе ГЛОНАСС. Основная цель оптимизации заключается в уменьшении ГФ в вертикальной плоскости.

Так как посадку на ВПП можно производить с двух курсов (с разных сторон ВПП, две посадочные траектории), необходимо установить ПС так, чтобы средний VDOP на всех траекториях стал минимальным [Арефьев, 2016, с. 68].

Особенность решения задачи оптимизации заключается в изменении начальных условий в течение времени, что связано с постоянным изменением конфигурации орбитальной группировки спутников ГЛОНАСС, и, соответственно, геометрического фактора в точке наблюдения.

Средний VDOP рассчитывается для интервала времени 8 суток (интервал повторяемости траекторий орбитального движения ГЛОНАСС). Задача оптимизации решается с дискретностью 10 мин. в области, ограниченной размерами 50x50 км по широте и долготе, центр которой совпадает с центром ВПП.

Решение задачи выполним на примере аэродрома Тикси (71041'44" с.ш., 128054' в.д. высота 14 м., UTC+9). Для моделирования движения орбитальной группировки используем альманах ГЛОНАСС по состоянию на 07.05.2016. Для нахождения оптимального размещения ПС используем метод Хука-Дживса [10]. Метод реализуется при выборе начальной точки установки ПС в середине ВПП. Данный метод был исследован в работе [маи и крымико].

На рис. 1 представлены результаты изменения среднего значения VDOP на суточном интервале (кривая 1 – без ПС, кривая 2 – ПС размещен в типовой точке на оси ВПП, удаленной на 1000 м от ее начала, кривая 3 – ПС размещен в оптимальной точке, которая определяется с дискретностью 1 час).

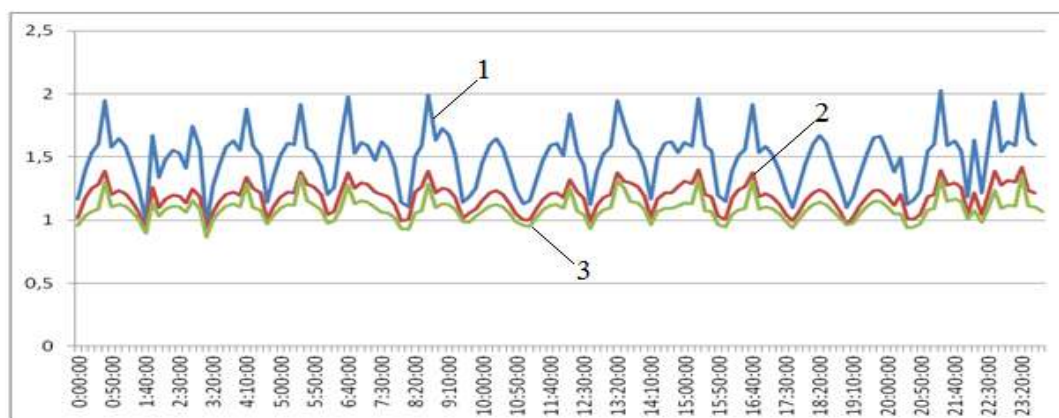


Рисунок 1 – Суточное изменение VDOP (кривая 1 – без ПС, 2 – ПС в типовой точке, 3 – ПС в оптимальной точке)

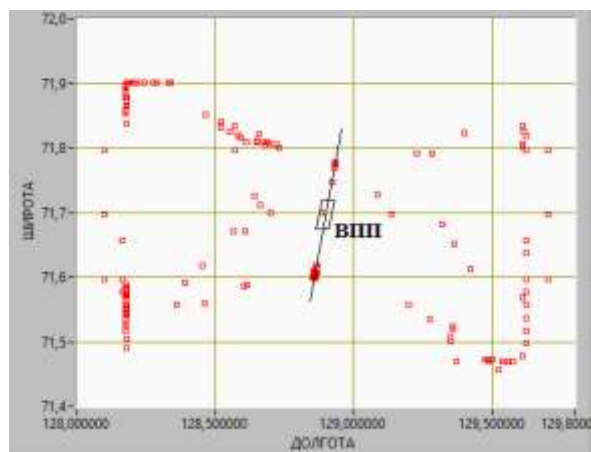


Рисунок 2 – Точки оптимального положения псевдоспутника

На рис. 2 показаны результаты нахождения оптимального положения ПС методом Хука-Дживса на 8-суточном интервале с дискретностью 10 мин. Видно, что оптимальное положение ПС относительно ВПП отличается в различные моменты времени, что связано с изменением конфигурации наблюдаемой группировки спутников. При этом значительная часть оптимальных точек расположения ПС сосредоточена вблизи посадочной траектории.

На рис. 3 показаны гистограммы распределения оптимальных точек размещения ПС по широте и долготе, при оптимизации методом Хука-Дживса.

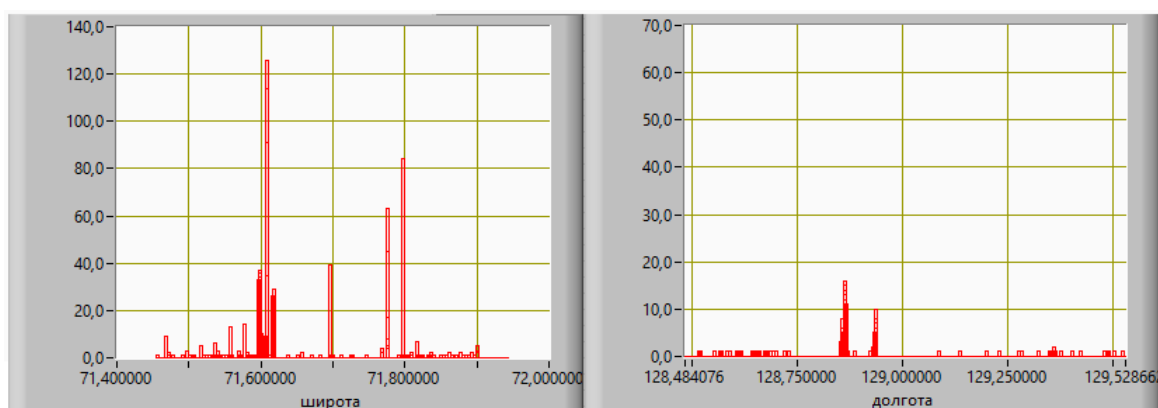


Рисунок 3 – Гистограммы распределения положения ПС по координатам



Рисунок 4 – Расположение ПС № 1

Для нахождения наилучшего по среднему значению VDOP положения ПС для всей траектории посадки на 8-суточном интервале времени используем координаты, в которых гистограммы распределения по широте и долготе имеют максимум. Найденное таким способом положение ПС по сути является квазиоптимальным. Полученная таким образом точка квазиоптимального расположения ПС находится на удалении 8620 м от начала ВПП и смещена на 16 м от ее оси (рис. 4).

Средние значения VDOP при различных способах выбора расположения ПС относительно ВПП, составили: 1,507 – без ПС; 1,187 – при установке ПС в типовой точке; 1,131 – при установке ПС в усредненную квазиоптимальную точку (выигрыш составил 3,4% по сравнению с установкой в типовую точку); 1,08 – при установке ПС в оптимальную точку через каждый час (выигрыш составил 6,3%).

Рассмотрим влияние 3-х оптимально установленных ПС на характеристики интегрированного навигационно-временного поля в зоне воздушного пространства аэродрома Тикси. При этом задача нахождения оптимальных положений ПС решалась последовательно, т. е. после нахождения оптимального положения первого ПС находили оптимальное положение второго ПС, затем третьего и т. д.

Суточное изменение среднего значения VDOP при различном количестве ПС приведены на рис. 5. Из полученных результатов видно, что увеличение числа ПС приводит к уменьшению VDOP и диапазона его вариаций.

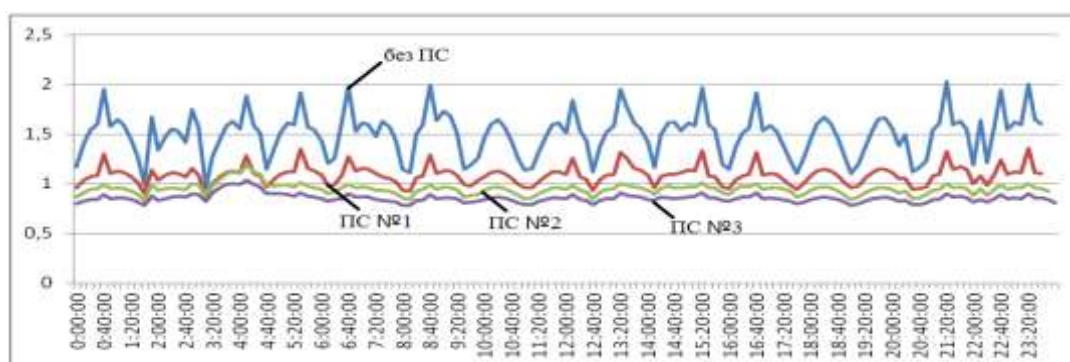


Рисунок 5 – Суточное изменение VDOP

В табл. 1 приведены полученные для момента времени 21:20 UTC 07.05.2016 г. значения среднего VDOP для посадочной. Выбранный момент времени характеризуется одним из худших значений VDOP на 8-суточном интервале работы ГЛОНАСС.

Таблица 1 – Сравнение VDOP при разном количестве ГЛОНАСС+ПС

| | ГЛОНАСС | ГЛОН+1ПС | ГЛОН+2ПС | ГЛОН+3ПС |
|--|---------|----------|----------|----------|
| Средний <i>VDOP</i> | 2 | 1,36 | 0,991 | 0,903 |
| Выигрыш относительно ГЛОНАСС без ПС, % | - | 30,25641 | 49,17949 | 55,40741 |

Как видно из представленных в таблице результатов, использование одного ПС позволяет уменьшить VDOP на 30%; двух ПС – на 49%; трех – на 55%. Дальнейшее увеличение числа ПС не даст существенного выигрыша в уменьшении вертикального ГФ и, соответственно, точности определения высоты полета ВС.

Поэтому можно сделать вывод, что использование в районе аэродрома более трех ПС для повышения точности определения высоты полета ВС не целесообразно.

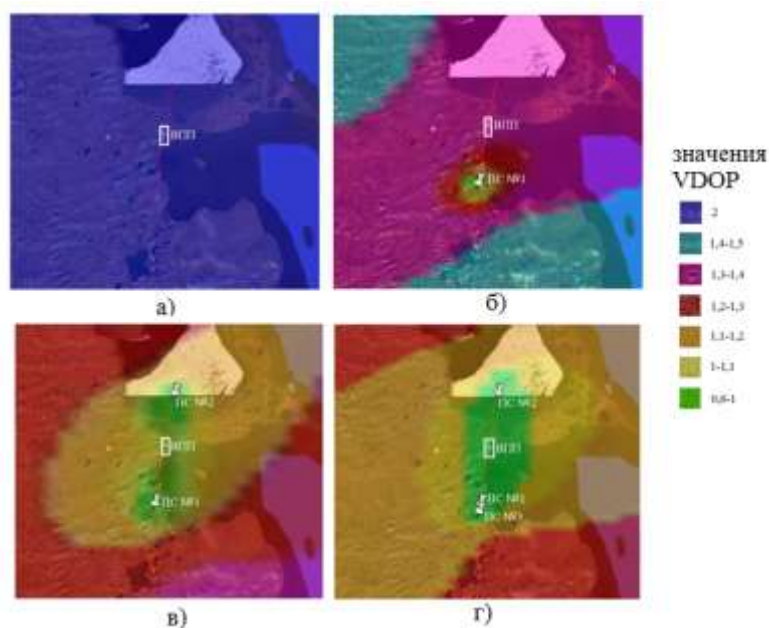


Рисунок 6 – Поля точности ГЛОНАСС с ПС в вертикальной плоскости а) без ПС; б) 1ПС; в) 2 ПС; г) 3ПС

Вместе с этим представляет интерес исследование влияния 3-х ПС при их оптимальном расположении на структуру интегрированного навигационно-временного поля ГЛОНАСС, прежде всего, размеры и расположение зон одинаковой точности определения высоты (рис. 6).

Из полученных результатов видно, что при одном ПС зоны одинаковых значений VDOP имеют вид колец вокруг точки расположения ПС, при этом по мере удаления от ПС VDOP ухудшается. При двух ПС (рис. 6, в) зона наилучшей точности определения высоты имеет вид, близкий к «восьмерке», сужаясь по мере приближения к ВПП. Наилучшая точность обеспечивается только в районе посадочной траектории, что необходимо для точной посадки. При трех оптимально расположенных ПС (рис.6, г) область высокой точности определения высоты охватывает всю зону аэродрома, включая зоны предпосадочного маневрирования и захода на посадку.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты исследований показывают, что использование 3-х оптимально расположенных ПС достаточно для существенного снижения VDOP на посадочной траектории и создания целостного, надежного, точного интегрированного навигационно-временного поля в зоне аэродрома Тикси.

Аналогичные по методике исследования были проведены для района аэродрома Саскылах [Арефьев, Арефьева, Скрыпник 2017, с. 1]. Сравнение характеристик, полученных для аэродромов Саскылах и Тикси, интегрированных навигационно-временных полей, показывает схожесть их структуры. Однако наблюдаются некоторые отличия в эффективности применения ПС для этих аэродромов. Так, выигрыш в ожидаемой точности определения высоты при использовании одного ПС для аэродрома Тикси меньше, чем для аэродрома Саскылах. Однако при использовании трех ПС выигрыш в точности определения

высоты в Тикси составил 11,1%, в Саскылах – 10,6%, по сравнению с не оптимально установленными ПС (в типовых точках аэродрома). Данный результаты объясняется тем, что аэродромы расположены в разных регионах земной поверхности, поэтому создаваемые над ними орбитальные группировки ГЛОНАСС, и, соответственно, условия навигационного сеанса, будут различными.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Скрыпник О. Н.* Радионавигационные системы воздушных судов / О. Н. Скрыпник. – М.: Инфра-М, 2014. – 348 с.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010. – 796 с.
3. *Арефьев Р. О.* Совершенствование аэронавигационного обеспечения этапа посадки путем оптимизации размещения псевдоспутников ГЛОНАСС / Р. О. Арефьев, Н. Г. Арефьева, О. Н. Скрыпник // Труды МАИ. – 2017. – №. 92. – С. 22.
4. *Арефьев Р. О.* Повышение точности определения координат воздушного судна на этапе посадки на основе оптимизации размещения псевдоспутников / Р. О. Арефьев // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: материалы V научно-технической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов. – Иркутск, 2016. – С. 66.

СЕКЦИЯ «АВИОНИКА, АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

*Председатель – Попов В. М., заведующий кафедрой АЭС и ПНК к.т.н., доцент
Секретарь – Чигвинцев А. А., доцент кафедры АЭС и ПНК к.т.н., доцент*

УДК 629.7.05

ЭЛЕКТРОННЫЕ ПЛАНШЕТЫ В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Самодуров С. А., преподаватель;
Волосатов С. Ю., преподаватель

*Кирсановский авиационный технический колледж – филиал МГТУ ГА
(г. Кирсанов)*

В статье приведен обзор электронных планшетов на летательных аппаратах современных судов. Их основные преимущества по сравнению с бумажными носителями. Приведены различные виды маршрутных карт. Связь электронных планшетов с другими навигационными системами. Электронный планшет является компактным хранилищем для любой справочной информации с удобным и легким доступом к ней.

Ключевые слова: планшеты, авиация.

Успешное применение на самолетах электронных систем отображения информации (СОИ) стимулировало дальнейший поиск в этой области. Наряду с созданием следующего поколения таких систем перспективным направлением работ является расширение области применения СОИ. И здесь, в поле зрения попадает большое количество технической документации, которую пилотам приходится возить с собой на самолете, она требуется наземному техническому персоналу при обслуживании. В Российской Федерации освоение безбумажной технологии затрудняет несовершенство как материальной, так и нормативной баз [1]. Тем не менее, мировой прогресс диктует авиакомпаниям изучение и внедрение новых технологий.

В настоящее время многие авиакомпании (не только зарубежные, но и российские) начинают осуществлять постепенный переход от бумажных носителей информации к электронным. Это сложный, многоаспектный процесс, требующий скоординированных усилий многих подразделений авиакомпании.

По подсчетам специалистов общая длина всех используемых на борту документов составляет 45 км. Работать с таким количеством разрозненных документов неудобно.

Решение этой проблемы заключается в замене чемодана с бумагами (в котором лежат навигационные карты, РЛЭ, РПП, MEL, сборник действий экипажа в нештатных ситуациях (QRH) и множество других необходимых документов) на электронное устройство, способное быстро предоставлять пилоту требуемые данные.

По-английски устройство называется ElectronicFlightBag (EFB) – буквально «электронный портфель» или электронный планшет летчика – портативное устройство с экраном и органами управления, хранящее в своей памяти все необходимые документы и предоставляющее пилотам и техническому персоналу возможность оперативно обратиться к нужному документу, который тут же выводится в удобном виде на экран.

ElectronicFlightBag (рис. 1) – это электронная система отображения информации, предназначенная главным образом для использования в кабине экипажа или салоне ВС.



Рисунок 1 – Electronic Flight Bag (EFB)

Устройства EFB могут воспроизводить различные авиационные данные или выполнять базовые расчеты (например: эксплуатационно-технические данные, расчет топлива и т. д.). Объем функционального использования EFB может также включать различные другие подчиненные базы данных и приложения. Физические устройства воспроизведения EFB могут использовать различные технологии, форматы и формы связи.

Аэронавигационная информация (АНИ), NOTAM (временные ограничения). Оперативно распространяемая информация (извещение) об изменениях в правилах проведения и обеспечения полётов и аэронавигационной информации.

In-Trail Procedures. ИТР используется ADS-B для улучшения ситуационной осведомлённости и увеличения эффективности и безопасности при изменении эшелонов во время полётов над океаном и в зонах без РЛС.

Метеорологическая осведомлённость на маршруте является важной задачей, охватывающей как вопросы БП, так и экономические аспекты, связанные с выдерживанием расписания прилётов ВС.

Схемы аэропортов, карты руления. Данное приложение помогает экипажу ориентироваться на земле относительно ВПП, рулёжных дорожек и структур аэропорта без бумажных схем. Карты, как правило, используют спутниковое изображение и геодезическую привязку для очень точного показа поверхности аэропорта.

Merging & Spacing использует бортовое наблюдение за другими самолётами, чтобы гарантировать более точный межсамолётный интервал и эффективные интервалы следования, увеличивающие пропускную способность и безопасность в воздушном пространстве зоны аэропорта.

Видеомониторинг обстановки в салоне. Программное обеспечение реализует требования стандарта ICAO по обеспечению наблюдения за зоной двери экипажа с рабочего места пилота. Вывод на экран ЭПЛ видео с камер в салоне самолёта, грузовом отсеке и снаружи самолёта устраняет потребность в автономных видеоустройствах.

Электронный планшет является компактным хранилищем различной справочной информации с легким и удобным доступом к ней. Он содержит электронные версии различных текстовых и графических документов, которые могут потребоваться экипажу

и техническому персоналу в процессе подготовки полета и в полете – карт, схем, диаграмм, таблиц, описаний, инструкций и руководств. Виды маршрутных карт представлены на рис. 2.



Рисунок 2 – Виды маршрутных карт

Техническому персоналу могут предоставляться сведения по эксплуатации самолета: руководство по технической эксплуатации ЛА, руководство по обслуживанию, инструкции по двигателю, руководства по авионике и вспомогательному оборудованию, алгоритмы поиска неисправностей, схемы расположения оборудования и т. п. [2].

Электронные планшеты значительно облегчают условия работы. Каждый в отдельности бумажный документ неполон, как правило, он содержит ссылки на другие документы. Это означает, что в сложной ситуации авиатехнику приходится обращаться к нескольким разным источникам. Электронный планшет позволяет не просто сложить вместе разрозненные документы, но организовать их в единое целое, рассортировать информацию не по источнику, а по содержанию, тем самым сделать доступ к ней проще и понятней.

Если подключить ЭП к спутниковой навигационной системе, то можно не только индексировать навигационную карту или схему аэропорта, а также показывать на ней текущее положение ЛА. Это помогает экипажу постоянно осознавать свое текущее

местоположение в полете или на аэродроме. При наличии информации о координатах ЛА, электронный планшет может в процессе полета выбирать из своей базы данных и показывать на экране нужную карту или схему, указывая на ней положение ЛА, а также сообщать дополнительную информацию, например, при необходимости немедленной посадки может оперативно найти в своей базе данных и указать ближайший подходящий аэропорт.

Кроме того, ЭП может хранить всю предысторию технического обслуживания данного ЛА и позволяет экипажу или техническому персоналу быстро ее просматривать.

Так как электронный планшет по существу представляет собой полноценный персональный компьютер, его возможности не исчерпываются решением перечисленных задач и в любой момент могут быть расширены путем установки соответствующего программного обеспечения.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. В мире научных открытий: материалы II Всероссийской студенческой научной конференции, посвящённой 70-летию ФГБОУ ВПО «Ульяновская ГСХА им. П. А. Столыпина», Ульяновск, 2013, т. II, Ч.1. –292 с.
2. *Кучерявый А. А.* Бортовые информационные системы: Курс лекций / Под ред. В. А. Мишина и Г. И. Ключева. – 2-е изд. перераб. и доп. – Ульяновск: УлГТУ, 2004. – 504 с.
3. Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации»// Авиатека. – 2009.
4. *Лебедев М. А.* Алгоритм совмещения сенсорной и синтезируемой видеoinформации для авиационной системы комбинированного видения. [Электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.machinelearning.ru/wiki/images/9/98/Lebedev2014iip.pdf> (дата обращения: 17.04.2016).

УДК 629.7.1

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММНЫХ И АППАРАТНЫХ СРЕДСТВ LABVIEW ПРИ МОДЕРНИЗАЦИИ ПИЛОТАЖНЫХ ТРЕНАЖЕРОВ НА БАЗЕ АНАЛОГОВОГО ПРИБОРНОГО И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Попов В. М., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, к.т.н., доцент
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается применение программных и аппаратных средств LabView для создания симуляторов аналогового приборного и пилотажно-навигационного оборудования при модернизации лампового пилотажного тренажера самолета Ан-24.

Ключевые слова: пилотажный тренажер, аналоговое приборное оборудование, программные и аппаратные средства LabView.

Авиационный (пилотажный) тренажер – это имитатор полета, предназначенный для наземной подготовки пилотов. В авиационном тренажере (АТ) имитируется динамика полета и работа самолетных систем и двигателей с помощью специальных моделей, реализованных в программном обеспечении вычислительного комплекса тренажера.

АТ получили большое распространение в гражданской авиации по двум причинам. Во-первых, АТ позволяет сделать подготовку пилотов абсолютно безопасной,

т. к. подготовка пилотов в реальном полете всегда связана с повышенным риском. Кроме этого, тренажер позволяет сделать безопасной отработку нештатных ситуаций, некоторые из которых либо крайне опасны для отработки в реальном полете, либо вообще их отработка в реальном полете запрещена законодательно. Во-вторых, АТ позволяет сэкономить значительные финансовые средства на летной подготовке экипажей, в виду того, что стоимость эксплуатации реального самолета кратно превосходит стоимость эксплуатации тренажера (несмотря на высокую стоимость современных тренажеров, порой превышающую 10 миллионов долларов).

Одним из основных требований при работе современных АТ является обеспечение полной идентичности работы имитаторов приборов и кабинного оборудования реальным самолетным системам. Точная и качественная симуляция работы приборов и кабинного авиационного оборудования является неотъемлемым условием получения правильных навыков обучения на авиационном тренажере.

Российское тренажеростроение в настоящее время представлено, в основном, Пензенским конструкторским бюро моделирования – головным разработчиком АТ, центром научно-технических услуг «Динамика», серийными заводами ОАО МНПК «Авионика», ОАО НПП «Эра» и ОАО НПФ Системы комплексных тренажеров «СКТ» по их выпуску и модернизации [1]. Разработчиком авиасимуляторов выступает компания «Модернизация авиационных комплексов» (М.А.К.). Сегодня ведущим в России предприятием по разработке и производству авиационных тренажеров является ЦНТУ «Динамика».

Современное тренажеростроение и практика применения АТ в нашей стране столкнулись с рядом проблем и трудностей. Во-первых, это рост стоимости комплексных тренажеров. Во-вторых, рост сложности самих авиационных комплексов, имитируемых в АТ, объема программного обеспечения бортовых комплексов, авионики, что создает немало проблем. Все больше проявляется тенденция перехода от создания отдельных (функциональных и комплексных) АТ к созданию комплексных компьютеризированных систем подготовки специалистов, т. е. систем, в которых комплексный АТ является только звеном, правда, важнейшим. В-третьих, старые предприятия отрасли потеряли свои лучшие кадры, а зачастую и передовые технологии того времени и оказались неспособны к созданию новых, более совершенных технологий, которые использует все мировое сообщество.

Парк тренажеров стареет – они отражают ту эпоху, в которой были сделаны. В частности, это относится к аналоговым вычислительным машинам, которые являются подсистемой тренажера. Они обладают целым рядом недостатков, в том числе пониженной надёжностью. Из используемых в ГА России тренажеров из 104 АТ исправных – менее половины, средний износ оставшихся составляет 86,3%, а средний остаток ресурса на один тренажер не превышает 765 часов [1]. А это недопустимо с точки зрения обеспечения безопасности полетов, т. е. той цели, ради которой эти тренажеры и создаются.

Совершенно очевидно, что крайне необходима модернизация отечественных аналоговых АТ на основе новейших технологий.

Рассмотрим модернизацию лампового пилотажного тренажера самолета Ан-24 с применением программных и аппаратных средств LabView для создания симуляторов аналогового приборного и пилотажно-навигационного оборудования.

Комплексный тренажер КТС Ан-24 предназначен для наземной тренировки экипажа самолета Ан-24 в выполнении задач:

- подготовки к запуску, запуска ВСУ и основных силовых установок на земле и в полете с имитацией шумов работающих двигателей;

- руления по взлетно-посадочной полосе, разбега и пробега;
- взлета с визуальной ориентацией;
- набора высоты по приборам до минимальной высоты горизонтального полета с использованием автопилота и без него;
- снижения до высоты круга по приборам с использованием автопилота и без него;
- захода на посадку по приборам до высоты принятия решения;
- захода на посадку с высоты 140 м с визуальной ориентировкой;
- посадки с визуальной ориентацией;
- действий при отказах систем самолета, опасных внешних воздействиях и в других особых случаях полета.



Рисунок 1 – Внешний вид имитаторов динамики полета авиационного тренажера самолета Ан-24

Имитация динамики полета самолета Ан-24 и режимов работы самолетных систем осуществляется с помощью электро и механических устройств, выполненных на электронных лампах и реле. Внешний вид огромного числа шкафов, в которых реализуются данные операции представлен на рис. 1.

При выполнении полета экипаж с помощью органов управления воздействует на модели самолета и его систем. Вычислительное устройство аналогового типа решает соответствующие уравнения, результат решения уравнений в виде электрических сигналов поступает на приборы и сигнализацию и на пульт инструктора.

Внешний вид кабины и приборной панели АТ самолета Ан-24 представлен на рис. 2.



Рисунок 2 – Внешний кабины авиационного тренажера самолета Ан-24

Аналоговый АТ самолета Ан-24, с позиций управления процессами имитации и аттестации качества подготовки экипажей, имеет следующие недостатки конструкции и организации деятельности:

- системы управления режимами работы комплексов имитации и тренажера, а также системы обработки необходимой при этом информации не оптимальны по точностным критериям, следовательно, не конкурентоспособны по основному критерию – качеству процессов имитации;
- фактически находящиеся в эксплуатации комплексы не рассчитаны на имитацию стохастически возмущенных режимов полета;
- модели динамики и имитируемого объекта движения не определены экспериментально, т. е. они достаточно грубы;
- навыки, которые могут получить экипажи в процессе тренировки на существующих комплексах имитации и тренажере, как правило, значительно отличаются от необходимых на современном уровне развития авиационной техники;
- в силу существенных недостатков построения систем управления, существующих комплексов имитации и тренажера частотные полосы пропускания каналов на порядок ниже, чем у их аналогичных зарубежных образцов.

С этой целью предлагается использовать программные и аппаратные средства LabVIEW для разработки динамики полета, законов управления общесамолетными системами и симуляторов аналогового приборного и пилотажно-навигационного оборудования [2].

LabVIEW – среда разработки прикладных программ, в которой используется язык графического программирования и не требуется написания текстов программ. Среда LabVIEW дает огромные возможности как для вычислительных работ, так и – главным образом – для построения приборов, позволяющих проводить измерения физических величин в реальных установках и осуществлять управление этими установками.

Динамика полета самолета и режимы работы обще самолетных систем моделируются в вычислительном блоке среды LabVIEW, где решаются дифференциальные уравнения и формируются законы управления автопилотом и режимами работы силовой установки.

Адекватность математической модели самолета достигается при использовании результатов научных исследований в области аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов, проведенных в научно-исследовательских учреждениях с учетом данных, полученных в летных испытаниях.

Сигналы отклонения органов управления самолета после преобразования в аналого-цифровых преобразователях воздействуют на математическую модель самолета в вычислительном блоке среды LabVIEW.

Выходные сигналы математической модели самолета после преобразования в аналоговую форму, в виде электрических сигналов, поступают на симуляторы аналогового приборного и пилотажно-навигационного оборудования, приборы контроля работы силовой установки, сигнализацию и на пульт инструктора.

Комплексный навигационно-пилотажный тренажер, имитирующий в сетевом компьютере кабину самолета, является комбинацией программного обеспечения, специальных аппаратных средств и реальных органов управления самолета, с реальным оборудованием и приборами. Он основывается на модульной структуре программного обеспечения, имитирующего задачу, благодаря которому можно создать любую нужную конфигурацию при имитации задач, как в отношении структуры упражнения, так и в отношении количества рабочих мест.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Карпова Л. И.* Тренажеры в отечественной гражданской авиации: история и современность / Л. И. Карпова, Д. А. Никитин. // Научный вестник № 142. –2009. – С. 37–41
2. *Попов В. М.* Автоматизация измерений и обработка циклограмм при контрольных испытаниях редуктора вертолета на основе технического зрения / Попов В. М.// Компьютерные измерительныетехнологии: материалы международного симпозиума. –М., 2015. – С. 26–29.

УДК629.73.064.5

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СЛОЖНЫХ ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Напольский В. П., доцент кафедры электрооборудования
и оптико-электронных систем, к.т.н., доцент;

Кузин В. П., курсант

Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил

*«Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Контроль электрифицированных комплексов включает такие задачи, как определение работоспособности, обнаружение неисправности и прогнозирование изменения технического состояния контролируемых подсистем электрифицированных комплексов. Оценка технического состояния электрифицированных комплексов заключается в определении работоспособности или исправности системы электроснабжения, т. е. систем генерирования и распределения электроэнергии по отношению к заданным техническим требованиям. Это возможно осуществить по полученным значениям вектора состояния электрических параметров автоматизированной оценкой технического состояния систем электроснабжения, сравнивая полученные значения оценок с техническими требованиями по методу Калмана-Бьюси.

Ключевые слова: электрифицированный комплекс; технические требования; техническая эксплуатация; система электроснабжения; воздушное судно; метод Калмана-Бьюси; дисперсия; корректор; гипотеза.

Контроль электрифицированных комплексов включает такие задачи, как определение работоспособности, обнаружение неисправности и прогнозирование изменения технического состояния контролируемых подсистем электрифицированных комплексов (ЭК) [5].

При определении работоспособности ЭК необходимо удостовериться в том, что ЭК по своему состоянию может выполнить или правильно выполняет свои функции. При обнаружении неисправности возникает задача определения причины того, что ЭК не сможет выполнить или не выполняет свои рабочие функции. При прогнозировании необходимо уловить тенденцию в изменении состояния подсистем ЭК и предсказать последующий ход его изменения.

Оценка технического состояния ЭК заключается в определении работоспособности определенного состояния системы электроснабжения, т. е. систем генерирования и распределения электроэнергии по отношению к заданным техническим требованиям (ТТ). В процессе реального функционирования по отклонениям значений рассматриваемого вектора состояния ошибок генерирования и распределения электроэнергии от заданных в ТТ делается вывод о том, соответствует ли ЭК предъявляемым к нему ТТ или нет.

Система электроснабжения (СЭС) является основной подсистемой любого ЭК. Колебания напряжения и частоты в СЭС приводят к возрастанию погрешностей измерителей, а иногда и к отказам, которые могут привести к срыву выполнения боевой задачи.

Опыт эксплуатации современных воздушных судов (ВС) показывает, что наиболее чувствительными к качеству электроэнергии являются пилотажно-навигационные системы и комплексы, системы автоматического управления и регулирования.

Анализ состояния и перспектив развития СЭС показывает, что традиционные принципы построения и управления их работой не позволяют добиться существенного повышения качества электрической энергии. Проблема может быть решена применением автоматизированного контроля технического состояния СЭС [4].

Так как показания на выходе СЭС корректируются с помощью всех электроизмерителей, входящих в комплекс, то значения оценки вектора электрических параметров следует рассматривать как достоверные значения параметров. Такой выбор объясняется теми достоинствами, которыми обладает СЭС, ее способностью выдавать полный объем информации о электрических параметрах комплекса.

Поскольку для получения оценки вектора состояния электрических параметров \widehat{X} предполагается проводить определение оценки вектора состояния ошибок СЭС \widehat{X}_n по методу Калмана-Бьюси [1], то имеется возможность по полученным значениям вектора состояния организовать автоматизированную оценку технического состояния СЭС, сравнивая полученные значения оценок с требованиями, указанными в ТТ на данную СЭС:

если $|\widehat{X}_n - \bar{X}| > \xi \delta_n$, то СЭС не исправна;

если $|\widehat{X}_n - \bar{X}| \leq \xi \delta_n$, то СЭС исправна,

где \widehat{X}_n – оценка вектора состояния ошибок СЭС;

\bar{X} – вектор средних квадратических ошибок СЭС;

ξ – доверительный коэффициент;

δ_n – вектор значений ошибок определения электрических параметров, принятых для исправного состояния СЭС.

Для обнаружения отказа системы корректирующей СЭС достаточно использовать отклонение δ_k сигнала рассматриваемого корректора относительно оценки \widehat{X} :

если $|\widehat{X}_n - \bar{X}_k| > \xi \delta_k$, то корректор неисправен;

если $|\widehat{X}_n - \bar{X}_k| \leq \xi \delta_k$, то корректор исправен,

где δ_k – вектор значений ошибок определения электрических параметров, принятых для исправного состояния корректора $(-\xi \delta_k, \xi \delta_k)$.

Точность оценки \widehat{X} должна быть выше точности любого из контролируемых корректоров. Если это условие выполняется, то величина δ_k характеризует текущую ошибку контролируемого корректора.

С помощью отклонения δ_k можно принять решение об отказе того или иного навигационного измерителя и об исключении результатов его измерений на основе проверки гипотезы H_0 о распределении отклонения, которую можно назвать гипотезой об отказе.

Если ошибки корректоров распределены нормально и известна дисперсия σ_{δ_k} отклонения δ_k , то гипотеза Н выражается в виде:

$$H: \delta_k \in N(0, \sigma_{\delta_k}), \text{ при доверительном интервале } (-\xi\sigma_{\delta_k}, \xi\sigma_{\delta_k}).$$

Следовательно, для проверки гипотезы Н об отказе СЭС можно ограничиться проверкой гипотез о дисперсии получаемых отклонений, т. е. гипотезы Н: $(\sigma > \sigma_0)$.

Пусть имеется выборка объемом N независимых значений случайной величины отклонений δ .

Предполагая несмещенной оценку дисперсии для данной выборки, получим состояние СЭС, а следовательно, состояние ЭК:

$$S^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (\delta_i - \bar{\delta})^2, \text{ где } \bar{\delta} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \delta_i.$$

Согласно предположению, величина δ имеет нормальное распределение со средним нулевым значением и дисперсией σ_{δ}^2 [2],

И если S выходит за границы достоверности $(-\xi\sigma_{\delta}, \xi\sigma_{\delta})$, то принимается гипотеза об отказе СЭС, а следовательно, и об отказе ЭК.

Смоделировать данные процессы и системы возможно в среде MATLAB [3].

Структура оценки технического состояния ЭК приведена на рисунке.

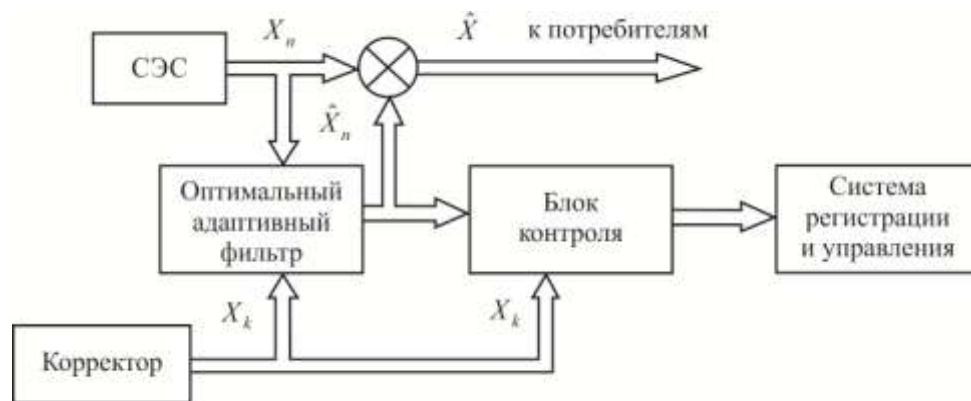


Рисунок 1 – Структурная схема оценки технического состояния

Информация о векторе состояния ошибок СЭС позволяет получать не только прецизионную точность обеспечения электрических параметров, но и организовать автоматизированную оценку технического состояния подсистем ЭК, что делает возможным осуществлять операции по изменению структуры комплекса в зависимости от технического состояния СЭС, а также проводить техническое обслуживание и эксплуатацию ЭК «по состоянию».

Эффективность боевого применения авиационного комплекса, безопасность полетов существенно зависят от состояния электрифицированных комплексов и систем электроснабжения в частности. Использование предлагаемых технических решений по оценке состояния ЭК позволит уменьшить трудозатраты при эксплуатации электрифицированных систем и комплексов.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Александров А. Г. Оптимальные и адаптивные системы / А. Г. Александров. – М.: Высшая школа, 1989. – 263 с.
2. Вентцель Е. С. Теория вероятностей и ее инженерные приложения / Е. С. Вентцель, Л. А. Овчаров. – М., 1988. – 480 с.
3. Лазарев Ю. Моделирование процессов и систем в MATLAB. Учебный курс / Ю. Лазарев. – СПб.: Питер; Киев: Издательская группа ВНУ, 2005. – 512 с.
4. Левин А. В. Электрический самолет: от идеи до реализации. Научное издание / А. В. Левин, И. И. Алексеев, С. А. Харитонов, Л. К. Ковалев. – М., 2010.
5. Надежность технических систем: Справочник. Под редакцией Ушакова. – М: Радио и связь, 1985 г.

УДК 629.735:681.5

СИНТЕЗ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ ПО УРАВНЕНИЯМ ЭЙЛЕРА

Диль В. Ф., доцент кафедры АЭСиПНК
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается вопрос оптимизации управления ВС на траекторном и пилотажном уровнях. При этом в основе алгоритма траекторного уровня лежит предложенный П. Д. Крутько способ решения нелинейной дифференциальной системы уравнений движения ВС методом обратных задач динамики. На основе решения на траекторном уровне определяются параметры ВС пилотажного уровня, описываемые дифференциальными уравнениями Эйлера. При этом решение базируется на решении прямых задач динамики.

Ключевые слова: автоматическое управление, пространственное движение, уравнения нелинейной динамики.

ВВЕДЕНИЕ

Управление воздушным судном (ВС) в пространстве условно разделено на два взаимосвязанных уровня – пилотажный и траекторный. Задачей пилотажного уровня является выдерживание углового положения ВС путем изменения моментов управления, задачей траекторного уровня является управление положением центра масс ВС через изменение действующих на ВС сил. Организация оптимальности управления на одном из уровней влечет за собой оптимальность управления на другом уровне. Рассмотрим вариант синтеза управления на траекторном уровне методом обратных задач динамики (ОЗД) с последующим решением прямых задач на пилотажном уровне.

1 РЕШЕНИЕ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ДИНАМИКИ ДЛЯ ТРАЕКТОРНОГО КОНТУРА

Пусть объект управления описывается уравнениями линейных скоростей для траекторного контура [1]:

$$\dot{V}_k = \Omega V_k + gn - g\varepsilon_2, \quad (1)$$

где V_K – вектор земных скоростей ВС; Ω – кососимметрическая матрица угловых скоростей специального вида; n – вектор перегрузок; ε_2 – второй столбец матрицы направляющих косинусов [1]. Обозначим вектор входных воздействий $n^* = n - \varepsilon_2$ и $x \rightarrow 1, y \rightarrow 2, z \rightarrow 3$. Тогда уравнения (1) принимают вид

$$\dot{V}_K = \Omega V_K + g n^*, \quad (2)$$

или в развернутой форме запишутся как:

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_{k1} \\ \dot{V}_{k2} \\ \dot{V}_{k3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{k1} \\ V_{k2} \\ V_{k3} \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} n_x^* \\ n_y^* \\ n_z^* \end{bmatrix}. \quad (3)$$

На интервале оптимизации $\Delta t \in T, T = [t_0, t_k], \omega_s = const, s = 1..3, t_0 = 0, t_k$ – нефиксированный момент времени.

Пусть в начальный момент времени $t = t_0 = 0$ состояния объекта (1) характеризуются значениями линейных скоростей $V_{ks}(0) = V_{ks0}$ и требуется найти такие управляющие воздействия δ_i ($i = \text{э, н, в,}$), при которых (1) переходит из состояния $V_{ks}(0)$ в новое состояние V_{ks}^0 и находится в этом состоянии бесконечно долго. Если $V_{ks}^0 = V_{ks}^0(t)$, то линейные скорости определяют пространственную траекторию движения ВС. При этом необходимо, чтобы линейные скорости управляемого движения по каждой степени свободы с требуемой точностью следовали за скоростями, определяемыми эталонной моделью

$$\ddot{V}_{ks}^* + \chi_{s1} \dot{V}_{ks}^* + \chi_{s0} V_{ks}^* = \chi_{s0} V_{ks}^0, \quad (4)$$

где χ_{s1}, χ_{s0} – коэффициенты эталонной модели, $V_{ks}^*(t) \rightarrow V_{ks}^0$ при $t \rightarrow \infty$.

Численные значения коэффициентов эталонной модели получают идентификацией аэродинамических объектов методом синхронного детектирования [1] на основе пробных воздействий рулей на модель ВС.

Степень приближения управляемого процесса к эталонному движению $V_{ks}^*(t) \rightarrow V_{ks}^0$ определяется функционалом [2]:

$$G(n^*) = \frac{1}{2} \sum_1^3 [\dot{V}_{ks}^* - \dot{V}_{ks}^*(t, n^*(\delta_i))]^2, \quad (5)$$

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

Если в качестве управляющих функций выбрать не отклонения рулей δ_i ВС, а управляющие силы F_S и эквивалентные им перегрузки $n^*(n = \frac{F_S}{G})$, то задача синтеза уравнений может быть решена поэтапно.

На первом этапе синтезируются управляющие воздействия $n_s^*(V_k)$, а затем, из силовых характеристик ВС и формул:

$$\begin{bmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_1^* \\ n_2^* \\ n_3^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_{21} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{23} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} n_1 - \frac{P}{G} \\ n_2 \\ n_3 \end{bmatrix} = \frac{qS}{G} D_{c\delta}^c \begin{bmatrix} c_{1a} \\ c_{2a} \\ c_{3a} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$\begin{aligned} c_{1a} &= c_{10}(\alpha, M) + A_H c_{2a}^2 + c_1^{\delta\delta}(\alpha) \delta_\delta + c_1^{\delta\varepsilon}(\alpha) \delta_\varepsilon, \\ c_{2a} &= c_{20}(\alpha, M) + c_2^{\delta\delta}(\alpha) \delta_\delta + c_2^\varphi(\alpha) \varphi + c_2^{\delta\beta}(\alpha) \delta_\beta + c_2^{\delta\mu\mu}(\alpha) \delta_{\mu\mu} + c_2^{\delta np}(\alpha) \delta_{np} \\ c_{3a} &= c_3^{\delta H}(\alpha, \beta) \delta_H + c_3^\beta(\alpha, \beta) \beta + c_3^{\delta\delta}(\alpha) \delta_\delta, \end{aligned} \quad (8)$$

определяются законы управления рулями δ_i , $i = \delta, \varepsilon, H$.

Законы управления $n_s^*(V_k)$ по каждой степени свободы получаем, используя метод простого градиента:

$$\frac{dn_s^*(V_k)}{dt} = - \sum_{j=1}^3 \tilde{r}_{sj} \frac{\partial G(n^*)}{\partial n_j^*}, \tilde{r}_{sj} = const. \quad (9)$$

Согласно (3), (5) компоненты градиента (9) равны

$$\frac{\partial G(n^*)}{\partial n_j^*} = g(\dot{V}_{kj}^* - \dot{V}_{kj}). \quad (10)$$

Отсюда следует, что

$$\dot{n}_s^*(V_k) = g \sum_{j=1}^3 \tilde{r}_{sj} (\dot{V}_{ks}^* - \dot{V}_{ks}), \quad (11)$$

или после интегрирования обеих частей

$$n_s^*(V_k) = \sum_{j=1}^3 r_{sj} (V_{ks}^* - V_{ks}), \quad (12)$$

где $r_{sj} = g \tilde{r}_{sj}$ – требуемые значения V_{ks}^* вычисляются из (5).

Структура матрицы $R = \|r_{sj}\|$ определяется характером перекрёстных связей по управляющим воздействиям в (8):

$$R = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & 0 \\ r_{21} & 0 & 0 \\ 0 & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_1^{\delta\delta}(\alpha) & c_1^{\delta\varepsilon}(\alpha) & 0 \\ c_2^{\delta\delta}(\alpha) & 0 & 0 \\ 0 & c_3^{\delta\varepsilon}(\alpha) & c_3^{\delta H}(\alpha, \beta) \end{bmatrix}, \quad (13)$$

Управляющие воздействия δ_i определяются из уравнений (6), (7) и (8). С одной стороны, из уравнений (7) вычисляем коэффициенты аэродинамических сил

$$\frac{mg}{qS} (D_{c\theta}^c)^{-1} \begin{bmatrix} -\frac{P}{G} + n_1^* + \varepsilon_{21} \\ n_2^* + \varepsilon_{22} \\ n_3^* + \varepsilon_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{1a} \\ c_{2a} \\ c_{3a} \end{bmatrix}, \quad (14)$$

где

$$D_{c\theta}^c = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ -\cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}^T, \quad \alpha = -\operatorname{arctg} \left(\frac{V_2}{V_1} \right), \quad \beta = \operatorname{arcsin} \left(\frac{V_3}{V} \right),$$

$$V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 + V_3^2}, \quad \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{k1} \\ V_{k2} \\ V_{k3} \end{bmatrix} - (D_H^{c\theta})^T \begin{bmatrix} \Delta W_1 \\ \Delta W_2 \\ \Delta W_3 \end{bmatrix},$$

$[\Delta W_1 \quad \Delta W_2 \quad \Delta W_3]^T$ – компоненты вектора скорости, вычисленные в нормальной СК:

$$\varepsilon = D_H^{c\theta} = \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \vartheta & \sin \gamma \sin \phi - \cos \gamma \cos \phi \sin \vartheta & \cos \gamma \sin \phi + \sin \gamma \cos \phi \sin \vartheta \\ \sin \vartheta & \cos \gamma \cos \vartheta & -\sin \gamma \cos \vartheta \\ -\sin \phi \cos \vartheta & \sin \gamma \cos \phi + \cos \gamma \sin \phi \sin \vartheta & \cos \gamma \cos \phi - \sin \gamma \sin \phi \sin \vartheta \end{bmatrix}$$

– направляющие косинусы скоростной СК относительно нормальной СК.

С другой стороны, выписываются уравнения (8), в которых неизвестными являются отклонения рулей δ_i . Следовательно, через вычисленные значения коэффициентов аэродинамических сил можно получить следующую систему алгебраических уравнений:

$$\begin{aligned} c_1^{\delta\theta}(\alpha)\delta_\theta + c_1^{\delta\delta}(\alpha)\delta_\delta &= c_{1a} - c_{10}(\alpha, M) - A_H c_{2a}^2, \\ c_2^{\delta\theta}(\alpha)\delta_\theta &= c_{2a} - c_{20}(\alpha, M) - c_2^\varphi(\alpha)\varphi - c_2^{\delta\delta}(\alpha)\delta_\delta - c_2^{\delta\mu\mu}(\alpha)\delta_{\mu\mu} - c_2^{\delta\nu\nu}(\alpha)\delta_{\nu\nu}, \\ c_3^{\delta\theta}(\alpha, \beta)\delta_\theta + c_3^{\delta\beta}(\alpha)\delta_\beta &= c_{3a} - c_3^\beta(\alpha, \beta)\beta, \end{aligned} \quad (15)$$

или после преобразования

$$\begin{aligned} \delta_\theta &= \frac{c_{2a} - c_{20}(\alpha, M) - c_2^\varphi(\alpha)\varphi - c_2^{\delta\delta}(\alpha)\delta_\delta - c_2^{\delta\mu\mu}(\alpha)\delta_{\mu\mu} - c_2^{\delta\nu\nu}(\alpha)\delta_{\nu\nu}}{c_2^{\delta\theta}(\alpha)}, \\ \delta_\delta &= \frac{c_{1a} - c_{10}(\alpha, M) - A_H c_{2a}^2 - c_1^{\delta\theta}(\alpha)\delta_\theta}{c_1^{\delta\delta}(\alpha)}, \\ \delta_\theta &= \frac{c_{3a} - c_3^\beta(\alpha, \beta)\beta - c_3^{\delta\theta}(\alpha)\delta_\theta}{c_3^{\delta\theta}(\alpha, \beta)}. \end{aligned} \quad (16)$$

Синтезированные ЗУ (16) формируются как функции, зависящие от перегрузок, то есть $\delta_\epsilon = \delta_\epsilon(n_y), \delta_\gamma = \delta_\gamma(n_x, n_y), \delta_\eta = \delta_\eta(n_y, n_z)$ или, другими словами, как зависимости от управляющих сил $F_i (i = x, y, z)$.

2 РЕШЕНИЕ ПРЯМОЙ ЗАДАЧИ ДИНАМИКИ ДЛЯ ПИЛОТАЖНОГО КОНТУРА

Синтезированные законы управления (16) позволяют определить управляющие аэродинамические моменты $M_i (i=1,2,3 \rightarrow x, y, z)$:

$$M_1 = qSlm_1, M_2 = qSlm_2, M_3 = qSb_a m_3, \quad (17)$$

как функции от угловых скоростей

$$M_1 = M_1(\omega_1, \omega_2), M_2 = M_2(\omega_1, \omega_2), M_3 = M_3(\omega_3),$$

где

$$m_1 = m_1^{\bar{\omega}_1}(\alpha)\bar{\omega}_1 + m_1^{\bar{\omega}_2}(\alpha)\bar{\omega}_2 + m_1^\beta(\alpha)\beta + m_1^{\delta_\eta}(\alpha)\delta_\eta + m_1^{\delta_\gamma}(\alpha)\delta_\gamma, \bar{\omega}_1 = \frac{l\omega_2}{2V};$$

$$m_2 = m_2^{\bar{\omega}_1}(\alpha)\bar{\omega}_1 + m_2^{\bar{\omega}_2}(\alpha)\bar{\omega}_2 + m_2^\beta(\alpha)\beta + m_2^{\delta_\eta}(\alpha)\delta_\eta + m_2^{\delta_\gamma}(\alpha)\delta_\gamma, \bar{\omega}_2 = \frac{l\omega_2}{2V};$$

$$m_3 = m_{30}(\alpha) + m_3^\alpha(\alpha)\alpha + m_3^{\bar{\omega}_3}(\alpha)\bar{\omega}_3 + m_3^{\delta_\epsilon}(\alpha)\delta_\epsilon + m_3^\varphi(\alpha)\varphi, \bar{\omega}_3 = \frac{b_a\omega_3}{V};$$

$$\alpha = -\arctg\left(\frac{V_3}{V}\right), \beta = \arcsin\left(\frac{V_3}{V}\right), V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 + V_3^2}.$$

Вращательное движение ВС описывается динамическими уравнениями Эйлера

$$\begin{bmatrix} I_1 \dot{\omega}_1 \\ I_2 \dot{\omega}_2 \\ I_3 \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_3 - I_2)\omega_2\omega_3 \\ (I_1 - I_2)\omega_1\omega_3 \\ (I_2 - I_1)\omega_1\omega_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1(\omega) + M_1 \\ m_2(\omega) + M_2 \\ m_3(\omega) + M_3 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

где $m_1(\omega) = 0, m_2(\omega) = -c_2\omega_2 - K_{ДВ}\omega_3, m_3(\omega) = -c_3\omega_3 + K_{ДВ}\omega_2$, $ms(\omega)$ – моменты, характеризующие изменение кинетической энергии вращающихся частей АД и влияние диссипативных сил ($s=1..3$).

Прямая задача динамики формулируется следующим образом.

Известна математическая модель вращательного движения ВС (18) и её состояние в начальный момент времени

$$\omega_s(0) = \omega_{s0}, \dot{\omega}_s(0) = \dot{\omega}_{s0}, s = 1..3. \quad (19)$$

заданы управляющие моменты M_s как функции от ω_s . Требуется найти угловые скорости $\omega_s = \omega_s(t), t \in [t_0, t_k]$.

Решение сформулированной задачи сводится к интегрированию замкнутой системы (18) с начальными условиями (19).

На основе полученного решения $\omega_s = \omega_s(t)$ аналитически или численно интегрируются уравнения Пуассона

$$\begin{bmatrix} \dot{\varepsilon}_{11} & \dot{\varepsilon}_{21} & \dot{\varepsilon}_{31} \\ \dot{\varepsilon}_{12} & \dot{\varepsilon}_{22} & \dot{\varepsilon}_{32} \\ \dot{\varepsilon}_{13} & \dot{\varepsilon}_{23} & \dot{\varepsilon}_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{21} & \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{12} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{32} \\ \varepsilon_{13} & \varepsilon_{23} & \varepsilon_{33} \end{bmatrix} \quad (20)$$

с начальными условиями $\varepsilon_{ij}(0)$, определяемых балансировочными значениями углов Эйлера: $\mathcal{G}(0) = \mathcal{G}_{ПП}, \gamma(0), \psi(0)$.

Для определения текущих углов Эйлера достаточно использовать 3 элемента матрицы направляющих косинусов, например:

$$\varepsilon_{21} = \sin \mathcal{G}, \varepsilon_{22} = \cos \gamma \cos \mathcal{G}, \varepsilon_{11} = \cos \phi \cos \mathcal{G}$$

Тогда углы Эйлера определяются по формулам

$$\mathcal{G} = \arcsin \varepsilon_{21}, \gamma = \arccos \left(\frac{\varepsilon_{22}}{\cos \mathcal{G}} \right); \psi = \arccos \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\cos \mathcal{G}} \right). \quad (21)$$

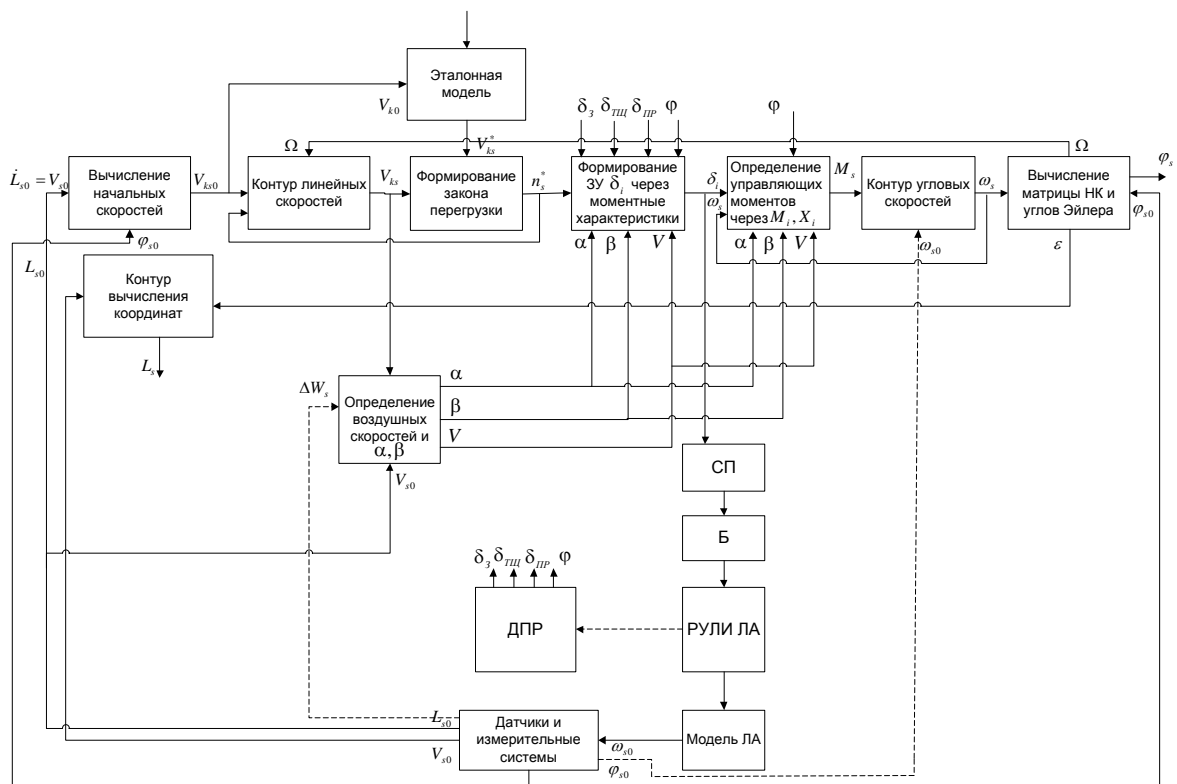


Рисунок 1 – Функциональная схема контура управления ВС, построенного через оптимизацию методом ОЗД линейных скоростей

Характерным свойством плоскосимметричного ВС является зеркальность геометрических преобразований и преобразований энергии движения. С учётом сказанного на основе формул, приведенных выше, а также математических зависимостей, определяющих оптимизацию траекторного контура, может быть построена функциональная схема, определяющая архитектурный облик перспективной нелинейной САУ самолётов (рис. 1).

В сравнении с контуром управления через оптимизацию вращательного движения методом ОЗД, приведенного в [3], данный контур построен через оптимизацию методом ОЗД линейных скоростей. Очевидно, что при их построении нужно учитывать специфику решаемых задач пилотирования. В таких режимах полёта, как выполнение виражей, атакже в режимах стабилизации горизонтального полёта, приведения к горизонту и др. целесообразно

оптимизировать контур угловых скоростей. В режимах траекторного управления (полёт по маршруту и др.) необходимо использовать оптимизацию контура линейных скоростей.

Таким образом, применение концепций обратных задач динамики в сочетании с организацией контуров управления по принципу симметрии (содержание обратной и прямой задачи динамики обратимо относительно синтезируемых управлений по силовым и моментным характеристикам), позволяет научно обосновано решить важную техническую проблему построения нелинейных САУ ВС.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Красовский А. А.* Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование / А. А. Красовский. – М.: Наука, 1973. – 240 с.
2. *Крутько П. Д.* Обратные задачи динамики в теории автоматического управления / П. Д. Крутько. – М.: Машиностроение, 2004. – 576 с.
3. *Диль В. Ф.* Методика синтеза нелинейных систем автоматического управления пространственного движения воздушного судна / В. Ф. Диль, В. Н. Сизых // АВИАТОР: сборник научных статей по материалам докладов II Всероссийской научно-практической конференции в 2-х т.– Воронеж, ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. – Т. 2. – 200 с.

АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СНИЖЕНИЯ ПОТЕРЬ И ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ АЭРОПОРТОВ

Голованов И. Г., доцент кафедры АЭС и ПНК, к.т.н., доцент
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

С развитием рыночных отношений в стране значимость проблемы потерь электроэнергии существенно возрастает, так как стоимость потерь входит одной из составляющих в тариф на электроэнергию, а технически и экономически обоснованный тариф является стимулом в развитии экономики страны. В условиях развития современных технологий и обеспечения безопасности полётов, качество электроэнергии в системе электроснабжения аэропортов становится не менее важной задачей, чем её наличие.

Ключевые слова: электроснабжение аэропортов, потери электроэнергии, качество электроэнергии.

В условиях развития современных технологий и обеспечения безопасности полётов, качество электроэнергии становится не менее важной задачей, чем её наличие. Требования к качеству электрической энергии состоят в нормировании показаний величины напряжения. Параметры величин закреплены в Государственном стандарте качества электрической энергии ГОСТ 32144-2013. Потери электрической энергии составляют в РФ – 10 %, для сравнения Китай и США – 6 % [1].

Фактические (отчётные) потери энергии определяют как разность электроэнергии, поступившей в сеть и электроэнергии, отпущенной из сети потребителям. Фактические потери могут быть распределены на две основные составляющие:

- технологические;
- коммерческие потери.

Технологические потери энергии определяются расчётным путём, учитываются при транспортировке электроэнергии и выражаются тепловыми потерями в конструктивных элементах электрических сетей.

Вторая составляющая фактических потерь – коммерческие потери. Они обусловлены хищениями электроэнергии, несовершенством системы учёта потребления энергии, неодновременностью оплаты за неё. В России величина их определяется как разница между отчётными потерями и технологическими.

Мероприятия по снижению потерь электрической энергии в системе электроснабжения аэропортов делятся на три группы:

Организационные – по совершенствованию эксплуатации электрических сетей и оптимизации их схем и режимов. Организационные мероприятия практически не требуют внедрения дополнительных капиталовложений. К ним следует отнести:

- оптимизацию режимов по напряжению и реактивной мощности;
- увеличение выработки реактивной мощности на генераторах станции при недостатке её в энергосистемах;
- равномерное распределение однофазных нагрузок по фазам.

Технические мероприятия требуют дополнительных капиталовложений, и проведение таких мероприятий должно быть обосновано технико-экономическими расчётами. Они включают в себя:

- установку компенсирующих устройств;
- замену проводов воздушной линии на провода большего сечения;

- замену трансформаторов при увеличении нагрузки;
- установку устройств РПН (регулирование под нагрузкой): на трансформаторах, линейных регуляторах, вольтодобавочных трансформаторах, шунтирующих реакторах;
- установку устройств регулирования перетоков мощности в замкнутых сетях;
- перевод сетей на более высокое номинальное напряжение.

3. Мероприятия по совершенствованию учёта электрической энергии. Эти мероприятия снижают коммерческие потери энергии, улучшают систему учёта энергии, уточняют исходную информацию для расчёта режимов сети.

1 ОПТИМИЗАЦИЯ РЕЖИМА СЕТИ ПО НАПРЯЖЕНИЮ

Нагрузочные потери активной мощности в элементе электрической сети рассчитывают по формуле

$$\Delta P_i = \frac{P_i^2 + Q_i^2}{U_i^2} \cdot R_i = 3I_i^2 R_i.$$

Анализируя её можно сказать, что увеличение напряжения и уменьшение реактивной мощности, передаваемой по элементу сети, приведёт к снижению нагрузочных потерь мощности, а следовательно, и электроэнергии. Задача оптимизации состоит в определении такого установившегося режима электрической сети, при котором были бы выдержаны технические ограничения, и потери активной мощности были бы минимальны. Одной из наиболее эффективных мер по снижению нагрузочных потерь активной мощности является повышение напряжения в сети, однако при этом увеличиваются условно-постоянные потери

$$\Delta P_x = U^2 g,$$

где g – проводимость элемента сети, подключенного к узлу.

2 ОПТИМИЗАЦИЯ РЕЖИМА СЕТИ ПО РЕАКТИВНОЙ МОЩНОСТИ

Значительного снижения потерь активной мощности можно достичь, разгружая по реактивной мощности как питающие, так и распределительные сети. Важнейшим мероприятием по уменьшению потерь мощности в распределительных сетях является компенсация реактивной мощности. После установки компенсирующих устройств (КУ) (рис. 1) линия разгружается по реактивной мощности, и потери уменьшаются:

$$\Delta P_i = \frac{P_i^2 + (Q_i - Q_k)^2}{U_i^2} \cdot R_i.$$

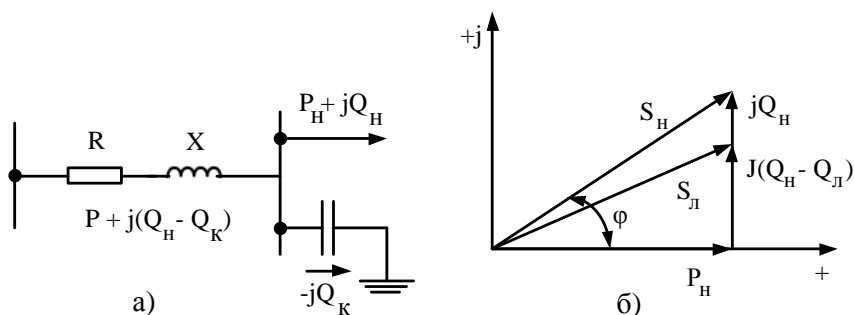


Рисунок 1 – Компенсация реактивной мощности: а – схема замещения линии; б – векторная диаграмма

Из векторной диаграммы (рис. 1, б) видно, что с компенсацией реактивной мощности снижается и $\text{tg } \varphi$ нагрузки, который определяется

$$\text{tg} \varphi = \frac{Q}{P}.$$

Для понижения $\text{tg } \varphi$ необходимо, в первую очередь, применять организационные мероприятия:

- увеличивать загрузку оборудования, особенно асинхронных двигателей, по возможности устанавливать высокоскоростные асинхронные двигатели, использовать синхронные двигатели, установленные по технологическим требованиям, для регулирования реактивной мощности;

- если организационных мероприятий недостаточно, подключают устройства, генерирующие и регулирующие реактивную мощность: синхронные компенсаторы и батареи конденсаторов. Последние предпочтительнее, так как они имеют значительно меньшие потери мощности.

Помимо рассмотренных мероприятий, снижение потерь активной мощности в сети электроснабжения аэропортов может быть достигнуто [3]:

- заменой проводов на перегруженных линиях. Мероприятие осуществляется на линиях с большим износом проводов в результате длительной эксплуатации и не только снижает потери, но и повышает пропускную способность линии;

- перевода сети на более высокую ступень номинального напряжения, что связано с увеличением уровня изоляции фаз, возможно, заменой проводов и реконструкции подстанций;

- сокращение сроков ремонта основного оборудования, системы электроснабжения аэропортов;

- регулирование суточного графика нагрузки и снижение пиков в часы максимума за счёт перевода наиболее энергоёмкого оборудования, работающего периодически, с часов максимума на другие часы суток, смещение во времени рабочих смен, перерывов и т. д.;

- строительство глубоких вводов на предприятиях, под которыми подразумеваются линии 110...220 кВ, проходящие по территории предприятия.

Все перечисленные мероприятия не только позволяют снизить потери мощности и энергии в системе электроснабжения аэропортов, но и повышают эффективность работы сети в целом, улучшают качество электроэнергии.

Проблема качества электроэнергии системы электроснабжения аэропортов очень серьезна, что стала синонимом «электромагнитной безопасности», потому как отвечает за безотказную работу технологического оборудования, отвечающего за безопасность на транспорте. Нарушение качества электроэнергии может привести к человеческим жертвам, существенному экономическому ущербу, нанесению вреда окружающей среде.

Источником электромагнитных помех может оказаться сам потребитель, использующий электрическое оборудование с нелинейными характеристиками. Такие устройства используют токи высших гармоник, токи обратной и нулевой последовательности, вызывающие нарушения синусоидальности и симметричности падений. Даже в том случае, если сетевая организация может обеспечить абсолютное соблюдение синусоидальности и симметричности напряжения питания, значение напряжения в узле общего присоединения пользователя будет искажено.

3 ВИДЫ УЩЕРБА ПРИ УХУДШЕНИИ КАЧЕСТВА ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

Виды ущерба при ухудшении качества электрической энергии делятся на электромагнитный и технологический.

Электромагнитный ущерб [2]:

- неэффективность генерирующих процессов, большие потери при передаче и использовании энергии;
- снижение времени эксплуатации оборудования, преждевременный его выход из строя, из-за нарушения режимов работы и износа изоляции;
- преждевременный износ и выход из строя средств релейной защиты и противоаварийной автоматики системы электроснабжения аэропортов.

Технологический ущерб [2]:

- понижение производительности технологических процессов;
- прекращение выполнения производственных работ, влекущее значительные затраты на восстановление;
- выход из строя оборудования.

Примеры порчи электрооборудования при несоответствии параметров качества электроэнергии [3]:

- понижение напряжения на 10% время эксплуатации асинхронного двигателя уменьшается в 2 раза;
- несимметрия напряжения в 2%, срок эксплуатации асинхронных двигателей (АД) снижается на 10%, синхронных двигателей (СД) – на 16,2%, силовых трансформаторов – на 4%;
- несинусоидальное напряжение влечет увеличение токов утечки в кабельной изоляции на 43%.

Снижение сроков службы оборудования влияет на надежность системы электроснабжения аэропортов.

4 СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ АЭРОПОРТОВ

Для управления качеством электрической энергии необходимо внедрять в структуру систем энергоснабжения аэропортов:

1. УКРМ (устройств компенсации реактивной мощности) для гарантированной высокопропускной способности электрической сети в обычном и послеаварийном режиме.
2. Внедрение в работу силовых трансформаторов с наличием РПН (регулировка под нагрузкой), устройство способно регулировать уровень напряжения в сети при его падении при увеличении нагрузки, или при высоком уровне напряжения, без вывода трансформатора в ремонт.
3. Применение в сети синхронных компенсаторов. Рекомендуется их установка на силовых подстанциях в зависимости от баланса реактивной мощности в рассматриваемом узле.
4. При напряжении до 1000 В и значениях мощности около 100 кВт наиболее выгодно использовать асинхронные двигатели; более 300 кВт – рекомендуется применять синхронные машины; при величине напряжении 6, 10 кВ – асинхронные машины; свыше 400 кВт – синхронные [3]. Так как синхронные двигатели являются источниками реактивной энергии, целесообразно подключение конденсаторных батарей.

5. Конденсаторных батарей (БСК) совместно с фильтрами компенсирующих устройств.
6. Использование в сети линейных регуляторов или последовательных трансформаторов для регулировки напряжения в отдельных линиях и вторичных обмотках автотрансформаторов.
7. Применение трансформаторов связи сетей различных номинальных напряжений с РПН, им можно регулировать под нагрузкой коэффициент трансформации.
8. Для обеспечения КЭ регуляторы РПН должны работать автоматически, характеризуются устойчивостью работы, зоной нечувствительности, точностью регулирования и выдержкой времени.

Компенсирующие устройства помогают решить следующие задачи:

1. Оптимизация перетоков индуктивной (реактивной) мощности в высоковольтных сетях.
2. Сведение к минимуму наличия потерь мощности и энергии.
3. Поддержание статической и динамической устойчивости в узлах повышенной нагрузки.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Артемьев А. В.* Расчет, анализ и нормирование потерь электроэнергии в электрических сетях: Руководство для практических расчетов / А. В. Артемьев, О. В. Савченко. – М., 2004. – С. 280.
2. *Железко Ю. С.* Потери электроэнергии. Реактивная мощность. Качество электроэнергии: Руководство для практических расчетов / Ю. С. Железко. – М.: ЭНАС, 2009. – С. 456.
3. Качество электрической энергии. – М.: ЗАО «Энергосервис», 2000. – С. 80.
4. *Идельчик В. И.* Электрические системы и сети: Учебник для вузов / В. И. Идельчик. – М.: Энергоатомиздат, 1989. – С. 592.

УДК 629.7.05

ОСОБЕННОСТИ ДАТЧИКОВ ПЕРВИЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ, АЛГОРИТМОВ ОРИЕНТАЦИИ СОВРЕМЕННЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Кивокурцев А. Л., доцент кафедры АЭС и ПНК, к.т.н.
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Представлен краткий обзор современного состояния и перспектив развития датчиков первичной информации бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Особое внимание уделяется особенностям построения существующих и перспективных датчиков. В статье приводятся краткие сведения по точности, надежности и другим показателям лазерных, волоконно-оптических, твердотельных волновых и прогноз по атомным гироскопам, а также сведения по перспективным микромеханическим акселерометрам. Рассмотрена особенность выходной информации гироскопических датчиков, дана общая характеристика семейства разгонных и безразгонных экономичных алгоритмов ориентации БИНС. Приведены результаты исследования, общие характеристики разработанных алгоритмов ориентации современных БИНС с учетом интегрального характера датчиков первичной информации.

Ключевые слова: датчик первичной информации, бесплатформенная инерциальная навигационная система, лазерный гироскоп, волоконно-оптический гироскоп, твердотельных волновой гироскоп, атомный гироскоп, микромеханический акселерометр, сенсор, микромеханический гироскоп.

ВВЕДЕНИЕ

В области инерциальной навигации важным достижением можно считать появление бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). За последнее десятилетие в авиационном приборостроении БИНС практически вытеснили ИНС в традиционном платформенном исполнении. К преимуществам бесплатформенных систем следует отнести, в первую очередь, более высокую надежность. Например, наработка на отказ платформенных ИНС составляет порядка 1500 ч, а для БИНС – до 10000 ч. При серийном производстве стоимость БИНС ниже, чем у аналогичных по точности платформенных систем. Кроме того БИНС более устойчивы к вибрационным и ударным воздействиям в связи с отсутствием в конструкции системы такого чувствительного к механическим воздействиям узла, как гиросtabilизированная платформа. Наконец, для бесплатформенных систем значительно проще и дешевле организовать резервирование и встроенный контроль. Развитие бесплатформенных ИНС идет по двум основным направлениям: совершенствование датчиков и поиск новых конструктивных и алгоритмических решений [1, 2, 6].

1 ДАТЧИКИ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ БИНС

В настоящее время в составе БИНС появились прецизионные маятниковые микромеханические акселерометры выполненные по технологии МЭМС (технология микроэлектроники, микромеханики, планарная, кремниевая, в том числе сервисная электроника на одном чипе по гибридно-пленочной или тонкопленочной технологии в виде отдельных конструктивных узлов) с чувствительным элементом из монокристаллического кремния или кварца (например, микромеханический акселерометр А-15). Необычная конструкция и нетрадиционная технология изготовления этих приборов, интегральный характер выходной информации обусловили их высокие точностные характеристики. Так погрешности датчиков составляют порядка $10^{-5} \text{ g} \dots 10^{-6} \text{ g}$ (для сравнения: погрешности акселерометров предыдущего поколения — порядка 10^{-3} g). Для космических летательных аппаратов прогнозируется применение атомных акселерометров (с погрешностью 10^{-9} g) [1, 5].

Необычайно бурными темпами стали разрабатываться и внедряться гироскопические приборы нового поколения (раньше их называли гироскопами на новых физических принципах). Среди них в авиационном приборостроении используются лазерные гироскопы (случайный дрейф порядка 10^{-2} град/ч), волоконно-оптические гироскопы ($10^{-2} \dots 10^{-3}$ град/ч), твердотельные волновые гироскопы (в перспективе ожидается $10^{-2} \dots 10^{-3}$ град/ч), а также для космических применений прогнозируется применение атомных гироскопов (случайный дрейф порядка 10^{-6} град/ч) [1, 5].

Лазерные и волоконно-оптические гироскопы являются кольцевыми оптическими интерферометрами, чувствительными к абсолютному вращению. Экспериментально этот эффект подтвержден Саньяком в начале XX века. Эффект Саньяка использовался для измерения вращения Земли, но до создания гироскопов на эффекте Саньяка (ГЭС) для широких практических применений прошли десятилетия (ГЭС применяются с 1960-х годов после создания лазера). В XXI веке ГЭС используются на двух этапах развития оптической гироскопии – лазерной и волоконно-оптической [1, 2, 5, 6].

Наиболее широкое применение в настоящее время нашли лазерные гироскопы (ЛГ) в качестве датчиков бесплатформенных ИНС. ЛГ относится к первому поколению ГЭС, представляет собой кварцевый оптический интерферометр (резонатор), в котором

возбуждается стоячая волна лазерного излучения, обладающая свойством неподвижности в инерциальном пространстве. По смещению волны относительно корпуса прибора можно судить об угле поворота и угловой скорости вращения прибора. Отсутствие традиционного для механических гироскопов вращающегося ротора обуславливает более высокие показатели надежности прибора, однако существенно нелинейная выходная характеристика вызывает необходимость принятия специальных мер по снижению погрешностей ЛГ и ограничивает показатели точности [1, 2, 5, 6].

Волоконно-оптический гироскоп (ВОГ) относится ко второму поколению ГЭС, является по сути лазерным гироскопом в миниатюре, имея оптический резонатор в виде катушки из оптоволокна. Чувствительность прибора зависит от числа витков такой катушки. На сегодняшний день существуют технологические проблемы в изготовлении сверхдлинного (длиной в несколько километров) однородного оптического волокна. Это ограничивает показатели точности ВОГ. Технология изготовления ВОГ значительно проще технологии ЛГ. Волоконно-оптическая гироскопия в значительной степени обязана развитию элементной базы волоконно-оптических линий связи. Со временем ВОГ должны прийти на смену ЛГ [1, 2, 5, 6].

Твердотельный волновой гироскоп (ТВГ) представляет собой тонкостенную полусферическую конструкцию из монокристаллического кварца, на кромке которой возбуждаются механические колебания. Измеряя их параметры, можно определить абсолютную угловую скорость датчика. В США этот гироскоп называют полусферическим, в России иногда — волновым твердотельным. С развитием технологии изготовления подобных изделий прогнозируется значительное улучшение точности и снижение массогабаритных характеристик ТВГ, что делает их чрезвычайно перспективными. Однако, судя по материалам печати, появление на рынке этих приборов в настоящее время ограничено. Создается впечатление, что делается это преднамеренно, и в начале XXI века, после того, как окупятся средства, затраченные на разработку ЛГ, начнется бурное развитие ТВГ. Это приведет к интенсивному вытеснению лазерных гироскопов твердотельными волновыми практически во всем авиационном приборостроении [1, 2, 5, 6].

В настоящее время в лабораториях ведущих мировых исследовательских центров (например, Стэнфордский университет, группа Марка Касевича) отрабатывается третье поколение ГЭС – гироскопы на волнах материи (волнах де Бройля) частиц, атомов и конденсатах Бозе-Эйнштейна, а также на квантовых свойствах сверхтекучих жидкостей, в которых лазерная и микромеханическая техника используется как вспомогательная составляющая. Чувствительность ГЭС на медленных (по сравнению со скоростью света) волнах де Бройля превосходит чувствительность лазерных гироскопов (ЛГ) и волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) на световых волнах на 9–11 порядков ($10^9 \dots 10^{11}$) – отношение энергии атома (с различными атомными весами) к энергии фотона (с различными частотами), что позволяет существенно превзойти уровень точности, доступный для ЛГ, ВОГ (примерно на 4 порядка (10^4) с учетом шумов). Все эти гироскопы являются атомными интерферометрами [5].

Разработки атомных интерферометров послужили толчком к разработке БИНС для космических летательных аппаратов нового поколения, способных обеспечить точность автономной инерциальной навигации спутников на уровне единиц метров, так оценка горизонтальной составляющей ошибки определения местоположения спутника составляет 5 м/ч (СКО). Атомные гироскопы открывают необозримые возможности и для авиационных БИНС в плане повышения точностных характеристик, по прогнозу некоторых ученых

точность автономной БИНС на ядерных гироскопах может стать соизмеримой с точностью СРНС гражданского назначения с открытым кодом доступа [5].

2 ОСОБЕННОСТЬ ВЫХОДНОЙ ИНФОРМАЦИИ СОВРЕМЕННЫХ ДАТЧИКОВ ПЕРВИЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ И ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СЕМЕЙСТВА ЭКОНОМИЧНЫХ АЛГОРИТМОВ БЛОКА ОРИЕНТАЦИИ БИНС

Исследования, проводимые отечественными и зарубежными специалистами показывают, что до 80% погрешностей БИНС обусловлены погрешностью аналитического построения расчетной системы координат (СК), т.е. системы ориентации [1, 2, 6].

Погрешности системы ориентации разделяются на три типа:

- инструментальные погрешности (погрешности гироскопов);
- погрешности начальной выставки;
- вычислительные погрешности, обусловленные методическими погрешностями алгоритмов и погрешностями округления чисел в БЦВМ.

Первые два типа погрешностей можно считать неустранимыми, так как они определяются уровнем развития производства гироскопов и БИНС в целом. Вычислительные погрешности могут быть снижены до любого требуемого на практике уровня за счет применения высокоточных алгоритмов системы ориентации и выбора ЦВМ с требуемым быстродействием и разрядностью чисел.

Для получения заданных характеристик БИНС, отвечающих современным требованиям, необходимы не только прецизионные датчики (гироскопы: $\sigma_{\omega \phi_i} = 0,001 \text{ град/ч}$; акселерометры: $\sigma_a \leq 1 \cdot 10^{-5} \text{ g}$;) и требуемая точность выставки ($\Delta\psi, \Delta\nu, \Delta\gamma \leq 30 \text{ угл. сек}$), но и соответствующее программно-математическое обеспечение алгоритмов ориентации.

Так как именно алгоритмы вычисления параметров ориентации предъявляют наиболее “жесткие” требования к характеристикам БЦВМ, то здесь особую важность и актуальность приобретает проблема разработки и выбора экономичных алгоритмов ориентации БИНС [1, 2, 6].

Одним из путей вычисления параметров ориентации связанного базиса маневренного объекта является интегрирование кинематических дифференциальных уравнений известными классическими численными методами – Эйлера, Рунге-Кутта, Адамса, но этот способ приемлем для БИНС на гироскопах, измеряющих угловую скорость. Современные же БИНС используют датчики на новых физических принципах (лазерные, твердотельные волновые и в обозримом будущем возможно использование атомных гироскопов), которые являются интегрирующими датчиками, измеряющими в момент времени t_k интегралы от проекций абсолютных угловых скоростей на соответствующие оси чувствительности (квазикоординаты) [1, 2, 5, 6]:

$$\bar{q}_k = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \bar{\omega}(t) dt, \quad (1)$$

где t_{k-1} , t_k – предыдущий и текущий моменты времени выдачи сигнала датчиком;

$\bar{\omega}(t) = \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix}^T$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения связанной СК на соответствующие оси чувствительности.

Дифференцирование выходного сигнала (1) гироскопического блока по времени с последующим решением кинематических уравнений для параметров ориентации приводит к быстрому накоплению погрешностей ориентации, считаемой в БИНС. Эта проблема привела к необходимости разработки специализированных алгоритмов ориентации БИНС, использующих в качестве сигналов первичной инерциальной информации квазикоординаты.

Наиболее эффективным решением задачи определения ориентации является разбиение процесса вычислений на циклы (сверхбыстрые) с решением в каждом из них кинематического уравнения для промежуточного параметра. В качестве таковых необходимо выбрать параметры, полностью или частично удовлетворяющие следующим требованиям :

- невырождаемость при малых значениях;
- наименьшее число кинематических дифференциальных уравнений, требующих решения в реальном времени;
- наиболее простая связь с матрицей направляющих косинусов.

Для уменьшения методических погрешностей следует продолжительность сверхбыстрого цикла вычисления промежуточного параметра принять равной величине дискретности снятия сигнала с блока гироскопов, поскольку за этот промежуток времени угловая скорость и ориентация изменятся незначительно.

Частота съема информации у современных гироскопических датчиков составляет 100–200 Гц. Это позволяет предположить, что за период дискретности τ угол поворота связанной СК не превысит значения π . В этом случае в качестве промежуточных параметров можно применять векторы ориентации, не опасаясь их вырождения. Снижение количества дифференциальных уравнений до трех вместо шести для матрицы направляющих косинусов позволит снизить вычислительные нагрузки БЦВМ. Переход к матрице направляющих косинусов можно осуществлять с меньшей частотой (быстрый цикл), которая, однако, также должна быть достаточной для требуемой точности решения задач ориентации и навигации [1, 2, 6].

Примем в качестве промежуточного параметра вектор ориентации Эйлера. Он представляет собой ось \bar{e} , вокруг которой необходимо совершить поворот на угол φ , чтобы связанная СК из положения в начальный момент переместилась в следующее положение. Этот процесс может быть описан следующим матричным уравнением:

$$U(t_m) = U(t_{m-1}) \cdot A(t_m); \quad (2)$$

В этом выражении $A(t_m)$ – некоторый оператор вращения, переводящий связанную СК из начального положения $U(t_{m-1})$ в следующее положение, описываемое матрицей направляющих косинусов $U(t_m)$. Промежуток времени $t_m - t_{m-1}$ между двумя последовательными вычислениями матрицы направляющих косинусов называется быстрым циклом. Для вектора ориентации Эйлера оператор поворота $A(t_m)$ может быть получен по формуле

$$A(t_m) = E + \frac{\sin(\varphi(t_m))}{\varphi(t_m)} \cdot \Phi(t_m) + \frac{1 - \cos(\varphi(t_m))}{\varphi^2(t_m)} \cdot \Phi^2(t_m), \quad (3)$$

$$\Phi(t_m) = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_z(t_m) & \varphi_y(t_m) \\ \varphi_z(t_m) & 0 & -\varphi_x(t_m) \\ -\varphi_y(t_m) & \varphi_x(t_m) & 0 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где $\varphi(t_m) = \sqrt{\varphi_x^2(t_m) + \varphi_y^2(t_m) + \varphi_z^2(t_m)}$ - угол поворота (модуль вектора ориентации);

$\Phi(t_m)$ - кососимметрическая матрица, составленная из координат вектора ориентации.

Кинематическое дифференциальное уравнение для вектора Эйлера (уравнение Борца) имеет вид, аналогичный выражению (3). Решение данного уравнения при интегральном характере выходных сигналов датчиков составляет основную трудность определения промежуточного параметра ориентации. В ряде работ получено аналитическое решение уравнения (3), на основе которого предложены различные методики, позволяющие синтезировать алгоритмы различной структуры и степени точности. В них промежуточные параметры ориентации вычисляются по одношаговым и многошаговым алгоритмам. Так, при использовании метода последовательного приближения, решено уравнение (3) и получено семейство разнотипных алгоритмов, имеющих различную структуру (по организации вычислительного цикла, т. е. разгонные и безразгонные) и, как следствие, различное быстродействие и различную степень точности [3, 4, 5, 6].

Приведём примеры таких алгоритмов:

1. Безразгонные алгоритмы.

– одношаговый алгоритм второго порядка точности (алгоритм 1):

$$\bar{\varphi}_1 = \bar{q}_1; \quad (5)$$

– двухшаговый алгоритм четвертого порядка точности (алгоритм 2):

$$\bar{\varphi}_2 = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \frac{2}{3} \cdot (\bar{q}_1 \times \bar{q}_2); \quad (6)$$

– трехшаговые алгоритмы четвертого порядка точности.

(алгоритм 3):

$$\bar{\varphi}_{31} = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \frac{9}{8} \cdot (\bar{q}_1 \times \bar{q}_3); \quad (7)$$

(алгоритм 3.1):

$$\bar{\varphi}_{32} = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \frac{9}{20} (\bar{q}_1 - \bar{q}_3) \times (\bar{q}_3 + \frac{3}{2} \bar{q}_2); \quad (8)$$

– четырехшаговый алгоритм четвертого порядка точности (алгоритм 4):

$$\bar{\varphi}_4 = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \bar{q}_4 + \frac{2}{3} (\bar{q}_1 + \bar{q}_2) \times (\bar{q}_3 + \bar{q}_4); \quad (9)$$

– четырехшаговый алгоритм повышенной точности, синтезированный в работе [4]:

$$\bar{\varphi}_{4+} = \bar{q}_2 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \bar{q}_3 + \frac{4}{3}((\bar{q}_1 \times \bar{q}_3) + (\bar{q}_2 \times \bar{q}_3) + (\bar{q}_2 \times \bar{q}_4)); \quad (10)$$

– пятишаговый алгоритм четвертого порядка точности (алгоритм 5):

$$\begin{aligned} \bar{\varphi}_5 = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \bar{q}_4 + \bar{q}_5 - \frac{1375}{432}(\bar{q}_2 \times \bar{q}_4) - \\ - \frac{1625}{864}(\bar{q}_1 \times \bar{q}_5) + \frac{875}{216}((\bar{q}_2 \times \bar{q}_5) + (\bar{q}_1 \times \bar{q}_4)); \end{aligned} \quad (11)$$

На рис. 2 представлена организация вычислительного процесса при реализации безразгонных алгоритмов ориентации БИНС.

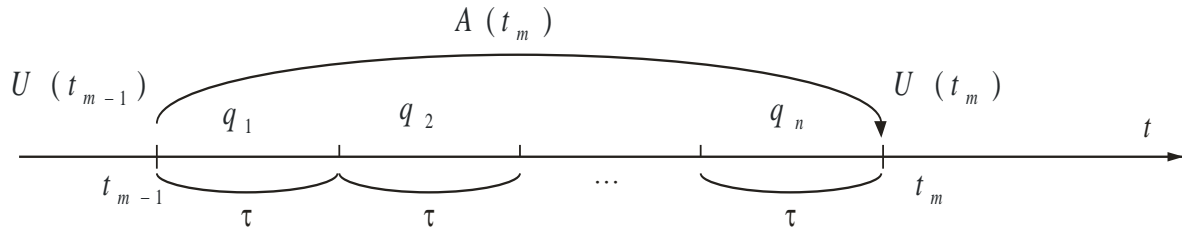


Рисунок 2 – Организация вычислительных циклов безразгонных алгоритмов ориентации БИНС

Безразгонные алгоритмы «работают» быстрее, поскольку вычисления матриц ориентации производятся реже, иначе говоря, для их реализации требуются меньшие вычислительные затраты. При этом они являются менее точными по сравнению с разгонными [3, 4, 5, 6].

2. Разгонные алгоритмы.

– двухшаговый (с одним шагом разгонки) алгоритм 3-го порядка точности (алгоритм 6):

$$\bar{\varphi}_2 = \bar{q}_2 + \frac{1}{12} \cdot (\bar{q}_1 \times \bar{q}_2); \quad (12)$$

– трёхшаговый (с двумя шагами разгонки) алгоритм 4-го порядка точности (алгоритм 7):

$$\bar{\varphi}_3 = \bar{q}_3 + \frac{1}{6} \cdot (\bar{q}_2 \times \bar{q}_3) - \frac{1}{24} \cdot (\bar{q}_1 \times \bar{q}_3); \quad (13)$$

На рис. 3 представлена организация вычислительного процесса при реализации разгонных алгоритмов ориентации БИНС.

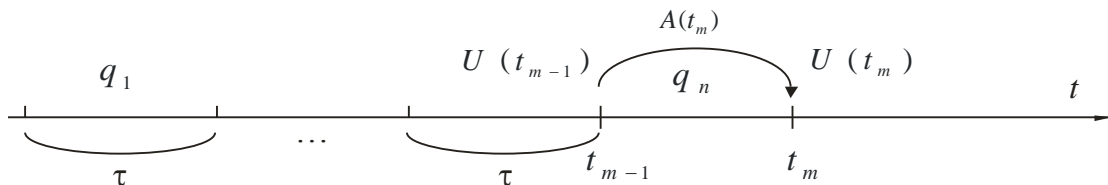


Рисунок 3 – Организация вычислительных циклов разгонных алгоритмов БИНС

Разгонные алгоритмы являются более точными, поскольку информация об ориентации ВС обновляется с каждым шагом измерений. При этом «работают» медленно, поскольку

вычисления матриц ориентации производятся чаще, для их реализации требуется больше вычислительных затрат [3, 4, 5, 6].

Соотношения (2, 3, 4) для приведённых выше алгоритмов будут иметь одинаковый вид, а совместно с одним из выражений семейства (5–13) образуют алгоритм для определения ориентации ЛА в инерциальном пространстве по показаниям гироскопических датчиков интегрирующего типа.

Синтезированные алгоритмы имеют ряд преимуществ:

- повышенную точность;
- значительно снижены вычислительные нагрузки на БЦВМ по причине отсутствия дифференциальных уравнений;
- не требуется предварительное дифференцирование выходных сигналов гироскопических датчиков;
- инвариантность к проблеме некоммутативности конечных поворотов;
- возможность решения в реальном масштабе времени.

3 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ, ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗРАБОТАННЫХ АЛГОРИТМОВ ОРИЕНТАЦИИ СОВРЕМЕННЫХ БИНС

Путем математического и имитационного моделирования проведены исследования разработанных алгоритмов ориентации. Одним из наиболее неблагоприятных для бесплатформенной системы является коническое движение, то есть периодическое угловое движение объекта, при котором одна из его осей (ось OZ) описывает коническую поверхность. В этом случае гироскопический блок БИНС измеряет угловую скорость относительно оси симметрии конуса. При исследованиях задавались различные параметры конического движения (кони́нга) [4]:

$$1 \rightarrow (\alpha = 0,087 \text{ рад}, \nu = 1 \text{ рад} / \text{с});$$

$$2 \rightarrow (\alpha = 0,5 \text{ рад}, \nu = 1 \text{ рад} / \text{с}).$$

Анализ графиков, представленных на рисунке 5 показывает, что для параметров конинга 1 величины ошибок за исключением алгоритма (1) не выходят за допустимые пределы (10–3 град/ч), необходимые для высокоточного определения координат.

Это говорит о возможности использования данного семейства алгоритмов для определения ориентации в БИНС. Алгоритм (1) для параметров конинга 2 (на данном графике не показан) имеет ошибку соизмеримую с инструментальной ошибкой гироскопов, этот факт подтверждает актуальность проблемы разработки и выбора высокоточных алгоритмов ориентации БИНС.

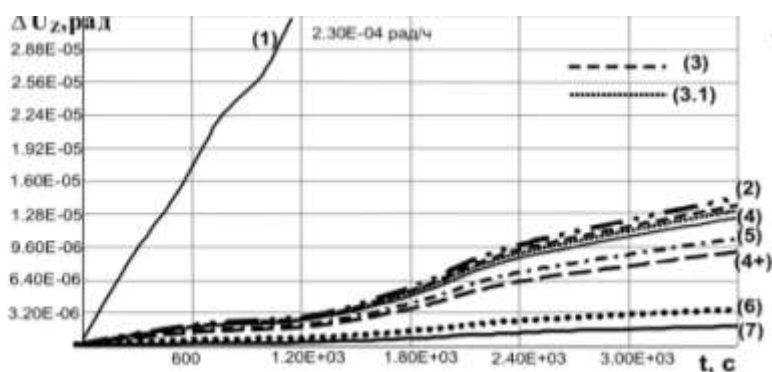


Рисунок 5 – Погрешности синтезированных алгоритмов ориентации БИНС для параметров конинга 1

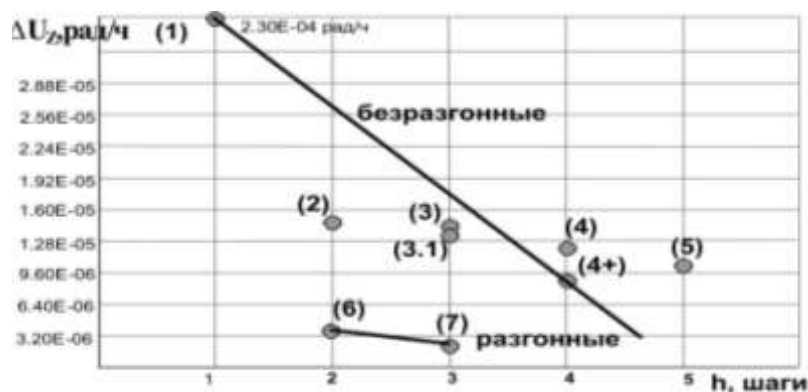


Рисунок 6 – Общие характеристики синтезированных алгоритмов ориентации БИНС

На рост погрешности влияет увеличение угла и угловой скорости конинга. Все это говорит о необходимости использования на этапах захода на посадку и посадка (углы и угловые скорости конинга имеют динамический характер) более точных алгоритмов ориентации.

Необходимо учитывать применение быстродействующих БЦВМ, т.к. у более точных алгоритмов более длительное время реализации. Все это относится к безразгонным алгоритмам. Для разгонных алгоритмов время реализации зависит от частоты опроса датчиков (гироскопов). Сравнивая точностные характеристики синтезированных алгоритмов можно сделать вывод, что самыми точными являются алгоритмы (7) и (6), они относятся к классу разгонных, что подтверждает теоретические выводы. Далее по мере убывания точности алгоритмы представлены следующим образом: (4+), (5), (4), (3.1), (3), (2) и (1). Если сравнивать два однотипных 4-х шаговых алгоритма, то можно сделать вывод, что алгоритм (4+) точнее, чем алгоритм (4) на 25%

Общие характеристики алгоритмов представлены на рисунке 6. С увеличением шаговости наблюдается уменьшение погрешности алгоритмов, как для разгонных, так и для безразгонных.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Бабич О. А.* Обработка информации в навигационных комплексах / О. А. Бабич. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
2. *Бранец В.Н.* Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М., Наука, 1992. – 280 с.
3. *Кивокурцев А. Л.* Семейство экономичных алгоритмов для авиационной бесплатформенной инерциальной навигационной системы / А. Л. Кивокурцев // Вестник ИГТУ, серия машиностроение.–2006.–№4 (28).– С. 95–97.
4. *Кивокурцев А. Л.* Синтез высокоточного безразгонного экономичного алгоритма блока ориентации авиационной бесплатформенной инерциальной навигационной системы. / А. Л. Кивокурцев, С. В. Мишин // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. –2013. –№ 2(38).– С. 168–174
5. *Кивокурцев А. Л.* Особенности построения и перспективы развития инерциальных навигационных систем. / А. Л. Кивокурцев // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов V научно-технической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов с международным участием.– Иркутск, 2016. – С. 128–137.
6. *Панов А. П.* Математические основы теории инерциальной ориентации / А. П. Панов. – Киев: Наукова думка, 1995. – 280 с.

ПЕРСПЕКТИВНОЕ РЕГУЛИРОВАНИЕ ВЫХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Напольский В. П., доцент кафедры электрооборудования
и оптико-электронных систем, к.т.н., доцент
Ивушкин О. В., курсант

*Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

На борту современных воздушных судов (ВС) используется высокоточное оборудование, предъявляющее повышенные требования к качеству электроэнергии. Преобладающим типом первичных систем электроснабжения (СЭС) современных ВС стала СЭС трехфазного переменного тока, напряжением 200/115 В, постоянной частотой 400 Гц. Источником электрической энергии в таких системах будут бесконтактные синхронные генераторы. Колебания напряжения и частоты в СЭС приводят к возрастанию погрешностей измерителей, а иногда и к отказам. Анализ состояния и перспектив развития СЭС показывает, что традиционные принципы построения и управления их работой не позволяют добиться существенного повышения качества электрической энергии. Проблема может быть решена применением в СЭС инвариантных по отношению к возмущениям регуляторов напряжения.

Ключевые слова: воздушные суда, система электроснабжения, инвариантный регулятор напряжения, электрифицированное оборудование, тактико-технические требования, синхронный генератор.

Развитие авиации, повышение скоростей и высот полета, расширение круга ее тактических задач неразрывно связано с процессом совершенствования как самих воздушных судов (ВС) и комплексов их бортового оборудования, так и установленного на них дополнительного высокоточного оборудования, предъявляющего повышенные требования к качеству электроэнергии. Преобладающим типом первичных систем электроснабжения (СЭС) современных ВС стала СЭС трехфазного переменного тока, напряжением 200/115 В, постоянной частотой 400 Гц [2].

Источником электрической энергии в таких системах будут бесконтактные синхронные генераторы.

Колебания напряжения и частоты в СЭС приводят к возрастанию погрешностей измерителей, а иногда и к отказам, которые могут привести к срыву выполнения задачи [1]. Анализ состояния и перспектив развития СЭС показывает, что традиционные принципы построения и управления их работой не позволяют добиться существенного повышения качества электрической энергии. Проблема может быть решена применением в СЭС инвариантных по отношению к возмущениям регуляторов напряжения (РН).

В системах электроснабжения ВС регулирование напряжения генератора зависит от частоты вращения вала, магнитного потока, величины и характера нагрузки. Изменение магнитного потока осуществляется путем изменения величины тока в обмотке возбуждения или сопротивления магнитной цепи машины. Изменение регулируемого параметра, в свою очередь, может осуществляться по известным принципам регулирования: по отклонению; по возмущению; по принципу комбинированного регулирования.

Существует ряд известных РН, используемых в авиационной технике, такие, как угольные регуляторы, регуляторы напряжения на магнитных усилителях, транзисторные регуляторы, тиристорные регуляторы [3]. Из-за того, что серийные регуляторы напряжения не обеспечивают требуемой точности регулирования напряжения в переходных режимах при

импульсной нагрузке, до 30% происходит отказ микроэлектронной аппаратуры, широко применяемой на борту ВС [1]. Возможности дальнейшего совершенствования серийных регуляторов напряжения практически исчерпаны.

Использование в СЭС ВС бесконтактных генераторов типа ГТ потребовало применения для современной работы с ними бесконтактных регуляторов напряжения, которые регулируют напряжение по принципу отклонения. С использованием обратной связи (рис. 1) регулируемое напряжение сравнивается с эталонным в измерительном органе ИО, на выходе которого формируется сигнал рассогласования, пропорциональный отклонению напряжения от заданного (эталонного) значения.

В качестве заданной величины в измерительных органах ИО регуляторов используют силу пружины электромагнита, напряжение пробоев стабилитрона, напряжение электромагнитных стабилизаторов, напряжение встроенных стабилизированных источников питания и другие, в зависимости от классификации РН.

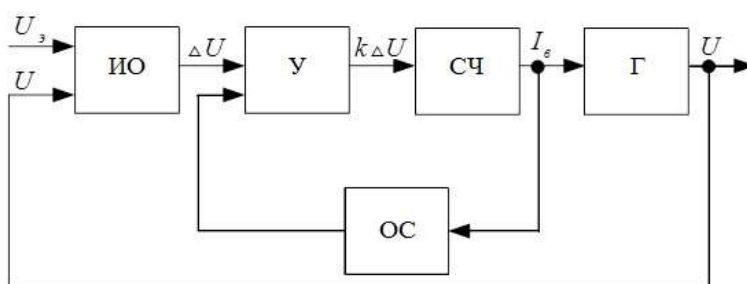


Рисунок 1 – Структурная схема РН, работающая по принципу отклонения

Но вышерассмотренные регуляторы напряжения имеют ряд недостатков, а именно, некоторое запаздывание регулирования напряжения, то есть напряжение уже отклонилось от заданного значения, а лишь затем подается на ИО для сравнения с заданным значением в точке регулирования. С целью устранения данного недостатка предлагается регулятор напряжения на основе инвариантного регулирования [4], где регулируемая величина, в данном случае напряжение, не зависит от основных внешних воздействий. По мнению специалистов, на борту ВС повышение качества СЭС возможно с применением регуляторов, использующих цифровой принцип обработки информации или регуляторов с рациональной структурой, использующих закон управления, который обеспечивает инвариантность выходного напряжения по отношению к возмущающим воздействиям – инвариантных регуляторов напряжения (ИРН) [4, 5]. При эксплуатации ИРН в соответствии с техническими условиями должен обеспечивать качество электроэнергии в соответствии с ГОСТ Р 54073-2010 [2]. Так как ИРН работает с генератором типа ГТ, следовательно, к нему предъявляются все требования на СЭС переменного тока постоянной частоты.

Предлагаемые технические решения на основе повышения качества электрической энергии, надежности и эксплуатационной технологичности системы электроснабжения, несомненно, окажут влияние на качество задач, решаемых авиацией РФ. Качество электроэнергии СЭС необходимо не только поддерживать на уровне требований, предъявляемых ГОСТ Р 54073-2010, но и улучшать, внедряя в эксплуатацию систем электроснабжения новые технические конструкции и способы их технических и конструктивных решений. Одним из способов улучшения качества электроэнергии является использование ИРН.

Инвариантное регулирование предупреждает отклонение напряжения от установившегося значения напряжения за счет подачи на обмотку возбуждения возбуждителя управляющего

сигнала, пропорционально изменению частоты вращения вала генератора, который в свою очередь и предупреждает отклонение напряжения [5].

Для синтеза закона управления инвариантного регулятора напряжения, который будет работать совместно с генератором типа ГТ, необходимо создать адекватную математическую модель генератора, на основе которой составить функциональное уравнение регулятора напряжений с учетом стабилизации выходного напряжения. Синтез регулятора проводится методом разобщения дифференциальных уравнений бесконтактных генераторов, обладающих большой гибкостью при выборе структуры регулятора.

Для составления адекватной математической модели генератора опишем его дифференциальными уравнениями. Так как генератор типа ГТ состоит из трех частей: подвозбудителя, возбудителя, и самого синхронного генератора, необходимо описать каждую из этих частей. Данный генератор описывается дифференциальным уравнением вида:

$$U_{\epsilon} \frac{x_{ad}}{r} \omega = T_d'' \frac{d^2 E}{dt^2} + T_d' \frac{dE}{dt} + \omega E, \quad (1)$$

где E – ЭДС холостого хода генератора при $\omega = 1$; $\omega = \frac{\omega_{тек.}}{\omega_{ном.}}$ – отношение частот; U_{ϵ} – напряжение возбудителя; r – активное сопротивление обмотки возбуждения генератора; x_{ad} – индуктивное сопротивление генератора; $\omega_{тек.}$ – текущая частота вращения вала генератора; $\omega_{ном.}$ – номинальная частота вращения.

Возбудитель описывается аналогично синхронному генератору уравнением

$$U_{BB} \frac{x_{adB}}{r_{BB}} \omega = T_{dB}' \frac{dE_B}{dt} + \omega E_B, \quad (2)$$

где E_B – ЭДС холостого хода возбудителя при $\omega = 1$; ω – отношение частот; x_{adB} – индуктивное сопротивление возбудителя; r_{BB} – активное сопротивление обмотки возбуждения возбудителя; U_{BB} – напряжение на обмотке возбуждения возбудителя.

Напряжение на обмотке первого каскада (синхронного генератора) с учетом того, что $X_{ГВ} \gg r_{ЯВ}$ определяется

$$U_B = K_{UB} \left(\frac{\omega E_B}{\sqrt{2}} - I_{ЯВ} \omega X_{ГВ} \right), \quad (3)$$

где $I_{ЯВ}$ – ток якоря возбудителя; $X_{ГВ}$ – индуктивное сопротивление обмотки возбуждения; $r_{ЯВ}$ – активное сопротивление якоря возбудителя; K_{UB} – коэффициент выпрямителя по напряжению, запитывающего обмотку возбуждения (вращающийся выпрямитель); E_B – ЭДС холостого хода возбудителя при $\omega = 1$; ω – отношение частот.

Ток якоря возбудителя определяется выражением

$$I_{ЯВ} = \frac{E}{X_{ad} K_{IB}}, \quad (4)$$

где K_{IB} – коэффициент выпрямителя по току, запитывающего обмотку возбуждения; X_{ad} – индуктивное сопротивление генератора; E – ЭДС холостого хода генератора при $\omega = 1$.

Подвозбудитель-генератор с возбуждением от постоянных магнитов, описывается уравнением

$$\left(\omega E_{МПВ} - \frac{I_{BB}}{K_{I\text{ ПВ}}} X_{УПВ} \right) K_{U\text{ ПВ}} \cos \alpha = U_{BB}, \quad (5)$$

где $K_{U\text{ ПВ}}$ и $K_{I\text{ ПВ}}$ – коэффициенты передачи управляемого выпрямителя по напряжению и току при $f = 0$; α – угол управления выпрямителем; I_{BB} – ток возбуждения возбудителя; $E_{МПВ}$ – ЭДС холостого хода подвозбудителя; U_{BB} – напряжение на обмотке возбуждения возбудителя; $X_{УПВ}$ – индуктивное сопротивление подвозбудителя.

$$\frac{dU_0}{dt} = 0$$

Решая совместно уравнения (2; 3; 4; 6), и приняв , и выбрав функциональное уравнение вида

$$\Phi = (U_0 - U_H) I, \quad (6)$$

получим закон управления управляемым выпрямителем подвозбудителя, при котором будет обеспечена инвариантность выходного напряжения по отношению к частоте вращения генератора и току нагрузки:

$$\alpha = \arccos \left(\frac{\begin{aligned} & (U_0 - U_H) I + (\omega^3 \Pi_1 + \omega^2 \Pi_2) U_H + (\omega \Pi_{10} + \Pi_{11}) \frac{d^3 I_H}{dt} + \\ & \Pi_9 \omega^4 \left(\omega E_{МПВ} - I_{BB} \frac{X_{ГПВ}}{K_{I\text{ ПВ}}} \right) K_{U\text{ ПВ}} \\ & (\omega \Pi_{12} + \omega^2 \Pi_{13} + \Pi_{14}) \frac{d^2 I_H}{dt} + (\omega \Pi_3 + \omega^2 \Pi_4 + \omega^3 \Pi_5) \frac{d I_H}{dt} + \\ & \Pi_9 \omega^4 \left(\omega E_{МПВ} - I_{BB} \frac{X_{ГПВ}}{K_{I\text{ ПВ}}} \right) K_{U\text{ ПВ}} \\ & (\omega^3 \Pi_6 + \omega^2 \Pi_7 + \omega^4 \Pi_8) I_H \\ & \Pi_9 \omega^4 \left(\omega E_{МПВ} - I_{BB} \frac{X_{ГПВ}}{K_{I\text{ ПВ}}} \right) K_{U\text{ ПВ}} \end{aligned}}{\begin{aligned} & \Pi_9 \omega^4 \left(\omega E_{МПВ} - I_{BB} \frac{X_{ГПВ}}{K_{I\text{ ПВ}}} \right) K_{U\text{ ПВ}} \\ & \Pi_9 \omega^4 \left(\omega E_{МПВ} - I_{BB} \frac{X_{ГПВ}}{K_{I\text{ ПВ}}} \right) K_{U\text{ ПВ}} \end{aligned}} \right), \quad (7)$$

где Π_i – коэффициенты, характеризующие параметры генератора [5].

Из закона управления (7) видно, что в него входят дифференциальные звенья выше второго порядка, что технически нереализуемо, т. к. реальный выходной ток имеет переменную составляющую даже в установившемся режиме из-за коммутаций выпрямителя, т. е. наличие дифференциальных звеньев даже второго порядка нежелательно. Поэтому, для удовлетворения условий технической реализации инвариантного регулятора, необходимо исключить из закона управления (7) дифференцирующие звенья высших порядков. Это не окажет существенного влияния на работу данного регулятора.

Исходя из выше написанного закона управления синхронного генератора, уравнение будет иметь вид:

$$\alpha = \arccos \left(\frac{\left((U_0 - U_H) + (\omega^3 \Pi_1 + \omega^2 \Pi_2) U_H + (\omega \Pi_3 + \omega^2 \Pi_4 + \omega^3 \Pi_5) \frac{dI_H}{dt} + \right)}{\Pi_9 \omega^4 \left(\omega E_{МПВ} - I_{BB} \frac{X_{ГПВ}}{K_{IПВ}} \right) K_{UПВ}} + \frac{(\omega^2 \Pi_6 + \omega^3 \Pi_7 + \omega^4 \Pi_8) I_H}{\Pi_9 \omega^4 \left(\omega E_{МПВ} - I_{BB} \frac{X_{ГПВ}}{K_{IПВ}} \right) K_{UПВ}} \right), \quad (8)$$

где

$$\begin{aligned} \Pi_1 &= \frac{2aX}{X_{ad}K_{IB}}; \quad \Pi_2 = \frac{2ar_B}{X_{ad}K_{UB}}; \quad \Pi_3 = \frac{\sqrt{2}L_1}{L_2K_{UПВ}} + \frac{T'_{dB}\sqrt{2}L_3}{L_2K_{UB}}; \\ \Pi_4 &= \frac{\sqrt{2}L_4}{L_2K_{UB}} + \frac{T'_{dB}\sqrt{2}L_5}{L_2K_{UB}} + \frac{T'_{dB}\sqrt{2}L_5}{X_{ad}K_{IB}}; \quad \Pi_5 = \frac{2T'_{dB}bX_{\Gamma}X_{ГВ}}{X_{ad}K_{IB}}; \\ \Pi_6 &= \frac{\sqrt{2}L_5}{L_2K_{UB}} + \frac{2aX_{\Gamma}X_{ГВ}r}{X_{ad}K_{IB}}; \quad \Pi_7 = \frac{2arr_B}{X_{ad}K_{UB}}; \quad \Pi_8 = \frac{2bX_{\Gamma}X_{ГВ}}{X_{ad}K_{IB}}; \\ \Pi_9 &= \frac{X_{adb}}{r_{BB}}; \quad L_1 = T'_{dB}ar\sqrt{2}; \quad L_2 = \frac{X_{ad}}{r_B}; \quad L_3 = \frac{\sqrt{2}ar}{K_I}; \\ L_4 &= \frac{\sqrt{2}T'_{dB}X_{ГВ}}{K_I}; \quad L_5 = \sqrt{2}bX_{\Gamma}. \end{aligned}$$

Уравнение (8) представляет собой закон управления инвариантного регулятора, который должен обеспечить инвариантность выходного напряжения по отношению к току нагрузки и частоте вращения вала генератора.

Свободный выбор контролируемых параметров, в частности, введение обратной связи по току возбуждения возбудителя, позволяет существенно упростить структуру регулятора (рис. 2).

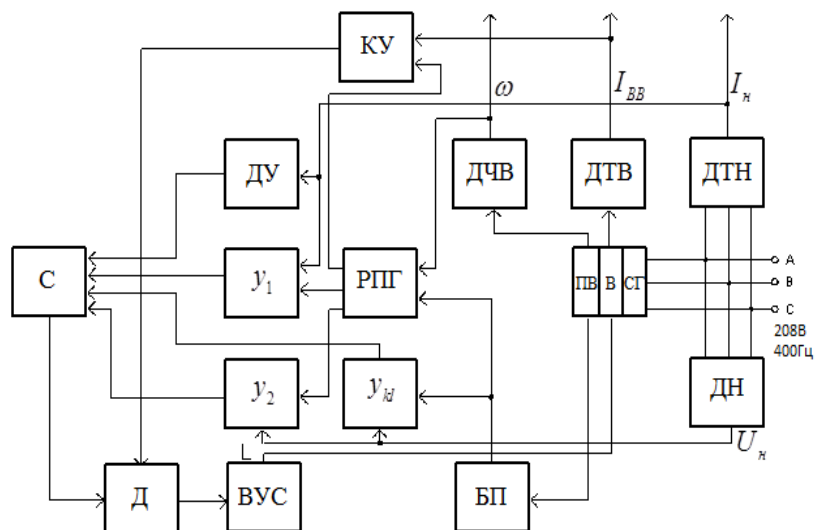


Рисунок 2 – Структурная схема инвариантного регулятора

Данная структурная схема полностью реализует закон управления (8) и включает в себя следующие элементы: РПГ – регулятор параметров генератора; С – (сумматор) устройства, выполняющего операции суммирования сигналов; Д – (делитель) устройство, выполняющее операцию деления сигналов; U_H – усилитель с коэффициентом l ; ВУС – вычислитель управляющих сигналов; $U_{1,2}$ – усилители; КУ – корректирующее устройство.

Из генератора в инвариантный регулятор поступают сигналы: ω – частота вращения вала генератора; I_{BB} – ток в обмотке возбуждения возбудителя; I_H – ток нагрузки; U_{BB} – фазное напряжение на клеммах генератора. Все эти сигналы обрабатываются инвариантным регулятором, который формирует управляющий сигнал α , который, в свою очередь, управляет управляемым выпрямителем через угол открытия тиристоры.

Реализация структурной схемы представляется возможной на основе регуляторов напряжения, использующих аналогово-цифровой принцип обработки информации.

Операции суммирования и вычитания, деления и умножения реализуются аналоговыми блоками, микросхемами с большим быстродействием. Возможно также применение цифрового принципа обработки информации, но при этом необходимо использовать аналого-цифровые преобразователи.

Для обеспечения скорости нарастания и уменьшения тока нагрузки необходимо применять автоматы защиты и коммутации, которые способны задавать линейный закон изменения тока при коммутациях нагрузки. Данные автоматы уже разработаны и применяются на ВС.

Данный инвариантный регулятор, применяемый с такими автоматами защиты и коммутации, будет обеспечивать полную инвариантность напряжения.

Элементы структурной схемы инвариантного регулятора выполнены на микроселектронной базе элементов.

Для того, чтобы обеспечить максимальное быстродействие регулятора, применен операционный усилитель 140УД10, имеющий скорость выходного напряжения 50 В/мкс (для сравнения – у обычных операционных усилителей она равна 0,6 В/мкс). На базе данного операционного усилителя в схеме выполняются операции суммирования, вычитания

и усиления сигналов. Для выполнения операции умножения применен аналоговый множитель 525ПС1.

Данный регулятор работает как по отклонению напряжения, так и по сигналам от датчиков частоты вращения вала генератора от датчиков тока.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Важнов А. И.* Переходные процессы в машинах переменного тока / А. И. Важнов. – М.: Энергия, 1980.
2. *ГОСТ Р 54073-2010* «Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии».
3. *Кацман М. М.* Электрические машины. / М. М. Кацман. – М.: Академия, 2003 г.
4. *Мизюрин С. Р.* Инвариантное регулирование / С. Р. Мизюрин // Электричество.–1985. –№6.
5. *Павлов В. В.* Инвариантность и автономность нелинейных систем управления / В. В. Павлов. – К.: Наукова думка, 1982 г.

УДК 629.053

СРЕДСТВА И МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АППАРАТУРЫ ГЛОБАЛЬНО-ЛОКАЛЬНЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ СОВРЕМЕННОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

Сафронов Д. Г., аспирант

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

В работе рассматриваются современные методы и средства определения технического состояния глобально-локальных систем навигации на примере бортового пилотажно-навигационного комплекса самолёта SukhoiSuperjet 100. Представлено функционирование бортовой системы технического обслуживания, определяющей техническое состояние глобально-локальных систем навигации данного типа воздушного судна.

Ключевые слова: средства контроля, техническое состояние, бортовой пилотажно-навигационный комплекс, глобально-локальные системы навигации.

Одной из основных задач, стоящих сегодня перед российскими эксплуатантами авиационной техники (АТ), является повышение эффективности использования воздушных судов (ВС) в условиях современного уровня развития гражданской авиации (ГА), который характеризуется высокой себестоимостью авиаперевозок и высокими требованиями к обеспечению безопасности и регулярности полетов. Эта задача не может быть решена без совершенствования бортовых пилотажно-навигационных комплексов (БПНК), средств и методов их технической эксплуатации (ТЭ). Причём задача совершенствования методов и средств определения технического состояния (ТС) является одной из основных при ТЭ БПНК.

Одними из основных элементов БПНК являются глобально-локальные системы навигации, которые обеспечивают экипаж ВС информацией о местоположении ВС на всех этапах полёта, и от их технического состояния во многом зависит безопасность и регулярность полетов.

В работе, на примере БПНК самолёта SukhoiSuperjet 100 (SSJ-100), рассматриваются современные методы и средства определения ТС глобально-локальных систем навигации.

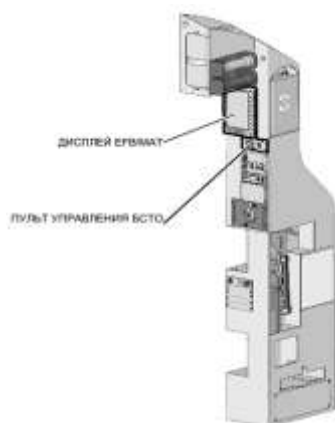


Рисунок 1 – Бортовая система технического обслуживания

Бортовой пилотажно-навигационный комплекс ВС SSJ-100 включает в себя [3] следующие системы:

- инерциальная навигационная система (IRS), являющаяся автономной системой навигации;
- глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС);
- глобальная система определения местоположения (GPS);
- система всенаправленного и маркерного радиомаяков;
- система измерения дальности.

Определение технического состояния глобально-локальных систем навигации на самолете SSJ-100 осуществляется с помощью бортовой системы технического обслуживания (БСТО), которая предназначена для получения информации о техническом состоянии систем ВС. Внешний вид БСТО и размещение на борту ВС представлены на рис. 1.

БСТО состоит из:

- дисплея ЕФВ/МАТ;
- пульта управления БСТО;
- вычислителя ЕФВ/МАТ;
- центрального процессора и модуля ввода/вывода (СРІОМ);
- центрального процессора (СРМ);
- модуля коммутации (SWM).

БСТО выполняет следующие функции:

- запись и хранение информации об отказах систем самолёта на всех этапах эксплуатации;
- тестирование систем самолёта на земле;
- загрузку программного обеспечения в компоненты систем;
- хранение электронной справочной документации;
- управление системой видеонаблюдения;
- передачу отчетов об отказах на землю через систему обмена сообщениями;
- просмотр перечня, установленного на борт опционного оборудования;
- просмотр конфигурации ПОкомплектаавионики и части блоков самолётных систем.

Информация об отказах индицируется на дисплее ЕФВ/МАТ, с которого наземный персонал может получить данные о состоянии систем (рис. 2). Информация об отказах поступает в БСТО от подсистем БПНК, которые имеют систему встроенного контроля (ВІТЕ).

| Context | Flight Deck Effect(s) Diagnosed LRU(s) |
|-------------------------------------|--|
| 17 Nov 2011 19:12 Departure | CPIOM_R11, LGSCU, CPIOM_R12, CABINET RH, PFCU2, PFCU CABINET LH, ADC2, ADC1, ADC3, T2CAS_APM, T2CAS, SCHM |
| 17 Nov 2011 19:05 Gate departure | A-ICE WING LO POWER FMS2, IFDMU |
| 17 Nov 2011 19:05 Gate departure | SURV TARE SYS FAULT FMS2, IFDMU |
| 17 Nov 2011 19:03 Gate departure | SURV TARE FAULT FMS2, IFDMU |
| 17 Nov 2011 19:04 Gate departure | CAB PRESS GND VLV OPEN |
| 17 Nov 2011 19:12 Gate departure | L/C GEAR NOT UNLOCKED |
| 17 Nov 2011 19:12 Departure | RMS SPD STALL WARN FAULT CPIOM_R11, LGSCU, CPIOM_R12, CABINET RH, PFCU2, PFCU CABINET LH, ADC2, ADC1, ADC3, T2CAS_APM, T2CAS, SCHM |
| 17 Nov 2011 19:13 Departure | T2CAS_APM, T2CAS, LGSCU, SCHM |

Back Print Doc. CMS Menu

Рисунок 2 – Пример вывода информации об отказах на БСТО

БСТО функционирует в двух режимах: интерактивном и нормальном.

Нормальный режим является полностью автономным и включается с момента подачи электропитания на борт самолёта и продолжает работать на протяжении всего полёта, а также на земле до тех пор, пока не будет снято электропитание с борта самолёта.

Интерактивный режим обеспечивает диалоговый интерфейс наземного обслуживающего персонала с системами самолёта для отображения данных по их техническому обслуживанию. Такой режим возможен только на земле.

В БСТО реализован метод тестово-допускового контроля (ТДК) ТС. В основу данного метода заложен следующий принцип: на элементы БПНК поступают тестовые воздействия, на основании анализа реакции каждой из подсистем на эти воздействия формируется заключение ТС БПНК. Для эффективной организации процесса контроля и диагностирования подобран оптимальный состав, параметры и последовательность подачи тестовых воздействий. Более того, каждое очередное воздействие может назначаться в зависимости от реакции подсистемы на предыдущие воздействия. Данные обстоятельства позволяют достичь требуемой глубины диагностирования, что является основным достоинством ТДК метода.

Используемый метод контроля, несмотря на внешнюю простоту принципов его реализации, имеет ряд существенных недостатков [1, 2]. Данный метод основан на допусковых принципах контроля, вследствие чего связан с аппроксимацией области работоспособности системы и разбиением пространства технических состояний на непересекающиеся классы, что не всегда согласуется с физической структурой объекта. Кроме того, при практической реализации этого подхода возникает сложность в согласовании границ областей работоспособности отдельных подсистем и устройств с границей области работоспособности аппаратуры в целом. При ТДК диагностирование оборудования осуществляется в статических режимах, принципиальные требования на разрыв контуров обратных связей и невозможность обеспечения взаимной независимости собственных параметров отдельных объектов комплекса и их групп приводят к искажению границ истинной области работоспособности и смещению ее центра в пространстве

технических параметров подсистемы. Попытка использования преимуществ метода ТДК, связанная с выбором состава и параметров диагностических сигналов, приводит к неоднозначности выбора критерия определения достаточности их совокупности, и, в конечном счете, к их большому количеству.

Кроме того, явным недостатком метода является использование специальных тестовых воздействий, которые с учетом сложности БПНК, не позволяют, как правило, производить контроль и диагностирование ТС в процессе их применения по назначению в воздухе.

Все, перечисленное выше, в значительной мере объясняет низкий уровень достоверности диагностирования, а точнее, ее методической составляющей, в процессе определения технического состояния БПНК.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Болелов Э. А. Показатель устойчивости функционирования комплекса средств передачи информации автоматизированной системы управления воздушным движением / Э. А. Болелов, К. Н. Матюхин, Н. Н. Майлов. // Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. – № 217.
2. Болелов Э. А. Задача реконфигурации структуры бортового пилотажно-навигационного комплекса при отказах в полете / Э. А. Болелов, Е. Б. Биктеева // Проблемы безопасности российского общества. – 2016. – № 3–4.
3. Sukhoi Superjet 100: руководство по технической эксплуатации RRJ-95. – М.: ЗАО «ГСС», 2014. – 872 с.

УДК 681.5.01

НЕЙРОННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОДНИМ КЛАССОМ АБСОЛЮТНО УСТОЙЧИВЫХ СИСТЕМ

Сизых В. Н., профессор кафедры АЭС и ПНК, д.т.н., доцент
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье предлагается новый подход к синтезу нейроморфных структур адаптивного управления в классе абсолютно устойчивых систем в условиях параметрической неопределенности технологического модуля (агента) сложного технологического процесса.

Ключевые слова: нейронная система, адаптивный метод, абсолютная устойчивость системы.

ВВЕДЕНИЕ

Проведенный анализ алгоритмов адаптации в реальном времени показывает, что существующие схемы нейронного управления оказываются квазиадаптивными с настройкой вне темпа процессов управления, либо, будучи по сути адаптивными, недостаточно обоснованными из-за сложностей анализа работоспособности, устойчивости, качества и достижения целей управления [1, 2]. В связи с этим, в работе предлагается подход к совмещенному синтезу (синтезу в реальном или в ускоренном времени) нейрорегуляторов технологических процессов, который направлен на преодоление этих сложностей.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ НЕЙРОННОГО УПРАВЛЕНИЯ

Рассмотрим технологический процесс (ТП), состоящий из l взаимодействующих технологических модулей (ТМ). ТМ имеют общую, известную заранее структуру

и отличаются только переходами от j -го входа к i -му выходу ТП. Полагаем, что каждый ТМ (в англоязычной литературе – агент) выполняет определенную функцию сложного ТП, и описывается последовательным соединением линейной дифференциальной системы (линеаризованной на интервале дискретизации (наблюдения) нелинейной системы обыкновенных дифференциальных уравнений) объекта и нелинейного безынерционного преобразователя (НБП) – однослойного персептрона (искусственного нейрона). Такие ТМ образуют класс абсолютно устойчивых нелинейных систем [3, 4].

Уравнения j -го ТМ ($j = \overline{1, l}$) имеют вид

$$\dot{x} = Ax + B(u + \sigma(t, z, u)) + \zeta, \quad (1)$$

$$z = c^T x, \quad (2)$$

$$u = L z. \quad (3)$$

Индекс j для краткости записей переменных и параметров системы уравнений (1)–(3) опускаем. В дальнейшем полагаем, что система (1) должна удовлетворять требованиям существования и единственности решения; n – вектор неконтролируемых возмущений $\zeta \equiv \bar{0}$.

В формулах (1) – (3) обозначено:

$x = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ – n -мерный вектор состояния j -го ТМ, $x \in R^n$;

u – управление j -м ТМ (измеряемый скалярный вход системы (1)), $u \in U \subset C^1$;

z – наблюдение j -м ТМ (измеряемый скалярный выход системы (1)), $z \in R^1$;

A – постоянная параметрически неопределенная матрица Якоби размерности $n \times n$;

$B = (B_1, B_2, \dots, B_n)$ – постоянный вектор настраиваемых параметров НБП размерности $n \times 1$;

$c = (c_1, c_2, \dots, c_n)$ – вектор-столбец задаваемых параметров наблюдения (регрессии) размерности $1 \times n$;

L – скалярный параметрический регулятор;

$\sigma(t, x, z)$ – скалярная функция активации (ФА) однослойного персептрона, получаемая нелинейным преобразованием j -го управления u и j -го наблюдения z .

Структура однослойной нейронной сети, параметрически адаптированной под j -й ТМ, представлена на рис. 1, где сплошными линиями обозначена структура однослойной НС с нелинейностью в «прямой цепи» (прототип – структура адаптивного регулятора (рис. 16, а) работы [4, с. 351]). Предлагаемая структура отличается от традиционной схемы адаптивного регулятора (АР) наличием НБП и положительной жесткой обратной связи по скалярному выходу z . Данная структура НС добавлена пунктирной линией и сумматором – «цепью внутренней обратной связи» по скалярному входу u (прототип – структура адаптивного регулятора (рис. 16, б) работы [4, с. 351]).

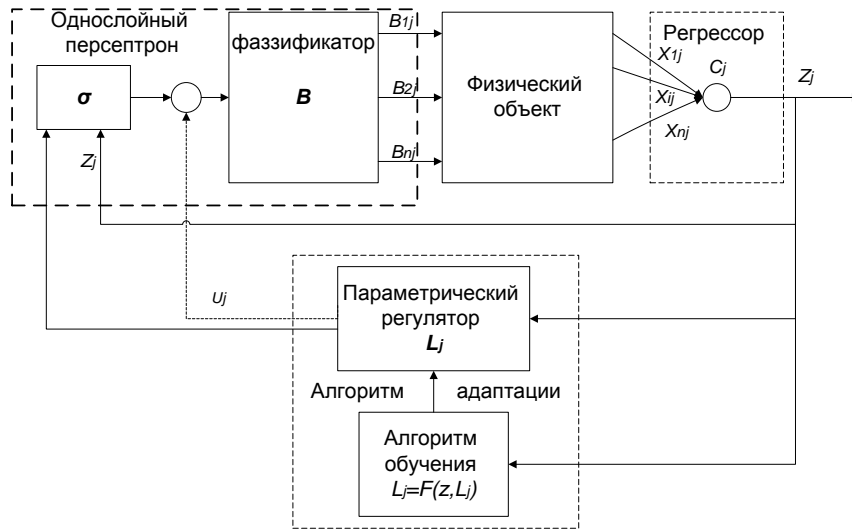


Рисунок 1 – Структура однослойной нейронной сети, параметрически адаптированной под j -й ТМ

ФА определяет архитектуру НС. Однозначных рекомендаций по выбору ФА в настоящее время не существует. В режиме обучения of-line наиболее эффективен алгоритм обратного распространения ошибки сигнала и следующие ФА: гиперболическая тангенциальная, линейная и логическая сигмоидальная функции активации [6, 7].

В режиме on-line (оперативное обучение и управление), когда НС работает в реальном времени и выполняет функции адаптивного регулятора, будем полагать, что ФА удовлетворяет условиям [3]:

$$0 \leq zu\sigma \leq \tilde{q}_1 \alpha z^2 + \tilde{q}_2 \beta u^2, \quad (4)$$

где $z \in (-\infty; \infty)$, $\tilde{q}_2 \in [0, 1]$, $\tilde{q}_1 = 1 - \tilde{q}_2$, $\alpha \in]0, \alpha]$, $\beta \in [0, \beta]$; \tilde{q}_1, \tilde{q}_2 – корректируемые на интервалах наблюдения нечеткие коэффициенты, определяющие перераспределение сигналов от входа к выходу и от выхода к входу (режим работы НС); α, β – весовые коэффициенты соответствующей физической размерности (ед.) при переменных в правой части ограничений на σ . БНП $\sigma(\cdot)$ определяется правой частью выражения (4):

$$\sigma(t, z, u) = \tilde{q}_1 \alpha \frac{z}{u} + \tilde{q}_2 \beta \frac{z}{u}; \quad (5)$$

Функция (5) имеет две особые точки $z=0$; $u=0$. Предварительно будем считать их изолированными [8]. Так как наблюдение z и уравнение u – скалярные функции, с учетом (3) НБП (5) можно представить в виде:

$$\sigma(t, z, u) = \sigma(L) = \tilde{q}_1 \frac{\alpha}{L} + \tilde{q}_2 \beta L; \quad (6)$$

Зависимость $\sigma(\cdot) = \sigma(L)$ при фиксированных \tilde{q}_1, \tilde{q}_2 на рис. 2.

Исследуя свойства функции $\sigma(\cdot)$ (формулы (5), (6)) можно заметить, что функция $\sigma(\cdot)$ знакоопределенная:

1. при $zu > 0$ ($z < 0, u < 0$ или $z > 0, u > 0$), $\sigma(\cdot) < 0$ при $zu < 0$ ($z > 0, u < 0$ или $z < 0, u > 0$);

2. имеет особую точку $z = 0, L = 0$, в которой происходит разрыв

$$\lim_{L \rightarrow 0^-} \sigma(L) = -\infty, \lim_{L \rightarrow 0^+} \sigma(L) = \infty \text{ или } \lim_{z \rightarrow 0^-} \sigma(t, z, u) = -\infty, \lim_{z \rightarrow 0^+} \sigma(t, z, u) = \infty ;$$

1. имеет две точки экстремума: точку максимума $L = L^- = -\sqrt{\frac{\tilde{q}_1 \alpha}{\tilde{q}_2 \beta}}$ и точку минимума

$L = L^+ = \sqrt{\frac{\tilde{q}_1 \alpha}{\tilde{q}_2 \beta}}$. В точках экстремума функция σ принимает значения

$$\sigma_{\max} = \sigma^- = -2\sqrt{\tilde{q}_1 \tilde{q}_2 \alpha \beta}, \sigma_{\min} = \sigma^+ = 2\sqrt{\tilde{q}_1 \tilde{q}_2 \alpha \beta};$$

2. функция $\sigma(\cdot)$ имеет точно-симметрическую форму: $L\sigma > 0$ при $L \neq 0$.

Действительно, функция изменяет знак при условии $zu \neq 0$. При $L < 0$ ($zu < 0$) функция $\sigma(\cdot)$ определяется в III квадранте рис. 2 и отрицательна $\sigma(\cdot) < 0$. При $L > 0$ ФА вычисляется в I квадранте и положительна: $\sigma(\cdot) > 0$. Параметр $L \neq 0$, так как $z = 0, u = 0$ – особые точки.

3. при $L > L^+$ и $L > L^-$ функция $\sigma(\cdot)$ близка к линейной с коэффициентами наклона прямых $\pm \sqrt{\frac{\tilde{q}_1 \alpha}{\tilde{q}_2 \beta}}$ в I и III квадранте рис. 2.

3. $\sigma(\cdot) > 0$ НБП $B(u + \sigma)$ (формула (1)) для j -го ТМ в теории НС и нечетких множеств называется однослойным персептроном с нулевым смещением или фазификатором, вектор-строка C^T – регрессором или дефазификатором [1].

При адаптивном подходе считается, что существует устойчивая внутренняя структура физического объекта [5], но неизвестны его параметры (коэффициенты матрицы A). Относительно нелинейности указаны частичные свойства характеристики $\sigma(\cdot)$. Кроме того, неизвестен вектор B настраиваемых весовых коэффициентов однослойного персептрона.

Требуется осуществить оперативное управление j -м ТМ с помощью адаптивного параметрического нейрорегулятора L .

В основу предлагаемого подхода положена параллель со схемой адаптивного управления с самонастройкой: НС настраивает параметры управления, задающие работу обычного контроллера таким образом, чтобы выходной сигнал j -го ТМ поддерживался как можно ближе к желаемому: $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = x_* = \bar{0}$. Такое управление j -м ТМ называется стабилизирующим [5].

Задача синтеза адаптивного параметрического нейрорегулятора решается в три этапа: исследуется выбранный класс нелинейных систем на устойчивость; синтезируется стабилизирующее управление u , обеспечивающее цель адаптации: $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = \bar{0}$; по условиям устойчивости инициализируются параметры НС.

2 УСТОЙЧИВОСТЬ СИСТЕМЫ ПО ЛЯПУНОВУ

Устойчивость рассматривается как свойство свободного движения системы (1) после начального отклонения ее, вызванного какими-либо причинами. Невозмущенное движение $x = \vec{0}$ определяется нулевым решением системы (1).

Аналитическое определение понятия устойчивости по Ляпунову формулируется следующим образом [8].

Определение 1. Нулевое решение системы (1) устойчиво, если при заданном сколь угодно малом $\varepsilon > 0$ существует такое $\delta > 0$, зависящее от ε , что при начальных условиях $|x_i(0)| < \delta, i = \overline{1, n}$, для решения на интервале $0 < t < \infty$ выполняется условие $|x_i(t)| < \varepsilon, i = \overline{1, n}$.

Если условия определения 1 соблюдены и выполняется условие $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = x_* = \vec{0}$, то нулевое решение системы (1) асимптотически устойчиво. Зависимость $\sigma(\cdot) = \sigma(L)$ при фиксированных \tilde{q}_1, \tilde{q}_2 представлена на рис. 2.

Теорема. Если для системы уравнений (1)-(3) существует знакоопределяемая функция $V(t, z, u) = \tilde{q}_1 \alpha z^2 + \tilde{q}_2 \beta u^2$, то при НБП вида (4) производная \dot{V} от этой функции является тоже знакоопределяемой, но противоположного знака, если одновременно выполняются условия

$$z\dot{z} < 0, \quad L\dot{L} < 0. \quad (7)$$

При этом решение системы (1) асимптотически устойчиво: $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = x_* = \vec{0}$.

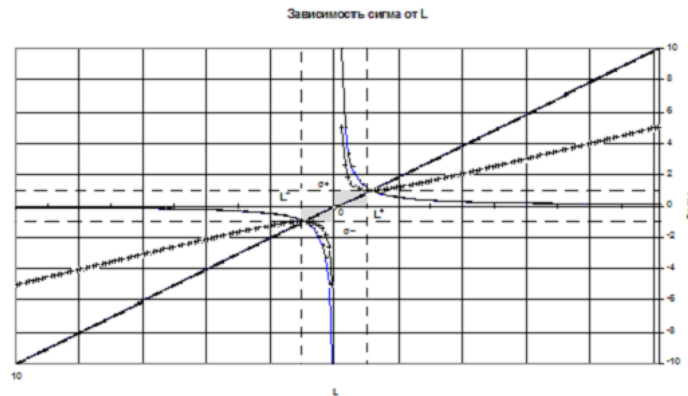


Рисунок 2 – Зависимость функции активации от значений регулируемого параметра при различных \tilde{q}_1, \tilde{q}_2 и $\alpha = 1$ (ед.), $\beta = 1$ (ед.)

Доказательство. Выбираем в качестве функции Ляпунова правую часть НБП (4): $V(t, z, u) = \tilde{q}_1 \alpha z^2 + \tilde{q}_2 \beta u^2$.

С учетом уравнения регулятора (3) определим функцию Ляпунова $\dot{V}(t, z, u) = 2\tilde{q}_1 \alpha z\dot{z} + 2\tilde{q}_2 \beta u\dot{u} = 2[(\tilde{q}_1 \alpha + \tilde{q}_2 \beta L^2)z\dot{z} + \tilde{q}_2 \beta L\dot{L}]$.

Анализ последнего выражения показывает, что $\tilde{q}_1 \alpha + \tilde{q}_2 \beta L^2 > 0, \tilde{q}_2 \beta L^2 > 0$. Тогда для отрицательной стороны знакоопределяемости \dot{V} обязательно выполнение условий (7) теоремы. Условия устойчивости (7) не зависят от конкретной точечно-симметрической формы НБП $\sigma(L)$, поэтому они одновременно являются условиям абсолютной устойчивости

системы (1)–(3). Вследствие того, что функция Ляпунова будет многоточнубывающей функцией с нижним пределом $\lim_{t \rightarrow \infty} V(t, z, u) = 0$, следовательно, имеет место достаточное условие асимптотической устойчивости: $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = x_* = \vec{0}$.

Поскольку точки $z = 0$, $u = 0$ – особые точки, то выполнение достаточного условия асимптотической устойчивости возможно приближенно в некоторой области, ограниченной вертикальными L^\pm и горизонтальными σ^\pm асимптотами функции $\sigma(L)$ (рис. 2), которая называется областью скользящих режимов [9]. При $L > L^+$ и $L < L^-$ функция $\sigma(L)$ близка к линейной, и, следовательно, параметрический регулятор L является квазилинейным.

В области скользящих режимов необходимо обеспечить выполнение условий (7) теоремы. Первое условие устойчивости в (7) на практике реализуется через измерение выходной величины z и её производной. Второе условие в (7) теоремы контролируется через процедуру параметрического синтеза стабилизирующего уравнения методом скоростного градиента [10].

Таким образом, в отличие от традиционного адаптивного подхода, когда области устойчивых решений линейной системы (1) определяется условием $L < 0$, при организации нейророботных структур областью допустимых значений параметра L регулятора является всё множество действительных чисел $L \in R^1$.

Анализ полученных результатов показывает, что при организации скользящих режимов в условиях параметрической неопределённости по методу скоростного градиента, алгоритм работы системы сводится к следующему:

1. При $z = 0$, $\tilde{q}_1 = 1$, $\tilde{q}_2 = 0$ из $L(0) = -\alpha \frac{c_*^T B}{z(0)}$, следует $L(0) = 0$ – в реальном времени

происходит инициализация параметров НС; сеть предварительно обучается по алгоритму обратного распространения ошибки сигнала.

2. При $z < 0$, $z > 0$, $0 < \tilde{q}_2 < 1$, $L \in R^1$ – в реальном времени происходит дальнейшее обучение нейронной сети и одновременно нейро – нечеткое управление параметрически неопределенного физического объекта известной структуры.

3. При $z = 0$, $\tilde{q}_1 = 0$, $\tilde{q}_2 = 1$, $L(0)$: $L(0) = -\alpha \frac{c_*^T B}{z(0)}$ – процесс обучения сети заканчивается,

и НС работает как обычный адаптивный регулятор.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Терехов В. А. Нейросетевые системы управления / В. А. Терехов, Д. В. Ефимов, И. Ю. Тюкин // Нейроконтроллеры и их применение / Под ред. А. И. Галушкина. – М., ИПРЖР, 2002. – 480 с.
2. Hunt K. J. Neural Network for Control Systems / D. Sbarbaro, R. Zbikowski, P. J. Gawthrop – a Survey // Automatica. – 1992. – Vol. 28. – Pp. 1083–1112.
3. Айзерман М. А. О сходимости процесса регулирования после больших начальных отклонений / М. А. Айзерман // А и Т. – 1946. – № 2–3. – С. 148–167.
4. Гиль М. И. Об одном классе абсолютно устойчивых систем / М. И. Гиль. // А и Т. – 1983. – № 10. – С. 27–36.
5. Срагович В. Г. Адаптивное управление / В. Г. Срагович. – М.: Наука, 1981. – 384 с.

6. Управление в условиях неопределенности. / Под ред. проф. А. Е. Городецкого. – СПб.: Изд-во СПб ГТУ, 2002. – 398 с.
7. *Омату С.* Нейроуправление и его приложения. Кн. 2 «Нейроконтроллеры и их применение» / С. Омату, М. Халид, Р.Юсоф / под ред. А. И. Галушкина, В. А. Птичкина. – М., ИПРЖР, 2000. – 272 с.
8. *Попов Е. П.* Теория нелинейных систем автоматического регулирования и управления / Е. П. Попов. – М.: Наука, 1988. – 256 с.
9. *Уткин В. И.* Скользящие режимы и их применение в системах с переменной структурой / В. И. Уткин. – М.: Наука, 1974. – 272 с.
10. *Фрадков А. Л.* Схема скоростного градиента и ее применение в задачах адаптивного управления / А. Л. Фрадков // А и Т. – 1979. – № 9. – С. 90–101.

УДК 004.9: 681.7.014.3 / 621.396.96

СИСТЕМА КОМБИНИРОВАННОГО ВИДЕНИЯ

Коновалов В. В., председатель цикловой комиссии АО

Киселева Л. А., преподаватель

*Курсановский авиационный технический колледж – филиал МГТУ ГА
(г. Курсанов)*

Рассматриваются основные системы комбинированного видения для авиации, которая объединяет в себе лучшие свойства и функциональные характеристики двух систем: системы улучшенного видения, формирующей улучшенное и комплексное изображение от нескольких разноспектральных сенсоров системы технического зрения, и системы синтезированного видения, которые формируют изображение виртуальной модели местности по цифровой карте местности, навигационным и пилотажным параметрам летательного аппарата.

Ключевые слова: система видения, безопасность полетов.

Несмотря на постоянное совершенствование разработки и создания авиационной техники проблема обеспечения безопасности полетов в современных условиях имеет несколько аспектов, от каждого из которых зависит надежность системы организации полетов как в гражданской, так и в военной авиации [1]. Материалы ежегодных докладов Межгосударственного авиационного комитета показывают, что по причине потери ориентации экипажа в пространстве вследствие затрудненной видимости в сложных метеорологических условиях имели место 142 авиационных происшествия, из них катастроф – 51. Особо подчеркивается, что доля авиационных происшествий, произошедших по данной причине, постоянно растет и достигла показателя не менее 25% от общего их количества. Статистика по тяжелым самолетам (с взлетным весом более 10 т) еще более тревожная – 9 из 22 авиационных катастроф произошли по причине потери ориентации в сложных метеорологических условиях.

Безопасность полета – веский аргумент в поддержку минимальных стандартных характеристик авиационных систем (MASPS) для систем улучшенного видения, систем искусственного видения, комбинированных систем искусственного видения и бортовых систем увеличения дальности. Летчики по достоинству оценили эти технологии, моделирующую в реальном времени цветную трехмерную картину внешнего пространства за бортом воздушного судна, тем самым существенно повышая ситуационную

информированность и, соответственно, стимулируя продажи для корпоративных самолетов, самолетов авиации общего назначения и вертолетов.

Система улучшенного видения (система технического зрения с расширенными возможностями) EVS (рис. 1) – это электронное средство обеспечения лётного экипажа изображением, полученным непосредственно от датчика или обработанное изображение внешней обстановки [2]. Она представляет из себя датчик изображения, который может использоваться как: инфракрасная камера переднего обзора, радиолокатор миллиметрового диапазона и (или) устройство усиления изображения, полученного при низком уровне освещенности.



Рисунок 1 – Отображение системы улучшенного видения

EVS, установленная на носовой части самолета, в режиме реального времени передает сведения, отображаемые на дисплее у пилота. Подобное сочетание дает возможность улучшить обзор во время плохих погодных условий, позволяя пилоту видеть наиболее важные особенности земли, такие как огни ВПП или движение автомобилей различных служб по территории аэропорта.

Система искусственного видения (SVS) – это электронное средство для вывода на дисплей сформированного вычислителем изображения соответствующего внешнего топографического участка, наблюдаемого из кабины пилота и вычисляемого по ориентации ВС в пространстве, по высоте, географическим координатам ВС и базе данных. В настоящее время изображение с систем искусственного видения выводится на основной пилотажный дисплей, причем изображение формируется с видом «с самолета на землю» (эгоцентрическая). В данных MASPS также рассматриваются экзоцентрические виды на вспомогательных дисплеях.

Благодаря системе искусственного видения пилоты смогут видеть окружающий ландшафт во время полета и держать самолет на безопасной высоте. Но данная система решает только половину задачи, ведь в любом случае пилотам придется заходить на посадку и приземляться на взлетно-посадочную полосу, которая может быть затянута плотной пеленой облаков [3].



Рисунок 2 – Отображение системы синтезированного видения

Система комбинированного видения (CVS) является совмещением систем искусственного видения (SVS) и улучшенного видения (EVS). Сегодняшние концепции интеграции обычно предусматривают искусственную картинку для больших высот и улучшенную для низких высот вплоть до земли. Например, при заходе на посадку в большинстве процедур прибытия или разворота по установленной схеме используется картинка SVS, но где-то между контрольной точкой конечного этапа захода на посадку и ВПП картинка постоянно трансформируется с SVS на EVS как для валидации картинки SVS, так и просто для того, чтобы пораньше «увидеть» ВПП и окружение [2].

В некоторых примерах CVS могут приводиться, помимо прочего, изображения искусственного зрения из базы данных в комбинации с изображениями датчика реального времени, наложенными и согласованными на тот же дисплей. Сюда может также входить селективное соединение обеих технологий, основывающихся на предусмотренной функции системы комбинированного видения, поданной на сертификацию.

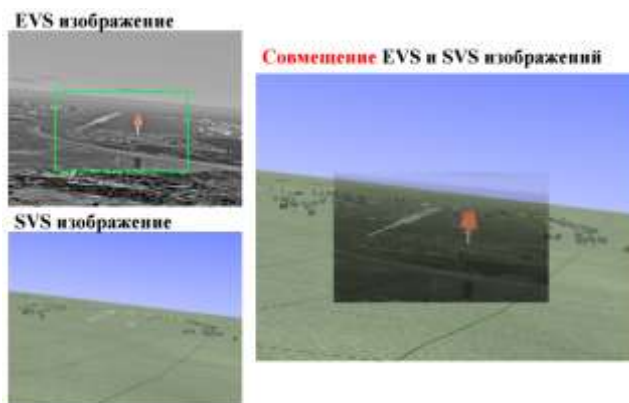


Рисунок 3 – Основная задача синтеза CVS изображения



Рисунок 4 – Отображение системы комбинированного видения

Разработанный алгоритм автоматического совмещения сенсорной и синтезируемой видеоинформации отличается следующими основными особенностями:

- для совмещения изображений осуществляется процедура внешнего ориентирования уточнения пилотажно-навигационной информации, которая основана на фотограмметрическом методе и требует только анализа сенсорного изображения;
- на этапе выделения характерных опорных точек взлетно-посадочной полосы используется проекционное преобразование Хафа, обеспечивающее высокое быстродействие.

Эксперименты на реальных данных подтвердили работоспособность предложенных алгоритмов.

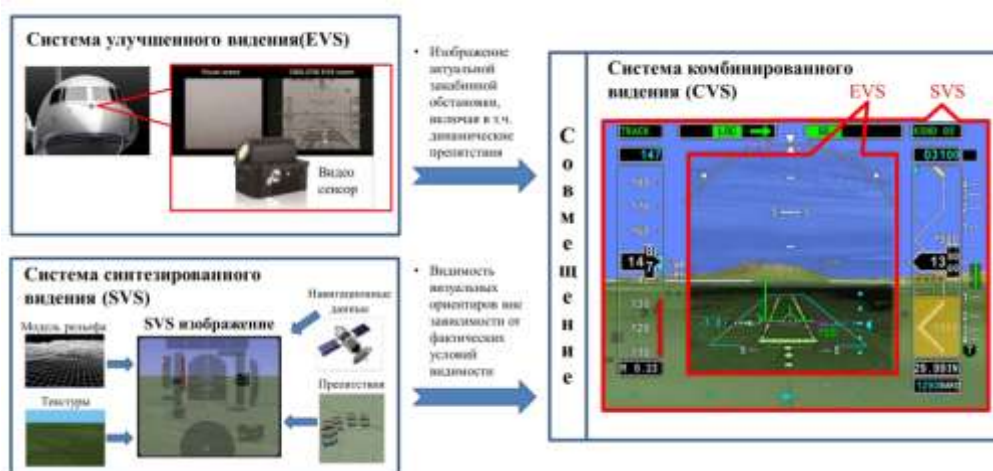


Рисунок 5 – Перспективная концепция повышения ситуационной информированности экипажа

Таким образом, создание и внедрение минимальных стандартных характеристик авиационных систем видения позволяет не только существенно повысить безопасность полетов, но и обеспечить реальный финансовый эффект как для отдельных взятых авиакомпаний, так и для страны в целом. Кроме того, потенциальные информационные возможности системы позволяют осуществлять ее дальнейшее развитие по пути создания систем автоматической посадки [1]. При этом требуемая посадочная глиссада будет рассчитываться и формироваться прямо на борту, исходя из конкретных географических и метеорологических условий в районе аэродрома.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Анцев Г. В.* Система увеличения дальности видения (EFVS) «Видимость-2000»/ Г. В. Анцев, В. А. Климентьев, В. В. Селькин// Рациональное управление предприятием. – 2012. – № 4. – С.24–27.
2. Руководство № 315. По минимальным стандартам характеристик авиационных систем (MASPS) для систем улучшенного видения, систем искусственного видения, комбинированных систем искусственного видения и бортовых систем увеличения дальности видения.
3. *Витвер Б.* Система синтетического видения для пилотов// Боб Витвер // Авиатранспортное обозрение. – 2011. – № 119.
4. *Лебедев М. А.* Алгоритм совмещения сенсорной и синтезируемой видеоинформации для авиационной системы комбинированного видения. [Электронный ресурс] / М. А. Лебедев. – Режим доступа: <http://www.machinelearning.ru/wiki/images/9/98/Lebedev2014iip.pdf> (дата обращения: 12.03.2017 г.)

УДК 621.313.333

АВИАЦИОННЫЙ АСИНХРОННЫЙ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЬ С ЧАСТОТНОЗАВИСИМЫМИ ПАРАМЕТРАМИ РОТОРА

Мишин С. В., декан ФАСК, к.т.н., доцент
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье предложена модернизация традиционной конструкции авиационного асинхронного электродвигателя. Обоснована методика расчета эквивалентных вносимых параметров массивной ферромагнитной гильзы электродвигателя на основе решения системы дифференциальных уравнений Максвелла. Приведено экспериментальное подтверждение справедливости выбранной методики. На основании анализа полученных результатов обоснована возможность длительного использования предложенной конструкции во всем диапазоне регулирования, без необходимости прибегать к обратным связям с целью обеспечения устойчивости.

Ключевые слова: авиационный электропривод, частотнозависимые параметры, асинхронный электродвигатель.

Представленная в научно-технической литературе сравнительная оценка свойств известных конструкций асинхронных двигателей с частотнозависимыми параметрами ротора показывает, что они по использованию габаритной мощности и энергетическим показателям в номинальном режиме работы не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к ним в электроприводе воздушных судов [Вишневский, 1977, с. 432], [Могильников и др., 1983, с. 120].

Рассмотренная в данной статье конструкция асинхронного двигателя предполагает удлинение пакета обычного короткозамкнутого ротора на 15–30% больше активной длины пакета магнитопровода статора. На эту выступающую часть ротора напрессовывается гильза из магнитомягкой стали, располагаясь под лобовыми частями обмотки статора, что не вызывает увеличения габаритной длины машины (рис. 1).

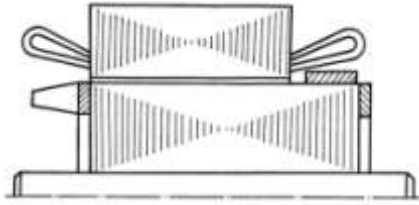


Рисунок 1 – Конструкция асинхронного электрического двигателя с массивной гильзой на роторе

Процессы преобразования электрической энергии в механическую в двигателе рассматриваемой конструкции протекают так же, как и в асинхронном двигателе обычного исполнения. Отличие заключается в том, что основной магнитный поток индуцирует в обмотке ротора электродвижущую силу (ЭДС) E_2 , изменяющуюся с частотой скольжения. Под действием этой ЭДС в обмотке ротора протекает ток I_2 , создающий магнитный поток, часть которого замыкается по цепи: массивная гильза – зубцы ротора – спинка ротора. Совместное действие магнитодвижущей силы (МДС) обмотки ротора и вихревых токов массивной гильзы наводит эквивалентную ЭДС E_3 в обмотке ротора. По закону электромагнитной индукции, эта ЭДС направлена против причины, ее вызвавшей. Поэтому будем называть ее эквивалентной вносимой.

Эквивалентная вносимая ЭДС может быть представлена в виде суммы двух составляющих от падения напряжения на эквивалентном активном R_3 и индуктивном X_3 сопротивлении массивной гильзы

$$E_3 = R_3' I_2' + jX_3' I_2' .$$

При больших значениях скольжения вносимая ЭДС будет существенно ограничивать ток, протекающий в короткозамкнутой обмотке ротора, а следовательно, эффективно ограничивать величину пускового тока двигателя.

В режимах малых скольжений влияние вносимой ЭДС незначительно, поэтому жесткость механической характеристики, коэффициент мощности коэффициент полезного действия сопоставимы с параметрами двигателей обычного исполнения. При этом необходимо подчеркнуть, что требуемый вид характеристики, например, механической, без явно выраженного максимума в зоне регулирования, можно получить, задав определенные геометрические размеры – длину и толщину гильзы.

При исследовании электромагнитных процессов в асинхронном двигателе с массивной гильзой на роторе важное значение имеет рассмотрение вопросов, связанных с отражением электромагнитной волны от внешней поверхности массивной гильзы, имеющей толщину меньшую, чем двукратная эквивалентная глубина проникновения электромагнитной волны. Целесообразность выбора такой толщины гильзы объясняется тем, что удается достичь высокой жесткости механической характеристики двигателя и лучших энергетических показателей в номинальном режиме.

В результате решения системы дифференциальных уравнений Максвелла:

$$\left\{ \begin{array}{l} \operatorname{rot} \bar{H} = \gamma \bar{E} \\ \operatorname{rot} \bar{E} = -\frac{d\bar{B}}{dt} \\ \bar{B} = \mu \bar{H} \\ \operatorname{div} \bar{B} = 0 \end{array} \right.$$

могут быть определены эквивалентные активное и индуктивное сопротивления массивной гильзы [Домбровский, 1983, с. 256]:

$$R'_3 = 4n \sqrt{\frac{\mu_0 \omega_0}{2\gamma}} \sqrt{\mu_S S} \frac{m_1 (k_{w1} w_1)^2}{\pi d} l;$$

$$X'_3 = 4n \sqrt{\frac{\mu_0 \omega_0}{2\gamma}} \sqrt{\mu_S S} \frac{m_1 (k_{w1} w_1)^2}{\pi d} l,$$

где m, n – коэффициенты, учитывающие толщину массивной гильзы;

μ_0 – магнитная постоянная;

μ_S – относительная магнитная проницаемость на внутренней поверхности гильзы;

ω_0 – угловая частота тока статора;

S – скольжение;

m_1, k_{w1}, w_1 – число фаз, обмоточный коэффициент и число витков обмотки статора;

d, l – внутренний диаметр и длина гильзы.

Анализ погрешности при определении зависимости эквивалентных вносимых сопротивлений от геометрических размеров массивной гильзы осуществлен сопоставлением результатов расчета с экспериментальными исследованиями макета, выполненного на базе асинхронного короткозамкнутого двигателя МБА-3ДП. Конструкция статора оставлена без изменений. В качестве ротора макетного двигателя использован короткозамкнутый ротор двигателя АДС-3000, на который и напрессовывались гильзы из магнитомягкой стали разных геометрических размеров. На рис. 2 представлены расчетные эквивалентные параметры массивной гильзы (изображены сплошными линиями) и параметры, определенные на основании эксперимента (изображены пунктирными линиями). Здесь цифрой 1 отмечены характеристики, полученные при длине гильзы $l=23$ мм и толщине $h=7$ мм; цифрой 2 – при $l=17$ мм и $h=7$ мм.

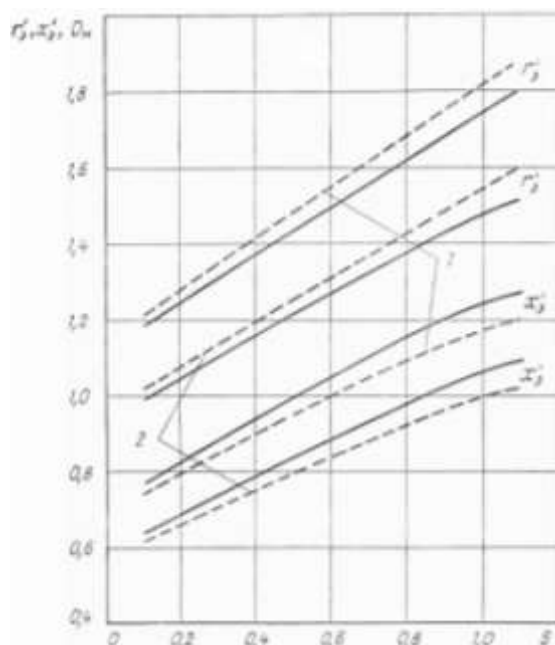


Рисунок 2 – Сопоставление расчетных и экспериментальных значений эквивалентных параметров массивной гильзы

Анализ полученных результатов показывает, что эквивалентные вносимые активное и индуктивное сопротивления массивной гильзы существенно увеличиваются с ростом скольжения. Это приводит к ограничению тока, потребляемого асинхронным двигателем из сети, и следовательно, к уменьшению потерь, выделяемых в обмотках машины. При этом одновременно возрастает пусковой момент, т. к. активное сопротивление преобладает над реактивным. В области малых скольжений эквивалентные приведенные параметры уменьшаются, что позволяет обеспечить относительно высокую жесткость механической характеристики.

Сравнение экспериментальных и расчетных характеристик показывает, что расхождение при определении эквивалентных параметров не превышает 6–8%, что подтверждает справедливость принятой методики расчета этих параметров.

Наряду с улучшением пусковых характеристик, асинхронный двигатель с массивной гильзой на роторе позволяет обеспечивать регулирование приводов ВС в широком диапазоне частот вращения. Причем реализовать это можно наиболее простым и эффективным способом – за счет изменения напряжения, подводимого к обмотке статора. Известно, что применение данного способа в асинхронных короткозамкнутых двигателях традиционной конструкции ведет к необходимости завышения габаритной мощности и принятия мер по обеспечению устойчивой работы при скольжении больше критического.

В предложенной конструкции двигателя эти недостатки сводятся к минимуму, благодаря тому, что с уменьшением частоты вращения возрастают эквивалентные сопротивления. Следовательно, появляется возможность:

- обеспечить большие, длительно допустимые по нагреву моменты во всем диапазоне регулирования;
- сформировать механическую характеристику без явно выраженного максимума с сохранением жесткости в зоне малых скольжений.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Вишневский С. Н.* Характеристики двигателей в электроприводе / С. Н. Вишневский. – М.: Энергия, 1977. – 432 с.
2. *Домбровский В. В.* Справочное пособие по расчету электромагнитного поля в электрических машинах / В. В. Домбровский. – Л.: Энергоатомиздат, 1983. – 256 с.
3. *Могильников В. С.* Асинхронные двигатели с двухслойным ротором и их применение / В. С. Могильников, А. М. Олейников, А. Н. Стрельников. – М., Энергоатомиздат, 1983. – 120 с.

СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОННОЙ ИНДИКАЦИИ НА ВОЗДУШНОМ СУДНЕ

Махмудов Р. Ф. О., преподаватель;

Колесников А. М., преподаватель

*Курсановский авиационный технический колледж – филиал МГТУ ГА
(г. Курсанов)*

В статье приведен обзор материалов, посвященных применению бортовых средств авиационной индикации в составе пилотируемых летательных аппаратов гражданского применения. Рассмотрено бортовое радиоэлектронное оборудование современных воздушных судов, назначение системы электронной индикации и показаны ее преимущества в сравнении с электромеханическими индикаторами.

Ключевые слова: системы электронной индикации, авиация, воздушное судно.

Конструирование бортового радиоэлектронного оборудования современного пилотируемого летательного аппарата сегодня невозможно представить себе без применения средств индикации авиационных приборов, обеспечивающих визуализацию символьной, растровой (или графической) информации в удобном для человеческого восприятия виде. Индикационное оборудование на борту летательного аппарата осуществляет отображение на экране рабочих кадров, содержащих исчерпывающую для пилотирования информацию в соответствии с рабочей индикационной программой и на основе данных, поступающих от датчиков и электронных блоков БРЭО.

Исторически функции первых средств индикации на борту выполняли отдельные светосигнализаторы на основе элементарных разноцветных ламп накаливания и механических (электромеханических) стрелочных приборов [1]. По мере совершенствования уровня технологии производства и элементной базы появлялись более сложные и разнообразные авиационные индикаторы, приходящие им на смену при модернизации (рис.1).



Рисунок 1 – Современные авиационные индикаторы на МС-21

К настоящему времени разработано много различных способов индикации информации. Выбор подходящего для конкретного случая способа часто является непростой задачей.

По мере усложнения условий полета и задач, решаемых летательным аппаратом, произошло резкое увеличение объема приборного оборудования, устанавливаемого в кабине экипажа, в результате чего задействованными оказались не только приборные доски пилотов, но и пульты бортинженеров, штурманов.

На современных самолетах главным средством индикации стали электронные индикаторы. В отличие от традиционного прибора, индицирующего обычно 1–2, максимум

5–8 параметров, на экране электронного индикатора могут индицироваться десятки параметров и сигналов, сменяя друг друга по мере необходимости. Такая гибкость, наряду с эргономическими качествами, высокой надежностью, эффективностью по многим критериям (например, по массе, габаритам, стоимости, потребляемой мощности) привели к тому, что в настоящее время электронные индикаторы захватили все главные роли в кабине, оттеснив традиционные приборы и сигнализаторы на периферию рабочей зоны в качестве дополнительных и резервных средств.

Перспективным направлением в предоставлении информации экипажу являются коллиматорные индикаторы, применяющие индикацию на стекле или полупрозрачном экране, расположенном перед стеклом кабины пилота, на уровне его глаз (рис.2).



Рисунок 2 – Коллиматорный индикатор

Система электронной индикации использует блоки обработки информации и блоки индикации, и, соответственно, пульта управления и контроля. Данные, которые проходят от различных датчиков пилотажно-навигационной системы, передаются в блок обработки, где конвертируются в цифровой формат для отображения на индикаторах, записи и хранения. Блоки индикации позволяют отображать информацию на экранах в виде символов или таблиц. Это дает возможность программно выдавать необходимую информацию экипажу, в зависимости от режима и условий полета воздушного судна.

Система электронной индикации имеет ряд преимуществ, в сравнении с электромеханическими индикаторами, используемыми на современных пассажирских авиалайнерах: существенно сокращается количество навигационно-пилотажных приборов на приборной доске пилотов, повышаются наглядность и различимость, четкость отображаемой информации, надежность за счет возможности дублирования систем блоков индикации изображения и электронных блоков обработки. При этом появилась возможность изменения электронного изображения, без внесения каких-либо конструктивных изменений в систему, с помощью программы. Выводимая информация зависит от режима полета, что снимает информативную нагрузку от экипажа, предоставляя ему ту информацию, которая необходима.

Система обеспечивает:

- прием и обработку информации, поступающей от систем-датчиков КСЦПНО и самолетных систем;
- отображение этой информации на экранах электронных многофункциональных индикаторов;
- управление режимами работы системы;
- выставку и ввод заданных значений барокоррекции и высоты принятия решения.

Система СЭИ отображает на индикаторах следующую информацию:

- параметры углового положения самолета относительно центра масс самолета;
- параметры положения центра масс самолета относительно заданной траектории;
- высотнo-скоростные параметры и аэродинамические ограничения самолета;
- навигационные параметры, включая изображение синтезированной карты;
- данные от метеолокатора МН РЛС-85;
- данные от системы предупреждения приближения земли EGPWS;
- данные от системы предупреждения столкновений самолетов в воздухе TCAS;
- данные о наземных радиотехнических средствах;
- директорные команды;
- режимы управления полетом и тягой двигателей;
- аварийные, предупреждающие и уведомляющие сигналы об опасных режимах полета и об отказах систем КСЦПНО.

Информация индицируется в виде условных обозначений, а также в виде надписей. При этом используются семь цветов: красный, пурпурный, коричневый, желтый, голубой, зеленый, белый [2].

Оптоэлектронные индикаторы на лобовом стекле (ИЛС), известные в зарубежной литературе как HeadUpDisplay (HUD), относятся к числу сложных высокотехнологичных устройств авиационного приборного оборудования и являются центральной частью бортовых систем отображения визуальной информации [3].

Модернизированный самолет способен выполнять полеты на малых высотах с огибанием и обходом складок местности. При этом на индикаторы выводятся двумерное и трехмерное изображение карты местности (геоинформационная поддержка задач пилотирования и навигации). В ходе выполнения боевой задачи бортовая система управления анализирует тактическую информацию и в соответствии с полетным заданием предоставляет экипажу именно те данные, которые нужны ему на каждом конкретном участке полета.

Приведенные примеры бортовых систем индикации свидетельствуют о том, что внедрение цветных индикаторов для отображения синтезированной пилотажно-навигационной информации уже приобрело в отечественном авиаприборостроении массовый характер.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Ефанов В. Н.* Стеклокабина экипажа: тенденции и перспективы / В. Н. Ефанов // Мир авионики. – 2001. – № 1.
2. *Анцев Г. В.* Система увеличения дальности видения (EFVS) «Видимость-2000»/ Г. В. Анцев, В. А. Климентьев, В. В. Селькин// Рациональное управление предприятием. – 2012. – №4.
3. *Парамонов П. П.* Широкоугольные оптические системы для индикаторов на «лобовом стекле» / П. П. Парамонов, М. А. Ган, В. Д. Суслов, С. А. Айвазян, А. И. Эфрос // Датчики и системы. – 2001. – № 8. – с.4–7.

СЕКЦИЯ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ, АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

Председатель – Ходацкий С. А., заведующий кафедрой ЛА и Д, к.т.н., доцент
Секретарь – Сафарбаков А. М., доцент кафедры ЛА и Д, к.т.н., доцент

УДК 629.7

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЙ МНОГОЗВЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ В ПАКЕТЕ SIMULINK СРЕДЫ MATLAB

Косицын А. В., начальник цикла технической эксплуатации пилотируемых летательных аппаратов и их силовых установок, к.т.н., доцент
Военная академия Республики Беларусь
(Республика Беларусь, г. Минск)

В статье рассмотрена возможность моделирования и визуализации сложных механических процессов в среде MATLAB. Показана возможность импорта геометрической модели из комплекса SolidWorks в пакет Simulink на примере гондолы тормозных щитков самолета штурмовика. Разработана динамическая модель привода сложного механизма в библиотеке SimHydraulics пакета Simulink, описываются составные компоненты.

Ключевые слова: динамическое моделирование, визуализация движений, сложные авиационные конструкции, библиотеки SimHydraulics, SimMechanics, пакет Simulink.

Одной из важнейших компетенций, подлежащих реализации при подготовке авиационного специалиста, является способность выполнять моделирование процессов функционирования сложных технических систем вообще и их элементов в частности. Такие задачи возникают в областях динамики летательных аппаратов и систем управления, газовой динамики, явлений, изучаемых в рамках дисциплин конструкции летательных аппаратов и двигателей, безопасности полетов. В подавляющем большинстве случаев авиационным специалистам приходится иметь дело с динамично изменяющимися процессами, а следовательно, с необходимостью описывать их поведение дифференциальными уравнениями. Чаще всего системы дифференциальных уравнений не имеют аналитических решений и могут быть решены только путем применения численных методов Эйлера, Рунге-Кутты и т. п. на ЭВМ. Развитие программного обеспечения современных ЭВМ идет как по пути использования высокоэффективных языков программирования, так и по пути создания и совершенствования прикладных программных продуктов на их основе, позволяющих решать прикладные инженерные задачи специалистам, не имеющим навыков программирования.

Одним из популярнейших программных продуктов, обеспечивающих решение динамических задач, является программный комплекс Matlab компании MathWorks. Сам по себе Matlab следует считать языком программирования, ориентированным на выполнение в принципе любых операций путем матричных вычислений. Интерес представляет структурный элемент Matlab, получивший название Simulink. Именно этот в целом самостоятельный программный модуль обеспечивает решение динамических задач.

В данной работе в качестве примера рассматривается применение Simulink среды MATLAB для моделирования работы тормозных щитков самолета Су-25. Сборка сложного механизма с учетом реальных размеров выполнена в компьютерном комплексе SolidWork (рис. 1) [1].



Рисунок 1 – Трехмерная модель гондолы тормозных щитков в среде SolidWorks

Далее с помощью пакета добавления Simscape Multibody Link модель экспортирована в «удобоваримую» для MATLAB форму с расширением *.Ink.

Динамическая модель гондолы тормозных щитков представлена на рис. 2. Она содержит информацию о геометрии, массовых характеристиках и степенях свободы (взаимного перемещения) составных элементов данной системы. Модель представлена с помощью блоков из библиотеки SimMechanics пакета MATLAB. Основное назначение этой библиотеки – моделирование пространственных движений твердотельных машин и механизмов на стадии инженерного проектирования, используя законы теоретической механики [2].

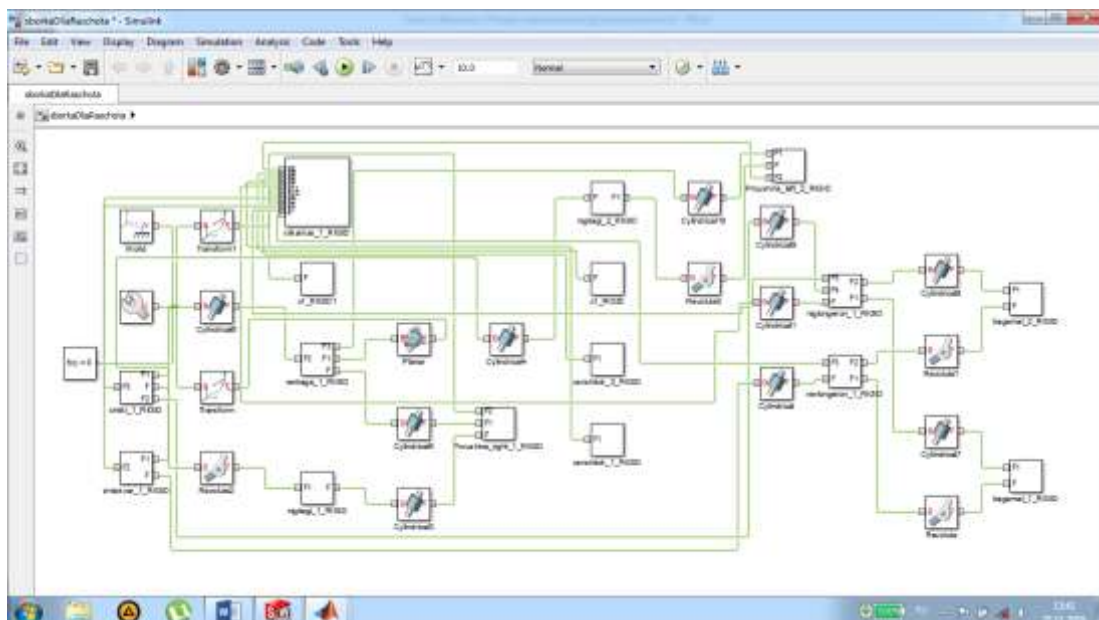


Рисунок 2 – Математическая модель гондолы тормозных щитков, созданная с помощью библиотеки SimMechanics среды MATLAB

Трехмерная модель гондолы, открытая в окне MATLAB, имеет вид как на рис. 3.

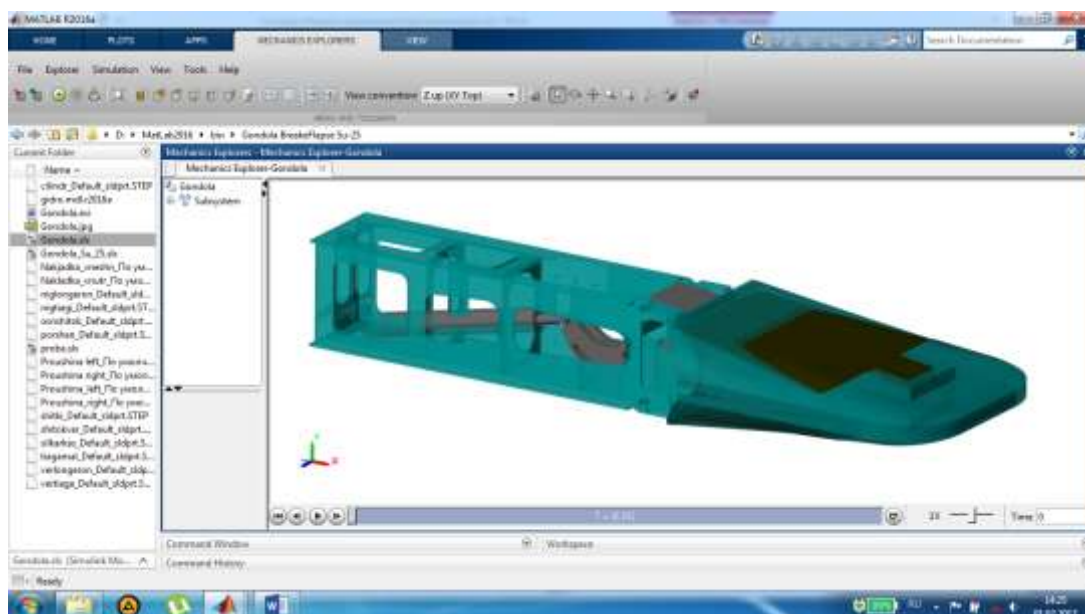


Рисунок 3 – Трехмерная экспортированная модель гондолы тормозных щитков в среде MATLAB

Для моделирования динамического процесса работы тормозных щитков в математическую модель был добавлен виртуальный гидропривод, гидравлическая принципиальная схема которого изображена на рис. 4.

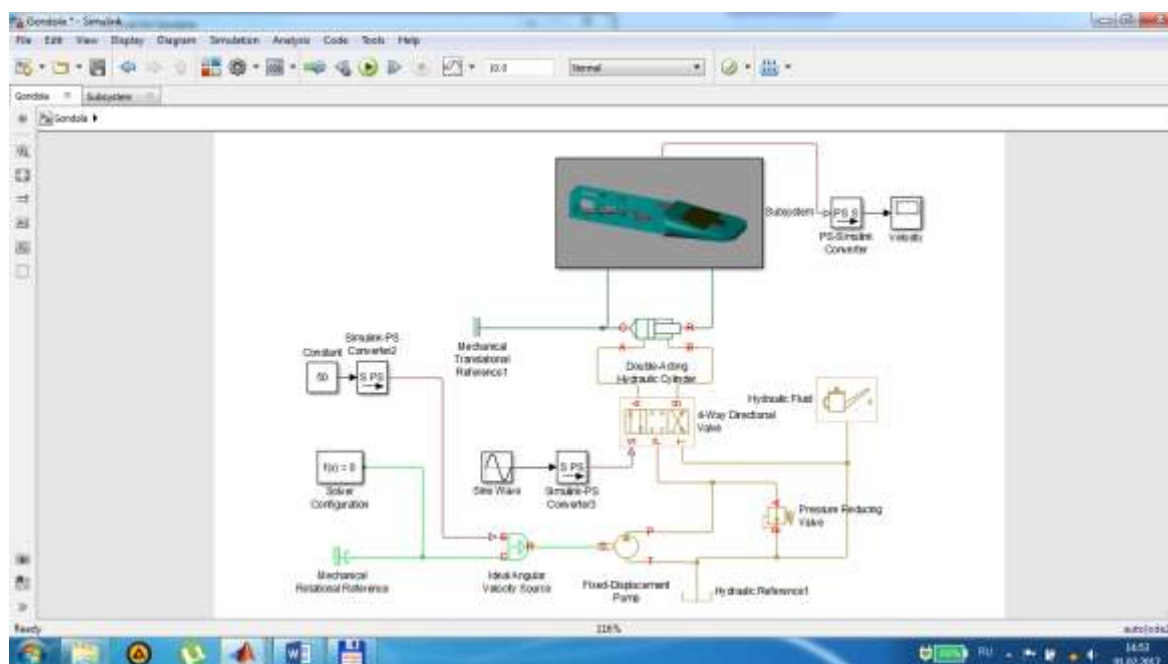


Рисунок 4 – Принципиальная гидравлическая схема гидропривода выпуска-уборки тормозных щитков

Основные компоненты данной схемы выбраны из библиотеки SimHydraulics пакета Simulink.

Источником давления является насос с постоянным расходом Fixed Displacement Pump. В окне настройки параметров насоса можно задавать его размеры, объемную производительность и т. д.

Для управления подачей жидкости к цилиндру и от него использовался 4-х позиционный распределитель 4-Way Directional Valve.

Источник гидравлической жидкости описывается блоком Hydraulic Reference.

Для управления давлением жидкости используется блок Pressure Reducing Valve, описывающий редуцирующий клапан.

К распределителю подключен гидроцилиндр Double-Acting Hydraulic Cylinder. Настройки данного блока позволяют задать эффективную площадь поршня, ход поршня и др.

Для задания гидравлической жидкости использован блок Hydraulic Fluid, в котором можно настроить или выбрать жидкость из базы данных.

Для описания входного воздействия на гидронасос используется блок идеального источника угловой скорости Ideal Angular Velocity Source, который вращает механический вал с заданной скоростью. Один его порт прикреплен к неподвижной точке Mechanical Rotational Reference, а через второй порт задается числовое значение скорости вращения.

Для преобразования безразмерного сигнала в физическую величину использован блок Simulink-PS Converter.

Для того, чтобы гидроцилиндр при работе проходил весь допустимый диапазон, на распределитель задано синусоидальное воздействие посредством блока Sine Wave. Как и в предыдущем случае для моделирования физического сигнала использован конвертер Simulink-PS Converter.

К гидроцилиндру прикреплена имеющаяся 3-D модель гондолы тормозных щитков. Измеренные значения скорости и перемещения выходного штока гидроцилиндра показывает виртуальный осциллограф.

После запуска симуляции можно наблюдать перемещения тормозных щитков в режиме реального времени при заданных входных воздействиях (рис. 5).

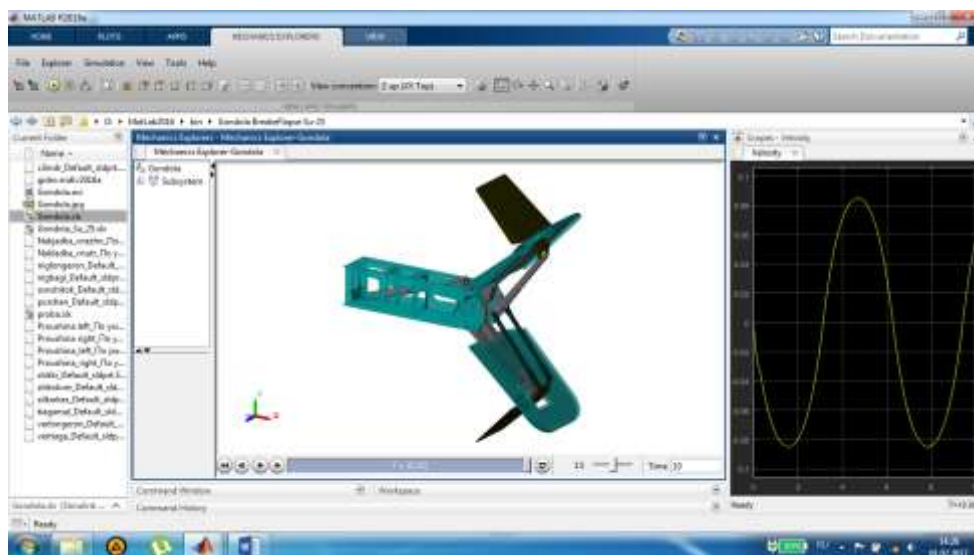


Рисунок 5 – Работа тормозных щитков с подключенным осциллографом

Таким образом, достоинством моделирования в среде Simulink является возможность проверки созданной модели при различных условиях: внешнего воздействия, изменения рабочего давления, принципиальной схемы. Можно проверить работоспособность системы, смоделировать преобразование гидравлической энергии в крутящий момент, приводящий в действие различные механизмы, а также оценить эффект, вызванный открытием и закрытием клапанов.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Косицын А. В.* Динамическая модель работы тормозных щитков самолета Су-25 / А. В. Косицын // Актуальные вопросы науки и техники в сфере развития авиации: сб. тез. докл. II Междунар. науч.-техн. конф. – Минск. – 2012 г. – С. 19–21.
2. *Щербаков В. С.* Моделирование и визуализация движений механических систем в MATLAB: Учебное пособие / В. С. Щербаков [и др.]. – Омск: Изд-во СибАДИ, 2007. – 84 с.

УДК 629.7.036.3:62-762

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГЕРМЕТИЗАЦИИ УПЛОТНЕНИЙ РОТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Понькин В. Н., главный конструктор «Казанский Гипрониавиапром», к.т.н.¹

Ерзиков А. М., доцент кафедры ТиЭМ, магистр²;

Такмовцев В. В., доцент кафедры ТиЭМ, к.т.н., доцент²;

Филиппов А. А., студент²

¹АО «Казанский Гипрониавиапром»,

²Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева
(г. Казань)

Обобщены результаты опыта доводки роторных уплотнений различного типа, используемых для герметичности соединений авиационных ГТД. Рассмотрены факторы, влияющие на работу уплотнений на различных режимах эксплуатации авиационных ГТД различных типов. Приведена статистика отказов авиационных двигателей по причине повышенных утечек масла. Выполнен анализ мероприятий, внедренных в производство и направленных на снижение количества безвозвратных потерь масла.

Ключевые слова: авиационный двигатель, ротор, уплотнение, герметичность, потери, масло, опыт доводки, мероприятия по устранению дефектов.

Повышение температуры газа перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре – является основной тенденцией в современных авиационных ГТД. Улучшение характеристик ГТД сопровождается усложнением конструкции двигателя за счет применения двух и трех вальных схем, повышением скорости вращения роторов [1]. Создание надежных уплотнений подвижных и неподвижных соединений деталей машин – одна из важнейших проблем, связанная с широким использованием конвертированных авиационных ГТД в различных отраслях техники.

В современных авиационных ГТД безвозвратные потери масла по нормам должны находиться в пределах 0,3...0,1 кг/ч, что может оказаться существенным, исходя из условий эксплуатации двигателя. Особенно остро этот вопрос стоит при эксплуатации конвертированных авиационных двигателей, работающих в составе энергетических установок в наземных условиях. Потери масла в таких двигателях составляют от 7 до 24 кг в сутки [2].

Данное явление имеет две основные причины. Первая причина – утечки масла через уплотнения подшипниковых узлов, которые возникают при запуске, остановке и выбеге двигателя. В этом случае на указанных режимах давление наддуваемого воздуха слишком низкое для поддержания положительного перепада давления в уплотнениях.

Вторая причина – испаряемость масла под воздействием высоких температур до 200оС и более в опорах турбин авиационных ГТД. Пары масла через трубы суфлирования покидают пределы двигателя [2].

Снизить количество безвозвратных потерь масла можно двумя путями за счет улучшения уплотнений и предотвращения испарения масла путем предварительного охлаждения наддувающего воздуха, уплотнений и элементов опорного узла.

В связи со значимостью возникающих проблем сформировалась самостоятельная область знаний, новая научная дисциплина – герметология, изучающая закономерности процессов герметизации, особенности конструирования уплотнений [2].

Один из основных способов повышения надежности авиационных ГТД заключается в получении точной информации по отказам уплотнений в процессе эксплуатации и разработке мероприятий по их устранению [3].

В авиационных двигателях серии «НК-8», имеющих каскады низкого (КНД) и высокого давления (КВД), применяются следующие уплотнения. В передней опоре вентилятора (рис. 1) установлено радиально-торцевое контактное уплотнение (РТКУ). В средней опоре (рис. 2) разделение масляных и воздушных полостей осуществляется торцевыми контактными уплотнениями (ТКУ). Герметичность между торцами роторов КНД и КВД обеспечивается межвальным торцевым контактным уплотнением (МТКУ) [2].

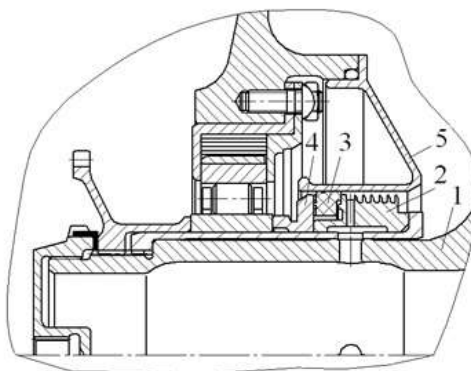


Рисунок – 1. РТКУ передней опоры: 1 – передний вал КНД; 2 – лабиринтное кольцо; 3 – графитовое уплотнение; 4 – втулка; 5 – крышка

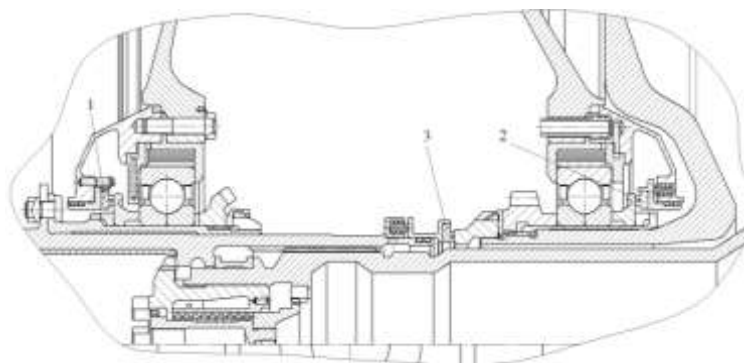


Рисунок 2 – Средняя опора авиационного ГТД: 1 – ТКУ опоры ротора КНД; 2 – ТКУ опоры ротора КВД; 3 – МТКУ

При работе двигателя НК-8-2У лабиринтные уплотнения герметизируют масляные полости турбины и задней опоры (рис. 3). Радиальные зазоры R1, R2, R3 и R4 по лабиринтам оказывают непосредственное влияние на качество уплотнения. Повышенный расход масла, а также возникновение течи масла по проточке задней опоры появляются в случае

превышения значений этих зазоров при изготовлении и сборке опорного узла, или их увеличение в процессе эксплуатации вследствие износа специального слоя или вставок.

В двигателях НК-86 (рис. 4) масляная и газовая полости в задней опоре разделяются не только с помощью лабиринтных уплотнений, с указанными радиальными зазорами $R_1 \dots R_4$, но также с использованием РТКУ.

Дефект «Повышенный расход масла» по результатам проведенных анализов работы уплотнений роторов на различных этапах жизненного цикла авиационных ГТД семейства «НК» оказался наиболее распространенным.

Отсутствие герметичности уплотнений опор ротора КНД в период с 1980 по 1987 гг. отмечено всего на 5 двигателях. В большинстве случаев дефект являлся результатом нарушения герметичности уплотнений ротора КВД.

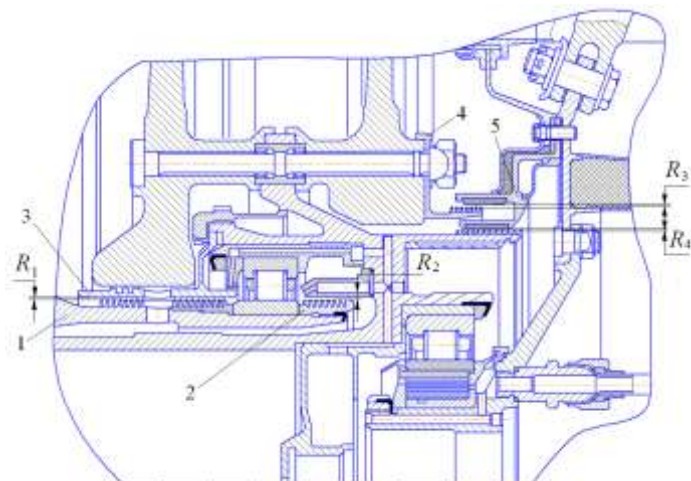


Рисунок 3 – Задняя опора авиационного ГТД НК-8-2У: 1 – диск первой ступени турбины ВД; 2 – гайка-лабиринт; 3 – крышка лабиринта; 4 – лабиринтное кольцо; 5 – крышка лабиринта задней опоры

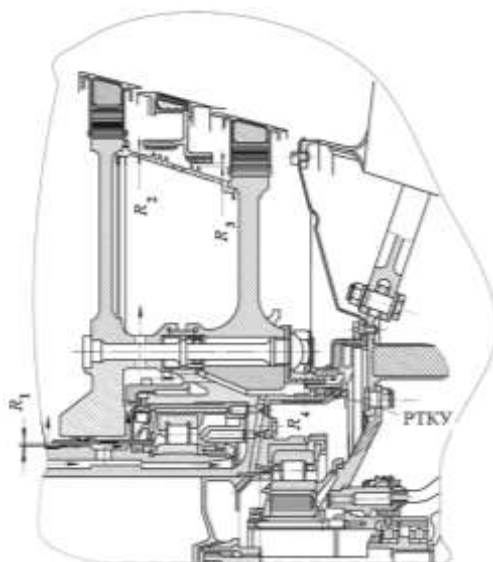


Рисунок 4 – Задняя опора авиационного ГТД НК-86

Нарушение герметичности МТКУ на двигателях НК-86 исследовалось 20 раз. Дефект «Раскрытие ТКУ опоры ротора КВД» на двигателях НК-86 и НК-86-А исследовался 61 раз в период с 1988...2003 гг. Повышенный расход масла через уплотнения задней опоры

наблюдался на двигателях: НК-8-2У – 48 раз; НК-86 – 31 раз. Нарботка (Т_у) авиационных ГТД до появления дефекта приведена на рис. 5 [2].

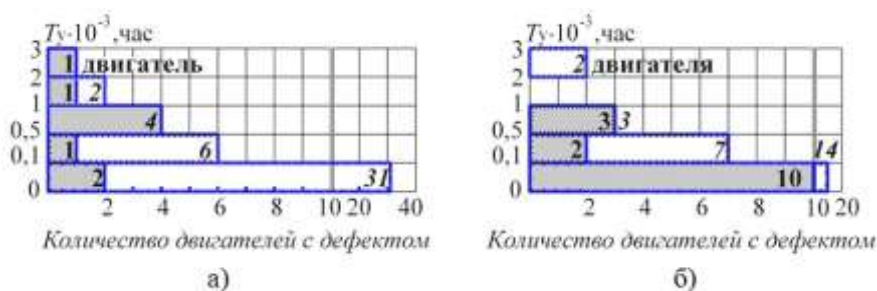




Рисунок 5 – наработка авиационных ГТД до появления дефекта – повышенный расход масла через уплотнения задней опоры: а – НК-8-2У; б – НК-86;  – двигатель без переборки;  – двигатель с переборкой

В связи с большим количеством отказов в работе уплотнений в СНТК им. Н. Д. Кузнецова (г. Самара), ОАО КПП «Авиамотор» (г. Казань) и КНИТУ-КАИ им. А. Н. Туполева (г. Казань) были проведены исследования по выявлению причин отказов и найдены решения по их устранению.

Ниже представлены причины дефекта «Повышенный расход масла» в уплотнениях ротора КВД, выявленные в результате его анализа.

Раскрытие МТКУ. При данном дефекте было обнаружено просачивание масла в газоздушный тракт и второй контур двигателя, появление в системе кондиционирования запаха гари, увеличение давления воздуха в средней опоре, а также повышение расхода масла и снижение его уровня в маслобаке.

Дефектация была проведена на разобранном двигателе, снятом по причине дефекта «повышенный расход масла». В результате снятия межвальнй втулки и осмотра деталей уплотнения было установлено, что на сухариках имеются следы грубого износа с образованием клиновидного уступа на боковых рабочих поверхностях по местам контакта с пазами втулки; притупление острой кромки у сухариков отсутствует, а пазы имеют повышенную конусность по сравнению с чертежом.

Таким образом, раскрытие МТКУ вызвано торможением межвальнй втулки по сухарикам в результате износа и образования клиновидного ступенчатого износа на рабочих поверхностях.

Для устранения данного дефекта на авиационных двигателях, находящихся в эксплуатации, внедрены следующие мероприятия:

- в соответствии с руководством по технической эксплуатации (РТЭ) изделий НК-86 и НК-86-А выполняется непрерывный контроль уровня и давления масла за нагнетающим насосом;

- в процессе эксплуатации изделий НК-86-А осуществляются непрерывные замеры давления воздуха в средней опоре на МРСП-256 с использованием системы АСД «Анализ-86». Если замеренное давление не соответствует нормам ТУ, то подается диагностический сигнал и проводятся работы согласно РТЭ;

- чтобы не допустить выключения двигателя в полете оформлен бюллетень на уточнение РТЭ двигателей НК-86 по введению рекомендаций экипажу самолета в случае увеличения давления масла и появлению запаха гари в салоне.

Раскрытие ТКУ опоры ротора КВД. Данный дефект происходил из-за торможения элемента ТКУ – подвижной втулки. ТКУ состоит из: подвижной и неподвижной втулок ротора КВД; графитового кольца, расположенного между ними; двух уплотнительных резиновых колец; крышки ТКУ с установленными в ней масляными форсунками; центрирующих штифтов; пружин, обеспечивающих прижатие контактного уплотнения к поверхности рабочей части неподвижной втулки.

Выявлены факторы, влияющие на торможение подвижной втулки: знакопеременная осевая сила F_a , возникающая на режимах приемистости и сброса газа; увеличенный по сравнению с ТУ натяг на резиновом уплотнительном кольце (фактический – $0,43 \cdot 10^{-3}$ м, по ТУ $(0,35...0,40) \cdot 10^{-3}$ м); недостаточное отжатие подвижной втулки пружинами (фактическое усилие – $18,74...19,13$ Н, по ТУ – $19,62...21,58$ Н).

Увеличение давления воздуха в средней опоре является следствием торможение подвижной втулки. На одном из снятых двигателей НК-86-А по результатам замеров после выполнения полета обнаружено: повышение давления масла на входе $P_{м.вх} = 0,47$ МПа, повышение давления воздуха в средней опоре $P_{со.} = 0,15$ МПа при наборе высоты.

При доработке узла ТКУ двигателей НК-86 внедрена новая технология изготовления резиновых уплотнительных колец на пресс-форме с линией разъема под углом 45° . Ремонтные чертежи на детали ТКУ средней опоры ротора КВД изданы с учетом внесенных изменений.

Для устранения данного дефекта на авиационных двигателях, находящихся в эксплуатации, внедрены следующие мероприятия:

- производится постоянный контроль уровня масла в баке и давления масла за нагнетающим насосом [2];
- выполняются непрерывные замеры давления воздуха в средней опоре на МСРП-256 с использованием системы «Анализ-86». В случае, если замеренное давление не соответствует нормам ТУ, то подается диагностический сигнал, и проводятся работы согласно РТЭ;
- чтобы не допустить выключения двигателя в полете в РТЭ двигателя НК-86 внесены рекомендации экипажу по изменению режимов работы двигателя в случае повышения давления масла и появления запаха гари в салоне.

Дефекты маслосистемы турбины. В двигателях НК-8-2У были зафиксированы дефекты: «Повышенный расход масла через лабиринтное уплотнение задней опоры». Его причинами были: недостаточная затяжка фиксирующей гайки, как следствие; негерметичное соединение деталей на валу турбины низкого давления (ТНД), некомплектная постановка деталей лабиринтного уплотнения, коробление вставок кромки лабиринта задней опоры, разрыв прокладок под крышкой лабиринта задней опоры, увеличенные зазоры по лабиринтным уплотнениям, недостаточная величина перекрытия гребешков лабиринтного уплотнения.

«Волосовидная стружка в маслосистеме двигателя». Причина: гребешки вала ТНД касались вставок кромки лабиринта задней опоры, технологическая стружка между экран-лабиринтом и торцом вала ТНД.

Мероприятия по устранению этих дефектов – уточнение технологий сборки, ремонта и конструктивного выполнения деталей. Для серийных двигателей и ремонта внедрены следующие мероприятия: уменьшен зазор в демпфере задней опоры с $(0,24...0,40) \cdot 10^{-3}$ до $(0,16...0,31) \cdot 10^{-3}$ м; увеличен радиальный зазор между гребешками вала и вставками с $(0,15...0,21) \cdot 10^{-3}$ до $(0,18...0,25) \cdot 10^{-3}$ м; производится осмотр гребешков и впадин вала

ТНД через лупу с 4-кратным увеличением на отсутствие заусенцев и острых кромок, при необходимости осуществляется их полировка [2].

При эксплуатации двигателей НК-8-2У рекомендуется проведение следующих мероприятий:

- промывка маслосистемы с последующей заменой масла при обнаружении стружки на СНС-25р;
- ориентированная по полярности питания установка пакета СНС-25р.

Мероприятия для эксплуатации внесены в РТЭ, согласно которому после каждого полета производится оценка часового расхода масла и осмотр двигателя на отсутствие обмасливания [2].

В маслосистеме турбины двигателя НК-86 зафиксирован дефект «Повышенный расход масла через уплотнение задней опоры». Его причины: негерметичность вала ТНД; недостаточное усилие поджатия уплотнительных колец ТВД и ТНД; несоблюдение требований технической документации при изготовлении и сборке; раскрытие уплотнительных колец.

Для устранения дефекта были выполнены мероприятия по двум направлениям. Первое направление – улучшение герметизации вала ТНД. Для этого был изменен момент затяжки гайки вала ТНД с 500 ± 200 до $500+200$ Нм, произведена герметизация резьбового соединения гайки и вала ТНД силиконовой эмалью, гайка вала ТНД выполнена с маслосбрасывающими отверстиями.

Второе направление – увеличение усилия поджатия уплотнительных колец. Для этого был увеличен объем камеры осевого поджатия за счет увеличения ее высоты на $0,5 \cdot 10^{-3}$ м, уменьшены зазоры R2 и R3 (см. рис. 4) с $1,5+0,15 \cdot 10^{-3}$ м до $1,35+0,15 \cdot 10^{-3}$ м.

Кроме того, с 1980 г. в заднюю опору монтируется графитовое кольцо с 2-мя уплотняющими поясками двухстороннего действия, а также изменен диаметр трубки суфлирования [2].

Одними из актуальных являются вопросы расчета и проектирования систем смазывания и особенностей течения смазки в подшипниках [4]. Также весьма актуальна проблема утечек масла и создания высокоэффективных уплотнений, способных работать при высоких скоростях вращения и повышенном давлении. Следовательно, существующие уплотнения необходимо усовершенствовать или разрабатывать новые для улучшения характеристик двигателей.

Следует отметить, что уплотнения с газовой смазкой исследовались и успешно развивались в нашей стране. В турбине каскада низкого давления двигателя Д-18Т, созданном для сверхтяжёлых транспортных самолётов: Ан-124, «Руслан» и Ан-125 «Мрия» – установлено радиально-торцовое контактное уплотнение (РТКУ). Данное уплотнение двухстороннего действия (двухступенчатое) включает разрезное графитовое кольцо, которое контактирует с торцами двух вращающихся втулок [5].

Газодинамический эффект в уплотнительных зазорах обеспечивается за счёт наличия камер Рэлея, выполненных на вращающихся втулках. Подвод газа к первой ступени уплотнения осуществляется по специально выполненным каналам в кольце. После чего газ попадает в полость между графитовыми кольцами и далее поступает ко второй ступени уплотнения.

Совершенствование показателей традиционно применяемых ТКУ и РТКУ весьма проблематично. Одним из вариантов решения проблемы является замена контактных уплотнений на торцовые уплотнения с газовой смазкой [5].

Принцип работы ТГДУ: в паре трения генерируется тонкий слой газовой смазки. Низкая вязкость газов, используемых в качестве уплотняемой среды, вынуждает иметь механизм для выработки значительного газодинамического давления, с помощью которого достигалось бы разделение рабочих поверхностей для предотвращения непосредственного механического контакта во время работы. Кроме того, слой газа, находящийся в уплотнительном зазоре, должен обладать необходимой жёсткостью, чтобы уплотнение работало устойчиво при кратковременных изменениях внешней нагрузки и других случайных возмущениях. На рис. 6 показана схема ТГДУ. Она состоит из следующих основных элементов: вращающегося диска, на котором выполнены газодинамические камеры (в данном случае спиральные канавки); аксиально-подвижного графитового уплотнительного кольца; упругого элемента; вторичных уплотнений. Вращающийся диск установлен на вал, а аксиально-подвижное уплотнительное кольцо устанавливается в корпус. Газодинамические камеры сообщаются с полостью высокого давления и при вращении вала создают необходимое избыточное давление в зазоре.



Рисунок 6 – Схема ТГДУ

Особенность работы уплотнений рассматриваемого типа состоит в способности автоматически обеспечивать некоторую расчётную величину зазора. На рис. 7 представлен график зависимости силы от величины зазора. На аксиально-подвижное кольцо действует в осевом направлении, с одной стороны, нагружающая сила – W_n , а с другой – сила, равная равнодействующей от распределённого давления в уплотнительном зазоре.

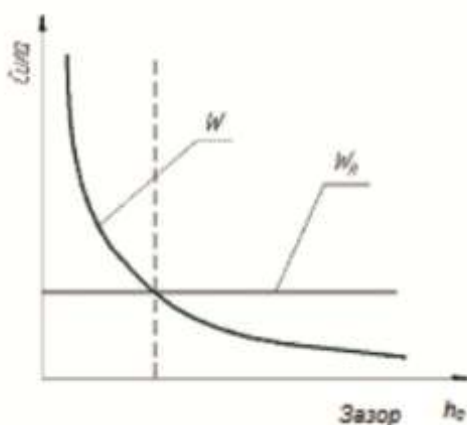


Рисунок 7 – Зависимость силы от величины зазора

Эту последнюю силу в дальнейшем будем определять как несущую способность – W . При расчётном значении зазора h_0 эти две силы будут взаимно уравновешиваться. В случае уменьшения зазора, вызванного воздействием случайных внешних факторов, резко

увеличится несущая способность, графитовое уплотнительное кольцо отодвинется, что приведёт к восстановлению зазора до первоначальной величины. Обратная картина будет наблюдаться при увеличении зазора. Таким образом, реализуется принцип автоматического регулирования

Выполненное обобщение опыта доводки роторных уплотнений авиационных ГТД по повышению их герметичности позволило сделать следующий вывод. Регулярное проявление дефекта «Повышенный расход масла» в настоящее время устранено. Единичные случаи возникновения этого дефекта обусловлены отклонениями от требований ТУ и РТЭ, возможными погрешностями при изготовлении и сборке деталей двигателей, а также элементами роторных уплотнений. Перспективным является внедрение торцевых уплотнений с газовой смазкой.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Понькин В. Н.* Доводка по герметичности роторных уплотнений системы смазывания авиационных ГТД / В. Н. Понькин, Л. В. Горюнов, В. В. Такмовцев // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. – № 2. – 2013. – С 47–51.
2. *Ерзиков А. М.* Повышение надежности силовых установок для наземного применения / А. М. Ерзиков, В. В. Такмовцев, Н. А. Ильюшкин // Евразийское Научное Объединение. – 2016. – Т. 1. № 3 (15). С. 48–50.
3. *Понькин В. Н.* Доводка по надежности агрегатных подшипников авиационных ГТД / Понькин В. Н., Такмовцев В. В., Ерзиков А. М., Ильюшкин Н. А. // Сборник докладов Всероссийской научно-практической конференции с международным участием. 2016. – С. 156–161.
4. *Горюнов Л. В.* Особенности течения смазки в радиальных подшипниках скольжения / Л. В. Горюнов, В. В. Такмовцев, Ю. В. Терещенко, Д. В. Игнатьев, А. М. Ерзиков // Изв. Вузов. Авиационная техника. – 2007. – № 1. – С. 73–75.
5. *Бондарчук П. В.* Конструкция перспективного торцевого газодинамического уплотнения опоры авиационного двигателя / П. В. Бондарчук, С. В. Фалалеев. Вестник СГАУ. – № 2, 2011, С. 150–157.

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОПЕРЕЧНОЙ СИСТЕМОЙ ОБРАЗОВАНИЯ ЗОНЫ ОБРАТНЫХ ТОКОВ

Исаев А. И., декан ФЭЛА, д.т.н., профессор;
Скоробогатов С. В., аспирант
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Для обеспечения процесса горения топливно-воздушной среды необходимо создание условий формирования в камере сгорания зоны обратных токов и зоны смешения, в которой возможно эффективное смешение продуктов горения и воздуха.

Процессы смешения топливно-воздушной смеси играют особо важную роль в зонах горения. Качественное смешение топлива с воздухом в области горения возможно лишь при обеспечении требуемых скоростей потока в зоне горения, что также оказывает влияние на эмиссию вредных веществ в атмосферу и создание равномерного поля температур на выходе из камеры сгорания.

В этой связи, на этапе проектирования камеры сгорания, крайне важное значение имеют исследования формирования структуры течения в зависимости от геометрических характеристик камеры.

Ключевые слова: авиационный двигатель, камера сгорания, зона обратных токов, завихритель, уголкового стабилизатор.

ВВЕДЕНИЕ

Проводя исследования течения в камерах сгорания, необходимо учитывать специфику конструктивного исполнения камеры сгорания как элемента силовой установки в целом. При выходе из компрессора, поток имеет высокую осевую скорость, которая превышает допустимую скорость горения, ограниченную скоростью распространения пламени [1]. Так, при организации течения с помощью завихрителей имеет место продольная закрутка потока, и его скорость принимает радиальную и окружную составляющие, уменьшая тем самым осевую, вплоть до образования зоны обратных токов (рис. 1). Однако при таком подходе, зоны обратных токов составляют довольно большую протяженность, что влечет за собой увеличение длины всей камеры сгорания и двигателя. Кроме того, при формировании структуры течения за завихрителем стенки канала могут иметь прямую кольцевую форму, что сильно упрощает процесс изготовления модели.

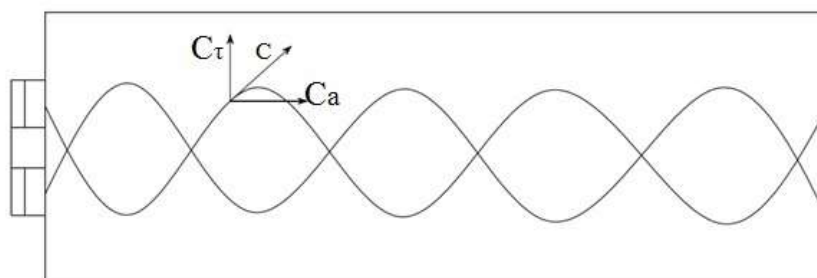


Рисунок 1 – Закрутка потока с помощью завихрителя

При переходе от продольной организации потока к поперечному за счёт использования уголкового стабилизатора пламени, при обтекании которого поток воздуха образует две крупные вихревые структуры внутри камеры, обеспечивая тем самым зоны обратного течения и, как следствие, условия для образования топливовоздушной смеси и горения (рис. 2). Закрутка потока в поперечном направлении позволяет сократить протяженность

камеры сгорания и, как следствие, уменьшить массу силовой установки. Кроме того, данная конструкция камеры сгорания допускает использование сплошного фронтального устройства кольцевой формы.

1 СПЕЦИФИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПОТОКА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

Наличие уголкового стабилизатора в конструкции предъявляет определённые требования к геометрической форме проточной части, заключающиеся, прежде всего, в предотвращении поджатия потока в области между стенкой и стабилизатором, а так же в обеспечении сонаправленности потоков из области внешнего обтекания уголкового стабилизатора и из области зоны обратных токов. Данная сонаправленность обеспечивает интенсивность эжекции и интенсивность течения в зоне обратных токов (рис. 3).

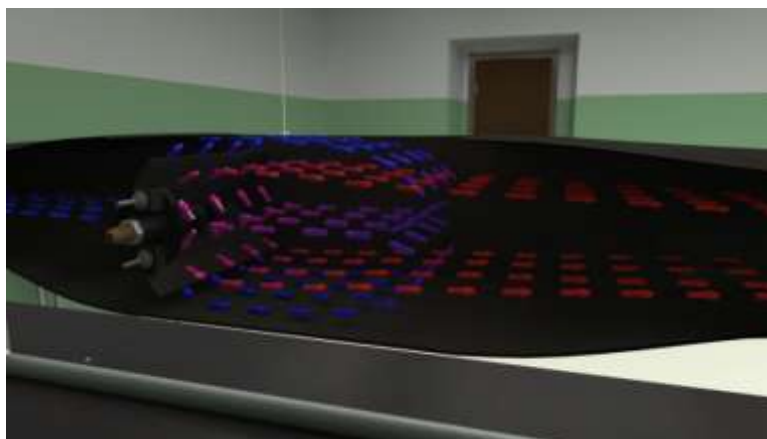


Рисунок 2 – Структура течения за уголковым стабилизатором пламени

Это влечет за собой необходимость в придании стенкам канала камеры сложных криволинейных форм, за счёт чего значительно усложняется процесс изготовления исследуемых моделей.



Рисунок 3 – Поджатие потока уголковым стабилизатором

Существует ряд способов экспериментального исследования структуры потока в камерах сгорания авиационных ГТД. К ним относятся:

- натурные испытания [2];
- испытания на специальных установках или стендах с использованием в качестве рабочего тела – воздуха, визуализируемого дымовым, паровым и теневым способами [2];
- испытания на специальных установках или стендах с использованием в качестве рабочего тела жидкости, окрашенной различными красителями [2].

Так как проведение натуральных экспериментов связано с большими материальными затратами, а воздух является неудобным рабочим телом в силу высокой прозрачности и малой плотности, то в качестве базового способа проведения экспериментальных исследований выбран метод с использованием в качестве рабочего тела воды.

Проведение экспериментов осуществлялась с применением лабораторной установки «гидробассейн» (рис. 4). В качестве подкрашивающей жидкости использовались чернила. Эксперимент фиксировался на видеоаппаратуру.

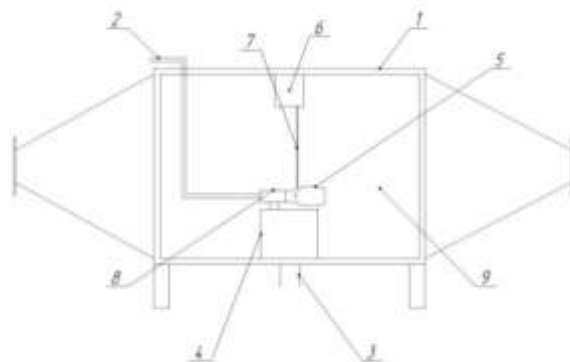


Рисунок 4 – гидробассейн: 1 – корпус гидробассейна; 2 – канал подвода воды к модели исследуемой камеры; 3 – канал слива воды; 4 – короб; 5 – модель исследуемой камеры; 6 – емкость с подкрашивающей жидкостью; 7 – трубопровод для подачи подкрашивающей жидкости; 8 – раструб для подачи воды в камеру; 9 – смотровое окно

В качестве объектов исследования выступали модели, изготовленные с применением 3D печати по трехмерным компьютерным моделям (рис. 5).

Модель камеры сгорания имела следующие характеристики:

- длина камеры 408 мм;
- длина диффузора 150 мм;
- угол раствора стабилизатора варьировался от 30 до 60 градусов.

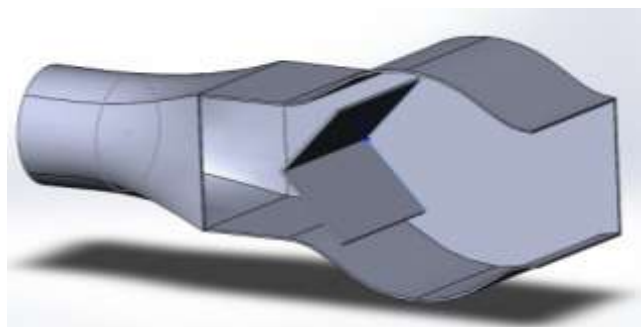


Рисунок 5 – Трехмерная модель для печати

В ходе исследований стояла задача: оценить степень влияния геометрии стенок, формирующих объём камеры сгорания на структуру течения за уголковым стабилизатором.

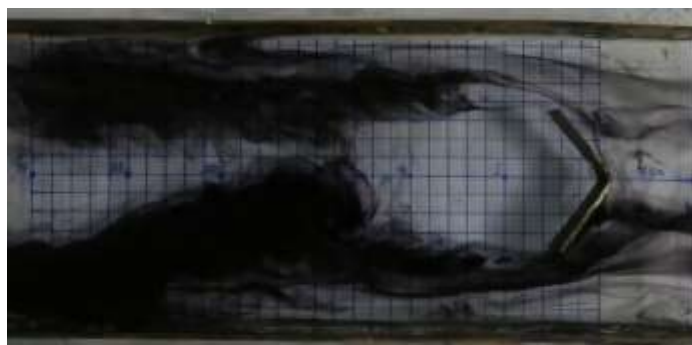


Рисунок 6 – Структура потока за уголковым стабилизаторов в прямом канале



Рисунок 7 – Структура потока за уголковым стабилизатором в канале с криволинейными поверхностями

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ картины течения, представленной на рис. 6 и рис. 7 позволяет сделать вывод о том, что форма поверхностей канала, используемых в завихрителях, не подходит для уголкового стабилизатора. За счет поджатия потока, его ускорения и изменения вектора скорости, невозможно достичь сочетаемости потоков из области внешнего обтекания и из зон обратных токов. В результате чего, в последней не происходит формирование развитой структуры потока, что скажется при образовании топливовоздушной смеси и горении. По представленным зависимостям можно сделать вывод, что протяжённость зоны обратных токов уменьшается на 30%.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Старцев Н. И.* Конструкция и проектирование камеры сгорания / Н. И. Старцев. – Самара: Изд-во СГАУ, 2007. – 120 с.
2. *Шенк Х.* Теория инженерного эксперимента / Х. Шенк. – М.: Мир, 1972. – 381 с.
3. *Кобельков В. Н.* Термодинамика и теплопередача / В. Н. Кобельков, В. Д. Улас, Р. М. Федоров. – М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2004. – 322 с.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ОБЪЕМА ЦИРКУЛЯЦИОННЫХ ЗОН В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Исаев А. И., декан ФЭЛА, д.т.н., профессор;
Сафарбаков А. М., доцент кафедры ЛА и Д, к.т.н., доцент;
Майрович Ю. И., старший преподаватель ЛА и Д
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Импульсная камера сгорания состоит из: фронтального устройства, выполненного в виде обратного клапана; цилиндрической части, обеспечивающей объем, в котором осуществляются процессы смешения топлива с воздухом и происходит процесс горения; газосборного устройства, обеспечивающего дросселирование потока; периферийного завихрителя потока. При проектировании импульсной камеры сгорания одной из важнейших целей является – создание объемной циркуляционной зоны, поскольку она оказывают большое значение на организацию процесса горения. Наличие циркуляционных зон в объеме импульсной камеры сгорания определяет эффективность процесса смесеобразования, что, в свою очередь, влияет на величину импульса тяги и количество выбросов NOX, CO и других вредных соединений. Поэтому важно знать структуру потока в камере сгорания. На неё оказывают влияние: завихритель потока, диаметр камеры сгорания ДКС, диаметр выходного сечения газосборного устройства камеры сгорания ДС. Одним из эффективных способов управления структурой потока является использование завихрителей потока. В импульсной камере сгорания управляющим воздействием на размер циркуляционных зон являются периферийный завихритель потока. Варьируя вышеперечисленными факторами, необходимо провести гидродинамические исследования на экспериментальной установке «Гидробассейн». Объем экспериментальных исследований и достоверность полученных результатов напрямую зависят от методики проведения эксперимента.

Ключевые слова: завихритель, импульсная камера сгорания, фронтальное устройство, циркуляционная зона, методы исследования, гидробассейн, теория подобия.

ВВЕДЕНИЕ

Задачу по исследованию структуры потока в момент заполнения ИКС топливовоздушной смесью можно решить как аналитическими методами с использованием современных программных продуктов, так и экспериментальными методами. Очень часто исследователи сначала решают поставленную задачу аналитическими методами, а потом проверяют решение, моделируя исследуемое явление на экспериментальной установке [1, 2, 3].

Так как течение потока в ИКС очень сложное, то смоделировать его можно на натурной установке с применением метода газо-гидроаналогий.

1 ВЫБОР МЕТОДА ИССЛЕДОВАНИЯ

Существует ряд способов экспериментального исследования по проблеме образования циркуляционных зон в камерах сгорания авиационных ГТД.

К ним относятся:

- натурные испытания [1, 2, 3];
- испытания на специальных установках или стендах с использованием в качестве рабочего тела (РТ) – воздуха, визуализируемого дымовым, паровым, теневым и другими способами [1, 2, 3];
- испытания на специальных установках или стендах с использованием в качестве РТ жидкости, окрашенной различными красителями [1, 2, 3];
- комбинированные способы испытаний [1, 2, 3].

В качестве базового способа проведения экспериментальных исследований по проблеме образования циркуляционных течений в импульсной камере сгорания был выбран метод с использованием в качестве рабочего тела жидкости, окрашенной различными красителями. Для проведения экспериментов была разработана и построена специальная установка «Гидробассейн» и вспомогательное оборудование.

2 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА «ГИДРОБАССЕЙН»

Экспериментальная установка «Гидробассейн» представляет собой водяную емкость, выполненную в виде куба (рис. 1). Две противоположные стороны этой емкости выполнены из органического стекла. К гидробассейну подведены трубопроводы для наполнения и слива воды и отдельный водоподводящий патрубков для инициализации течения в водяной среде.



Рисунок 1 – Экспериментальная установка «Гидробассейн»

Для проведения экспериментальных исследований гидробассейн наполняется водой. В него помещается исследуемый объект, и задается его обтекание водяным потоком. Через стеклянные стенки осуществляется наблюдение за течением.

Применительно к исследованию течений в камере сгорания в гидробассейн помещается её натурная модель, и внутри камеры, при помощи водоподводящего патрубка, задается расход воды. Возникающие течения внутри модели подвергаются исследованиям.

Визуализация течений в модели камеры сгорания осуществляется при помощи подкрашенной жидкости, вводимой в области течений медицинской иглой.

3 ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЙ В ГИДРОБАССЕЙНЕ

В качестве объекта исследования использовалась модель импульсной камеры сгорания трубчатого типа с сужающимся реактивным соплом, со следующими геометрическими характеристиками (рис. 2):

ЛКС – длина камеры сгорания от среза лопаток завихрителя до среза сопла;

ДКС – диаметр камеры сгорания;

ДС – диаметр среза сопла камеры сгорания;

ДЭКВ – диаметр тарельчатого клапана во фронтном устройстве камеры сгорания.

Для осуществления визуализации течений все элементы камеры сгорания, кроме обратного клапана, выполнены из органического стекла. Фронтное устройство было изготовлено из металла.

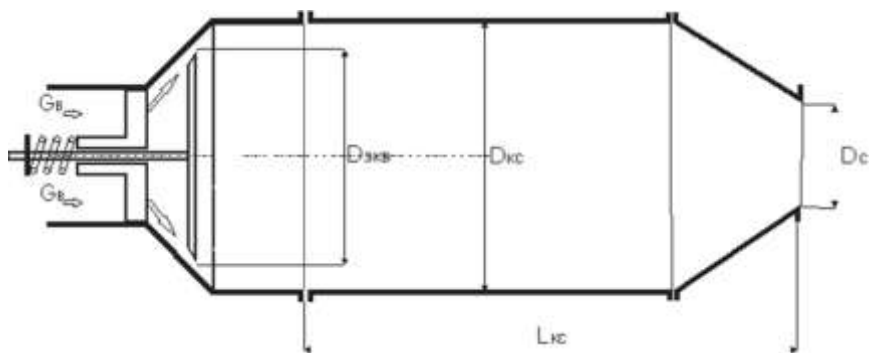


Рисунок 2 – Модель камеры сгорания

В процессе проведения эксперимента визуализировались и фиксировались объемы циркуляционных зон, возникающих в камере сгорания.

Для соблюдения условий подобия все линейные размеры фронтального устройства и импульсной КС выражены в относительных величинах. За характерный линейный размер принята величина $D_{ЭКВ} = 56$ мм, равная диаметру тарелки обратного клапана:

$$\bar{L}_{КС} = \frac{L_{КС}}{D_{ЭКВ}} - \text{относительная длина камеры сгорания};$$

$$\bar{D}_{КС} = \frac{D_{КС}}{D_{ЭКВ}} - \text{относительный диаметр камеры сгорания};$$

$$\bar{r} = \frac{R_{КС}}{D_{ЭКВ}} - \text{относительный радиус камеры сгорания};$$

$$\bar{D}_с = \frac{D_с}{D_{ЭКВ}} - \text{относительный диаметр выходного сечения сопла камеры сгорания}.$$

4 МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

В работах [1, 2, 3] доказано, что для получения достоверных результатов по экспериментальным исследованиям и обработке их результатов, необходимо удовлетворить:

- требования теории подобия;
- требования к методике проведения эксперимента;
- требования обработки результатов эксперимента.

5 ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОДОБИЯ ТЕЧЕНИЯ ПОТОКА В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

В работе исследуются циркуляционные течения в импульсной камере сгорания. Воздух в определенном смысле является неудобным рабочим телом (РТ) в силу высокой прозрачности и малой плотности. Кроме этого, натурный эксперимент требует значительных материальных затрат. По указанным причинам исследования течения в ИКС проводятся на моделях с использованием метода газо-гидроаналогий (МГА) [1, 2, 3, 4], где РТ является вода.

В области гидро-газодинамики есть настолько сложные задачи, что они пока не могут быть решены теоретически с достаточной точностью. Поэтому, для надежности инженерных решений, производят эксперименты на моделях, воспроизводящих натурный объект в уменьшенном масштабе. Главное достоинство такого метода – возможность многократного воспроизведения сложных явлений в лабораторных условиях.

Переход от реальной ИКС к её модели, потребовал обеспечения газо- и гидродинамического подобия течений, согласно которому необходимо удовлетворить следующему ряду условий [5]:

- 1 Геометрическому подобию.
- 2 Кинематическому подобию.
- 3 Динамическому подобию.

Первое условие реализовано при изготовлении экспериментальных моделей

$$\frac{l_{м1}}{l_{н1}} = \frac{l_{м2}}{l_{н2}} = \dots = k_l,$$

где l_m – характерный геометрический размер модели; l_n – характерный геометрический размер натурального объекта; k_l – масштаб линейного подобия.

Геометрическое подобие показывает: во сколько раз размеры натурального объекта больше или меньше размеров модели.

Второе условие построено на подобии полей скоростей и геометрическом подобии линий тока во всей области рассматриваемого течения

$$\frac{c_{м1}}{c_{н1}} = \frac{c_{м2}}{c_{н2}} = \dots = k_c.$$

где c_m – рассматриваемая скорость в характерной точке у модельного объекта; c_n – рассматриваемая скорость в характерной точке у натурального объекта; k_c – масштаб кинематического подобия.

Кинематическое подобие показывает: как соотносятся скорости среды и линии тока в модели и в натурном объекте.

Третье условие построено на соблюдении равенства отношений векторов сил в сходственных точках в сходственные моменты времени

$$\frac{\vec{P}_{м1}}{\vec{P}_{н1}} = \frac{\vec{P}_{м2}}{\vec{P}_{н2}} = \dots = k_p.$$

где \vec{P}_m – давление среды в характерной точке у модели; \vec{P}_n – давление среды в характерной точке у натурального объекта; k_p – масштаб динамического подобия.

Кинематический масштаб моделирования находится из условия динамического подобия, так как скорость потока, в основном, определяет величину собственных сил, действующих на модель. Динамическое подобие выполняется, если у природы и модели одинаковые безразмерные параметры: число Рейнольдса Re , число Фруда Fr , число Эйлера Eu , число Струхалия Sh [5]. Однако в одной среде обеспечить полное подобие модели и природы практически невозможно из-за несовместимости чисел Re и Fr [5]. Для обеспечения равенства чисел Fr скорость для испытания модели необходимо увеличивать. Используя другую среду, можно добиться равенства этих критериев. Поэтому из-за несовместимости чисел Fr и Re , рассматривается влияние лишь одной среды, т. е. моделирование осуществляется по одному выбранному критерию. В перечисленных условиях определяющим становится критерий Рейнольдса Re [3, 5]. Для известных натуральных объектов (реальных камер сгорания) действительные числа $Re_{кр}$, определяемые для воды по гидравлическому диаметру входа в камеру сгорания $Dэ$, составляют $Re_{кр} \approx 105$ [3, 5]. Тогда, при изготовлении модели КС для обеспечения подобия по числу Re , достаточно выполнить условие $Re > Re_{кр}$. Число Re , определенное для модели $Re_{мод} = 2780678$, т. е. $Re_{мод} \gg Re_{кр}$. Таким образом, течение в канале реальной камеры сгорания авиационного

ГТД и в канале модели камеры сгорания можно считать подобными по числу Рейнольдса, т. е., эксперимент проводится в автомодельной области по Re .

6 МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ

Эксперимент по выявлению влияния перечисленных выше геометрических параметров на объем циркуляционных зон в камере сгорания проводился в следующей последовательности.

Через фронтное устройство модели КС с фиксированными значениями $\bar{D}_{КС}$, $\bar{L}_{КС}$, $\bar{D}_С$, задавался определенный расход воды G_B . В результате этого в модели импульсной КС возникали циркуляционные течения, которые фиксировались фотоаппаратом и видеокамерой. Циркуляционные зоны определялись при помощи подкрашенной жидкости, вводимой в зоны течения с помощью медицинской иглы.

Экспериментальные исследования для получения количественной картины течения в виде зависимостей $S_{зот} = f(D_{КС}, L_{КС}, D_C)$ проводились аналогично изложенному выше. Отличие заключается в том, что в процессе проведения эксперимента определялось численное значение площади циркуляционной зоны в камере сгорания. Для вычисления площадей циркуляционных зон $S_{зот}$ необходимо знать расстояние от осевой линии камеры сгорания до границы циркуляционной зоны по радиусу. Это расстояние можно получить при помощи медицинской иглы, через которую подается подкрашенная жидкость. Такая игла опускается микрометрическим винтом в пространство модели камеры сгорания (рис. 3). Фиксируя границу циркуляционной зоны, определялось расстояние до осевой линии камеры сгорания. Зная это расстояние и длину камеры сгорания, можно вычислить площадь и объем турбулентного течения.



Рисунок 3 – Микрометрический винт с медицинской иглой

Замеры по определению расстояний от осевой линии камеры сгорания до границы циркуляционного течения проводились через расстояние $\bar{L} = 0.54$. Нулевое значение координаты отсчета находилось под срезом седла обратного клапана. Площадь циркуляционных зон оценивалась в процентах от общей площади КС.

7 ДОСТОВЕРНОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

Во время проведения эксперимента по замеру высоты циркуляционных зон по диаметру и длине камеры сгорания осуществлялся набор массивов числовых значений, которые заносились в протокол испытаний. По результатам протокола испытаний осуществлялась обработка результатов измерений [6, 7, 8].

Основные положения методов обработки результатов прямых измерений с многократными наблюдениями определены в ГОСТ 8.207-76 [9].

При статистической обработке групп результатов наблюдений следует выполнять следующие операции:

1. Исключить из каждого наблюдения известную систематическую погрешность и получить исправленный результат отдельного наблюдения x .

2. Вычислить среднее арифметическое исправленных результатов наблюдений, принимаемое за результат измерения

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}.$$

3. Вычислить оценку S_x среднего квадратического отклонения группы наблюдений:

$$S_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{(n-1)}}.$$

4. Проверить наличие грубых промахов. Так как число экспериментов для замера одной точки равнялось 15, то проверить массив числовых значений на выбросы можно по критерию Романовского.

При этом вычисляется отношение

$$\frac{|\bar{x} - x_i|}{S_x} = b,$$

и сравнивается с критерием b_t , выбранным по таблице значений критерия Романовского. Если $b > b_t$, то результат x_i считается промахом и отбрасывается.

5. Вычислить оценку СКО $S(\bar{x})$ результата измерения (среднего арифметического):

$$S(\bar{x}) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n(n-1)}}.$$

6. Проверить гипотезу о нормальности распределения результатов наблюдений.

Существуют различные приближенные методы проверки нормальности распределения результатов наблюдений. Некоторые из них приведены в ГОСТ 8.207-76. При числе наблюдений меньше 15 в соответствии с этим ГОСТ принадлежность их к нормальному распределению не проверяют. Доверительные границы случайной погрешности определяют лишь в том случае, если заранее известно, что результаты наблюдений принадлежат этому распределению. Приблизительно о характере распределения можно судить, построив гистограмму результатов наблюдений.

7. Вычислить доверительные границы ε случайной погрешности (случайной составляющей погрешности) результата измерения:

$$\varepsilon = t_q S(\bar{x}),$$

где t_q – коэффициент Стьюдента, зависящий от числа наблюдений и доверительной вероятности. Например, при $n = 15$, $P = 0,95$, $t_q = 2,16$. Значения этого коэффициента приведены в приложении к указанному стандарту.

Если значение измеряемой величины не входит в доверительные границы ε с вероятностью $P=0.95$, то необходимо снова произвести измерения предварительно устранив систематические, методические и случайные погрешности.

8. Записать результат измерений в виде

$$\bar{x} \pm \varepsilon,$$

где \bar{x} – результат измерения.

После статистической обработки результатов эксперимента определялась площадь циркуляционной зоны за тарелкой обратного клапана.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Бондарев Е. Н.* Аэрогидромеханика: Учебник для студентов высших технических учебных заведений / Е. Н. Бондарев, В. Т. Дубасов, Ю. А. Рыжов и др. – М.: Машиностроение, 1993.
2. *Седов Л. И.* Методы подобия и размерности в механике / Седов Л. И. – М.: Наука, 1977.
3. *Шенк Х.* Теория инженерного эксперимента / Х. Шенк. – М.: Мир, 1972. – 381 с.
4. *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа / Л. Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1973.
5. *Нечаев Ю. Н.* и др. Теория авиационных двигателей. – М.: Воениздат, 1990.
6. *Гутер Р. С.* Элементы численного анализа и математической обработки результатов опыта / Р. С. Гутер, Б. В. Овчинский. – М.: Наука, 1969.
7. *Сигов А. С.* Метрология, стандартизация и технические измерения. Учебник / А. С. Сигов, В. И. Нефедов. – М.: Высшая школа, 2008.
8. *Радкевич Р. Я.* Метрология, стандартизация и сертификация. Учебник / Р. Я. Радкевич, А. Г. Схиртладзе, Б. И. Лактионов. – М.: Высшая школа, 2008.
9. ГОСТ 8.207-76. Государственная система обеспечения единства измерений. Прямые измерения с многократными наблюдениями. Методы обработки результатов наблюдений. Основные положения.

УДК 629.7.036

ОЦЕНКА РАСХОДНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАСЛОПРОВОДА ПРИ ВНУТРИРОТОРНОМ ПОДВОДЕ МАСЛА К МЕЖВАЛЬНОМУ ПОДШИПНИКУ АВИАЦИОННОГО ГТД

Ходецкий С. А., заведующий кафедрой ЛА и Д, к.т.н., доцент;
Караваев Ю. А., доцент кафедры ЛА и Д, к.т.н., доцент
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Значительное число досрочных съёмов авиадвигателей с эксплуатации связано с отказами межвальных подшипников. Возможными причинами таких отказов являются нарушения условий их смазки и охлаждения. В статье рассмотрены особенности организации подвода масла к межвальному подшипнику двигателя Д-30КП и выполнена оценка их негативного влияния на расходные характеристики маслопровода.

При работе ТРДД, вследствие неуравновешенности ротора, его вал совершает изгибные колебания. В этом случае маслопровод, размещенный внутри вала двигателя, также будет совершать изгибные колебания. При этом движение масла в маслопроводе окажется сложным. Частицы масла, перемещаясь относительно маслопровода вдоль его продольной оси, одновременно будут совершать переносное движение вместе с маслопроводом в плоскости, перпендикулярной этой оси.

Переносное движение маслопровода обусловит появление дополнительных сил, действующих на поток масла в плоскости, перпендикулярной основному направлению движения масла. Под влиянием этих сил ламинарный режим течения масла в маслопроводе может перейти в турбулентный. В результате этого гидравлические потери возрастут, что может стать одной из причин снижения расхода масла через маслопровод.

Ключевые слова: авиационный двигатель, межвальный подшипник, система смазки авиационного ГТД, параметры масляной системы ГТД.

На авиационных двухконтурных ГТД, с целью уменьшения прогиба вала ротора низкого давления, достаточно часто устанавливают межвальные подшипники. Размещение межвального подшипника между валами ротора высокого и низкого давления требует

решения специфической задачи по обеспечению его работоспособности путем рационального подвода масла из системы смазки двигателя.

Система смазки авиационного двигателя предназначена для подачи требуемого количества масла к трущимся парам во всех возможных эксплуатационных условиях с целью уменьшения трения и износа трущихся поверхностей, отвода тепла и удаления твердых частиц, образующихся в результате разложения масла.

Кроме этого, система смазки выдает информацию о возникновении дефектов на поверхности трущихся элементов. В настоящее время в авиационных ГТД используются циркуляционные системы смазки. Пример циркуляционной системы смазки для двигателя Д-30КП приведен на рис. 1.

Как показывает статистика, на масляную систему данного двигателя приходится от 18 до 35% неисправностей, сопровождающихся досрочным съемом двигателей с эксплуатации. Причем из этого числа неисправностей масляной системы на долю межвального роликоподшипника приходится от 45 % до 81 % случаев [Караваев, 2014, с. 51].

Причиной наличия большого количества дефектов межвального роликоподшипника являются особенности конструктивного исполнения, нарушение смазки и охлаждения, а также особенности его нагружения.

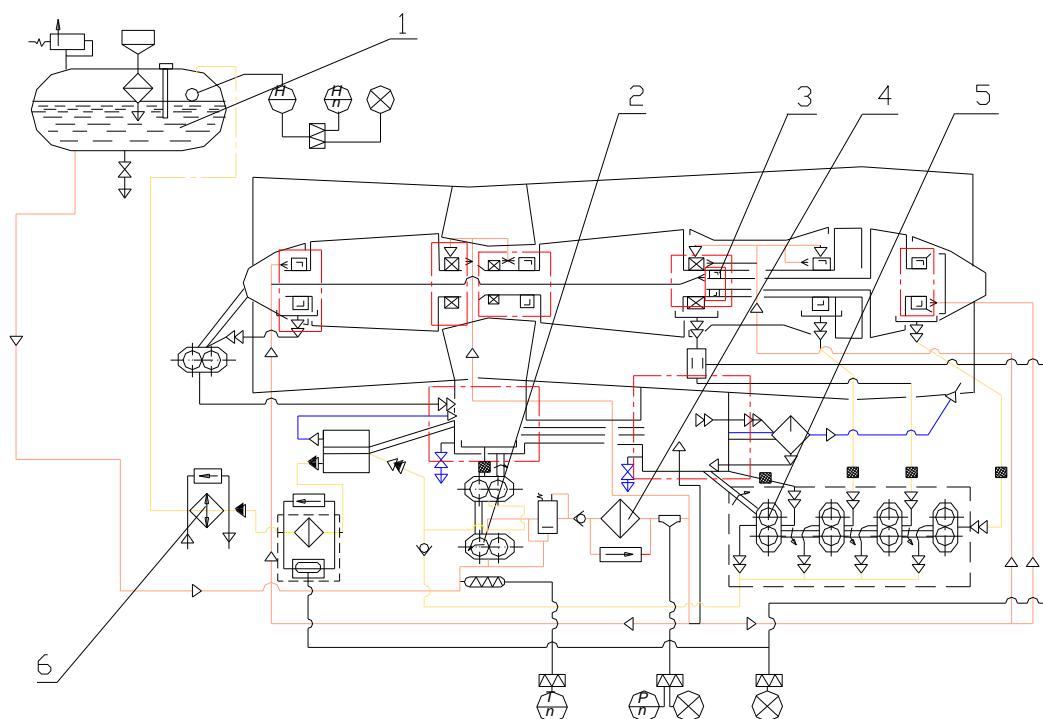


Рисунок 1 – Принципиальная схема системы смазки двигателя: 1 – масляный бак; 2 – нагнетающая ступень маслонасоса; 3 – межвальный подшипник; 4 – фильтр; 5 – блок откачивающих насосов; 6 – топливо-масляный радиатор

ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ ПОДВОДА МАСЛА К МЕЖВАЛЬНОМУ ПОДШИПНИКУ ДВИГАТЕЛЯ Д-30КП

В качестве конструктивной особенности следует отметить то, что подвод масла к межвальному подшипнику 3, рис. 2, осуществляется по длинному маслопроводу, размещенному внутри ротора низкого давления.

Маслопровод размещен внутри трубы, проходящей в центральной части ротора, и испытывает тот же уровень вибрации, что и основные элементы ротора. Основными источниками вибраций являются вращающиеся роторы ГТД, при этом уровень вибрации для тяжелых самолетов в районе опор двигателя может достигать по виброскорости $V_{\text{вибр}} = 60 \dots 90$ мм/с, а по коэффициенту виброперегрузки $K_j = 4 \dots 5$ [Лозицкой, 1988, с. 201, с. 202].

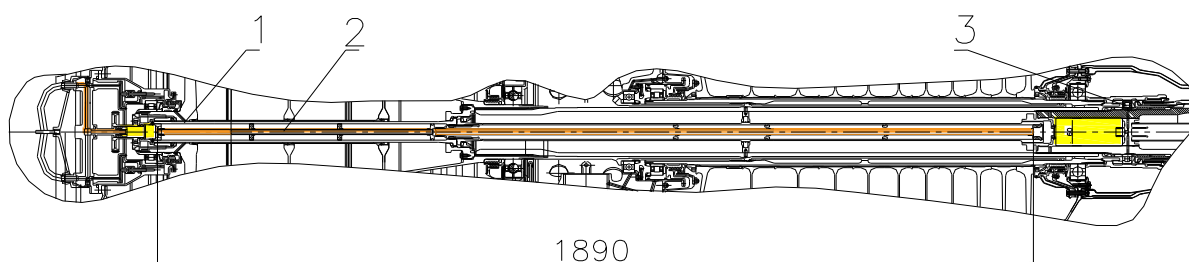


Рисунок 2 – Размещение маслопровода внутри ротора: 1 – труба; 2 – маслопровод; 3 – межвальный подшипник

Величина скорости потока масла в маслопроводе выбирается из условия обеспечения ламинарного режима течения и не должна превышать $0,5 \dots 1,5$ м/с [Штода, 1970, с. 148]. 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.

К числу других негативных факторов следует отнести особенности конструктивного исполнения маслопровода. Так, маслопровод подвода масла к межвальному подшипнику состоит из двух частей: не вращающаяся часть и вращающаяся трубка подвода масла к межвальному подшипнику, соединенные между собой маслоуплотнительной втулкой. В сборочном узле (не вращающаяся часть, вращающаяся трубка, маслоуплотнительная втулка) после сборки образуется канал с резким изменением площади поперечного сечения, что увеличивает гидравлическое сопротивление магистрали.

Результаты экспериментальных исследований, выполненные в работе [Караваев, 2015, с. 49] с использованием теории гидродинамического подобия течений показали, что существует протяженная по всей длине маслоуплотнительной втулки зона образования вихрей. Зависимость площади зоны образования вихрей S от соотношения каналов выхода и входа маслоуплотнительной втулки \bar{d} представлена на рис. 3. Штриховой линией показана ожидаемая площадь зоны образования вихрей в маслоуплотнительной втулке двигателя Д-30КП.

В процессе вращения маслораспределительной втулки на вращающийся объем жидкости будет действовать центробежная сила. В результате этого площадь, охватываемая зоной вихревого движения жидкости в радиальном направлении, будет уменьшаться. Это способствует снижению гидравлических потерь в маслораспределительной втулке.

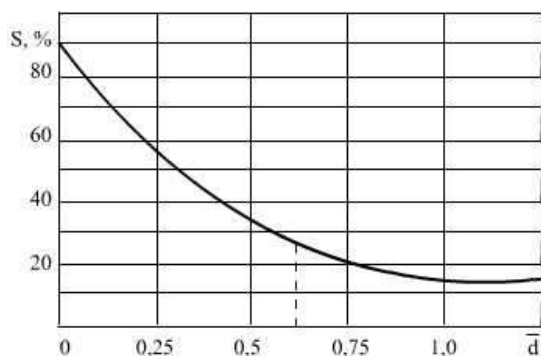


Рисунок 3 – Площадь зоны образования вихрей в маслоуплотнительной втулке

На объем масла, находящийся во вращающейся части маслоуплотнительной втулки, будут действовать центробежные силы. Величина этих сил будет определяться частотой вращения ротора низкого давления.

Как показал эксперимент, рис. 4, за счет центробежной силы, действующей на объем жидкости, заключенный в радиальном канале вращающейся маслораспределительной втулки, общий расход жидкости увеличится на 7,2 %. На этом рисунке представлены также результаты расчетной оценки влияния частоты вращения маслораспределительной втулки на общий расход жидкости. Отличие экспериментальных и расчетных данных не превышает 2,0 %, что косвенно подтверждает достоверность полученных результатов.

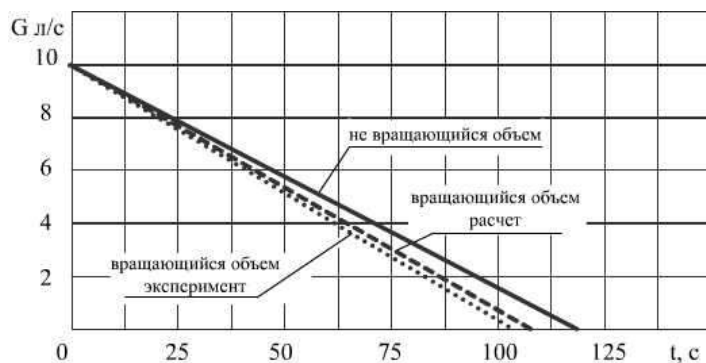


Рисунок 4 – Влияние частоты вращения на расход жидкости через маслораспределительную втулку

Ниже приведены основные расчетные соотношения:

$$p = \rho \cdot \omega^2 \cdot \frac{d^2}{4};$$

$$G_M = \mu \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho}};$$

$$\Delta p = (p_{ст} + p);$$

$$p_{ст} = \rho g h,$$

где p – давление жидкости в радиальном канале, обусловленное центробежной силой; G_M – объемный расход жидкости; ρ – массовая плотность жидкости; g – ускорение свободного падения; d – диаметр радиального канала; h – высота столба жидкости в маслобаке; d – диаметр маслоуплотнительной втулки; ω – угловая скорость вращения маслоуплотнительной втулки; μ – коэффициент расхода; Δp – перепад давлений; $p_{ст}$ – гидростатическое давление столба жидкости в маслобаке.

Геометрические размеры маслораспределительной втулки приведены на рис. 5.

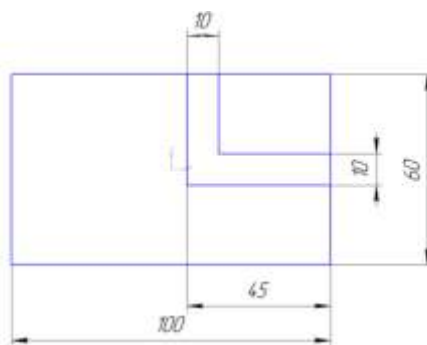


Рисунок 5 – Схема маслораспределительной втулки

В процессе прецессионного движения вала вместе с маслораспределительной втулкой в радиальном канале подвода масла могут возникать инерционные силы, препятствующие движению масла. В частности, при прямой синхронной прецессии, когда направление радиального канала подвода масла будет совпадать с направлением прогиба вала, рис. 6, точка 1, величина этой силы будет максимальной.

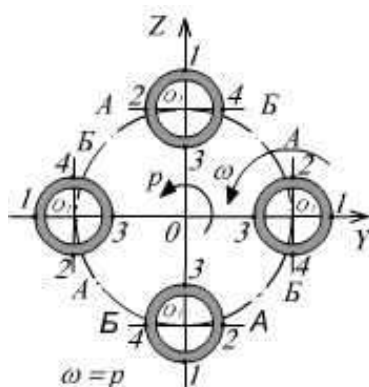


Рисунок 6 – Схема прямой прецессии вала

Для моделирования данного процесса на выходном отверстии радиального канала маслораспределительной втулки устанавливался грузик кольцевой формы для создания дисбаланса.



Рисунок 7 – Прибор ТК ВТ для измерению вибраций

Для оценки уровня вибрации использовался прибор ТК ВТ, рис. 7. В прибор входит 1 – источник постоянного тока Б-5-21; 2 – сигнализатор ТК ВТ; 3 – Коробка соединительная; 4 – вибропреобразователи DVA; 5 – компьютер.

Результаты измерений представлены в табл. 1.

Таблица 1 – Результаты измерения

| Время | Канал 1 | Время | Канал 1 | Время | Канал 1 |
|---------------------|----------------|---------------------|----------------|---------------------|----------------|
| 20.01.2016 14:50:47 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:07 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:27 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:48 | 0,28 | 20.01.2016 14:51:08 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:28 | 0,32 |
| 20.01.2016 14:50:49 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:09 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:29 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:50 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:10 | 0,28 | 20.01.2016 14:51:30 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:51 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:11 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:31 | 0,32 |
| 20.01.2016 14:50:52 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:12 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:32 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:53 | 0,32 | 20.01.2016 14:51:13 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:33 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:54 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:14 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:34 | 0,28 |
| 20.01.2016 14:50:55 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:15 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:35 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:56 | 0,32 | 20.01.2016 14:51:16 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:36 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:57 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:17 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:37 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:58 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:18 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:38 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:50:59 | 0,28 | 20.01.2016 14:51:19 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:39 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:51:00 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:20 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:40 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:51:01 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:21 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:41 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:51:02 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:22 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:42 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:51:03 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:23 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:43 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:51:04 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:24 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:44 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:51:05 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:25 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:45 | 0,30 |
| 20.01.2016 14:51:06 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:26 | 0,30 | 20.01.2016 14:51:46 | 0,30 |

Результаты эксперимента представлены на рис. 8.

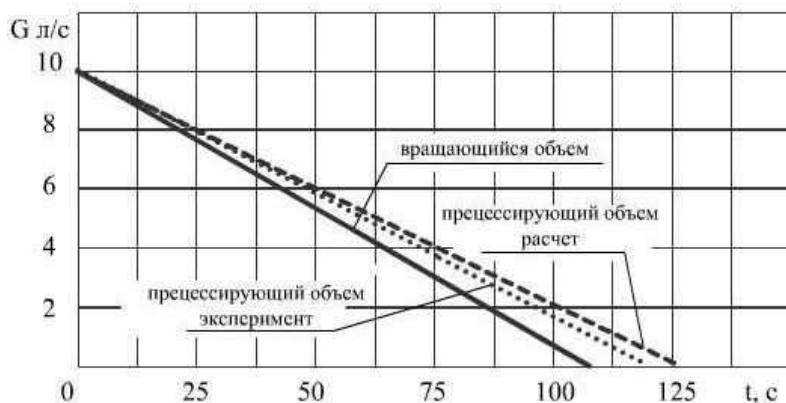


Рисунок 8 – Влияние прецессии вала на расход жидкости

Расчетные соотношения для оценки влияния прецессионного движения ротора на суммарный расход жидкости в маслопроводе, расположенном внутри вала двигателя, приведены ниже:

$$j = A \cdot \Omega^2;$$

$$P_{ин} = j \cdot \rho \cdot \pi \cdot r^2 \cdot \left(R + \frac{r}{2}\right);$$

$$p = \frac{2 \cdot P_{ин}}{\pi \cdot r^2};$$

$$G_M = \mu \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho}},$$

где j – ускорение масляного объема; A – амплитуда колебаний; $\Omega = \omega$ – круговая частота вращения вала; $P_{ин}$ – сила инерции; p – давление масла, обусловленное силами инерции; r – радиус радиального канала; R – радиус маслораспределительной трубки.

Как показал эксперимент, рис. 8, за счет инерционных сил, действующих на объем жидкости, заключенный в радиальном канале прецессирующей вместе с валом ТРДД маслораспределительной втулки, общий расход жидкости уменьшится на 35,4 %. На этом рисунке представлены также результаты расчетной оценки влияния прецессионного движения вала ТРДД на общий расход жидкости через маслопровод. Отличие экспериментальных и расчетных данных не превышает 3,2 %.

ВЫВОДЫ

1. Влияние центробежных сил на производительность маслопровода при его внутрироторном расположении не значительно. Поэтому, при выполнении инженерных расчетов этим влиянием можно пренебрегать.

2. Прецессионное движение вала при эксплуатационных значениях вибростороности в районе опор ТРДД может оказать значительное влияние на производительность маслопровода при его внутрироторном расположении. Как показали выполненные исследования, снижение расхода масла через прецессирующий вместе с валом маслопровод может достигать 35,4 %.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Караваяев Ю. А.* Оценка влияния маслораспределительных объемов при внутриваловом маслосводе авиационного двигателя / Ю. А. Караваяев, С. А. Ходацкий, А. С. Матвиенко // Транспортная инфраструктура Сибирского региона – 2015: Сборник трудов VII международной научно-практической конференции. – Иркутск, 2015. – Т. 1. – С. 48–52.
2. *Караваяев Ю. А.* Оценка параметров потока масла при внутриваловом подводе к межваловому подшипнику авиационного ГТД / Ю. А. Караваяев, С. А. Ходацкий, В. А. Шушарин // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2014. – № 42. – С. 50–54.
3. *Лозицкий Л. П.* Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП / Л. П. Лозицкий, М. Д. Авдошко, В. Ф. Березлев и др. М., 1988. – 228 с.
4. *Штода А. В.* и др. Конструкция авиационных двигателей, Ч. II / А. В. Штода, С. П. Алешенко, А. Я. Иванов М., 1970. – 312 с.

УДК 621.453

РЕШЕНИЕ ОПТИМИЗАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ ПО ВЫБОРУ НАИЛУЧШИХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Ходацкий С. А., зав. кафедрой ЛА и Д, к.т.н., доцент
Сафарбаков А. М., доцент кафедры ЛАиД, к.т.н., доцент;
Кузнецов С. Н., доцент кафедры ЛАиД, к.т.н., доцент;
Майрович Ю. И., старший преподаватель ЛАиД
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Основная цель применения математических методов оптимизации состоит в том, чтобы осуществить этот вычислительный процесс наиболее эффективным способом. Некоторые простейшие, широко известные методы минимизации обычно непригодны для решения такого типа задач. Поэтому проблема выбора наиболее целесообразного метода поиска минимума целевой функции оптимизации из числа существующих имеет большое значение. Очень часто методы определения экстремума нелинейной функции при наличии ограничений на оптимизируемые параметры в виде неравенств делят по признаку организации процесса поиска на методы слепого и направленного поиска. Стоит отметить, что эти методы позволяют проводить оптимизацию только по одному влияющему параметру и минимизируют функцию только этого параметра. Тогда как в работе ставится задача нахождения экстремума функции с учетом всех факторов, которые оказывают на нее влияние. Для построения математической модели изменения объема циркуляционных зон в работе вместо традиционного регрессионного анализа используется Метод группового учета аргументов.

Ключевые слова: завихритель, импульсная камера сгорания, фронтное устройство, циркуляционная зона, МГУА, оптимизация.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе проектирования ставится задача определения наилучших значений параметров объектов. Такая задача называется оптимизационной. Если оптимизация связана с расчётом оптимальных значений параметров при заданной структуре объекта, то она называется параметрической оптимизацией [1, 2, 3, 4, 5].

Оптимизация (optimization) – процесс нахождения экстремума функции, т. е. выбор наилучшего варианта из множества возможных, процесс выработки оптимальных решений, или процесс приведения системы в наилучшее (оптимальное) состояние [1, 2, 3].

Для того чтобы решить оптимизационную задачу, необходимо [1, 2, 3]:

- установить границы подлежащей рационализации инженерной системы;

– определить количественный критерий, на основе которого можно провести анализ вариантов с целью выявления «оптимального» и осуществить выбор внутрисистемных переменных, которые используются для определения характеристик и идентификации вариантов;

– построить модель, отражающую взаимосвязи между переменными.

Прежде чем приступить к исследованию, важно четко определить границы изучаемой системы (пространство поиска возможных решений). Границы системы задаются пределами, отделяющими систему от внешней среды [1, 2, 3].

1 ГРАНИЦЫ ИЗУЧАЕМОЙ СИСТЕМЫ

Исследуемая система (рис. 1) представляет собой объем, ограниченный обечайкой 3 импульсной камеры сгорания, во фронтальном устройстве 1, в которой установлен периферийный завихритель потока 2. Через фронтальное устройство подается сжатый воздух, который, проходя через завихритель, получает определенную степень закрутки. Крутка потока в завихрителе определяет объем циркуляционной зоны в камере сгорания. От объема циркуляционных зон во многом зависит качество топливно-воздушной смеси и как следствие ее горение.

Кроме того, объем циркуляционных зон, возникающих в камере сгорания, зависит от ее диаметра и от диаметра сопла 4.

Таким образом, исследуемая система представляет собой замкнутый цилиндрический объем с фронтальным устройством в виде обратного клапана и завихрителя, пропускающих в данный объем сжатый воздух. На выходе из цилиндра имеется дроселирующее устройство, из которого выходит поток.

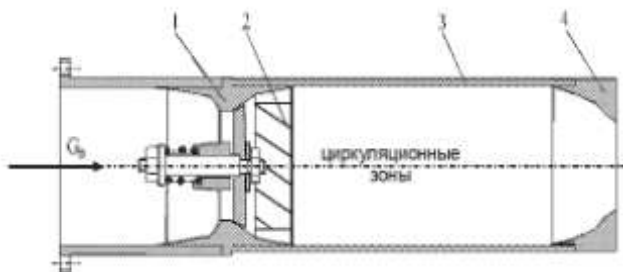


Рисунок 1 – Импульсная камера сгорания

2 ВЫБОР КРИТЕРИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ И ВНУТРИСИСТЕМНЫХ ПЕРЕМЕННЫХ

Если определена подлежащая исследованию система и ее границы установлены, то следующим этапом постановки задачи является выбор критерия, на основе которого можно оценить характеристики системы или ее модели с тем, чтобы выявить «наилучшую» модель или множество «наилучших» условий функционирования системы.

Под критерием понимается степень достижения целей системой.

При решении задачи по обеспечению горения топливовоздушной смеси в импульсной камере сгорания использованы два критерия. Это критерий первого рода и критерий второго рода.

Критерий эффективности первого рода – степень достижения целей системой в заданной области. Применительно к решению задачи по обеспечению горения топливовоздушной смеси в камере сгорания необходимо за критерий эффективности первого рода принять

величину импульса тяги вырабатываемого импульсной камерой сгорания, так как он удовлетворяет всем требованиям, предъявляемым к критерию эффективности разрабатываемой системы. А наилучший путь для увеличения импульса тяги можно найти через критерий эффективности второго рода, который бы характеризовал структуру и объем циркуляционных зон в камере сгорания.

Критерий эффективности второго рода – оценка эффективности на некотором заданном пути достижения цели. Критерий второго рода по отношению к критерию первого рода является вторичным, поскольку главным для системы является достижение целей [1, 2, 3, 4]. За критерий эффективности второго рода можно взять объем циркуляционных зон в камере сгорания.

По критерию эффективности второго рода оценивается эффективность управляющего воздействия, создаваемого периферийным завихрителем потока.

Выбор величины объема циркуляционных зон в камере сгорания в качестве критерия эффективности второго рода обусловлен следующим. Известно, что при задании расхода воздуха через фронтное устройство в камере сгорания возникнут циркуляционные течения. От их интенсивности во многом зависит качество образования топливовоздушной смеси. Качественно перемешанная топливовоздушная смесь сгорит в объеме камеры сгорания с большим выделением тепла и образованием высокого давления, что окажет существенное влияние на импульс реактивной тяги от газов, истекающих через сопло.

Известно, что объем циркуляционных зон во многом зависит от геометрических параметров завихрителя и камеры сгорания.

Таким образом, за критерий эффективности второго рода, который характеризует наилучший путь движения системы «импульсная камера сгорания» к цели, можно взять критерий «объем циркуляционных зон в камере сгорания». На объем циркуляционных зон существенное влияние оказывают геометрические характеристики завихрителя и камеры сгорания. В данном случае, при выборе геометрических характеристик завихрителя и камеры сгорания объем циркуляционных зон должен быть максимальным. Затем, по основному критерию можно будет оценить эффективность предложенных решений.

3 МОДЕЛЬ, ОТРАЖАЮЩАЯ ВЗАИМОСВЯЗЬ МЕЖДУ ПЕРЕМЕННЫМИ

На следующем этапе решения задачи оптимизации построена модель взаимосвязи переменных и отражающая влияние независимых переменных на степень достижения цели исследования (на критерий).

Имеется импульсная камера сгорания трубчатого типа с фронтным устройством в виде обратного клапана и периферийного завихрителя, установленного за обратным клапаном.

Сформируем математическую модель решаемой задачи. Анализируя результаты экспериментальных исследований по гидродинамическому испытанию камеры сгорания в установке гидробассейн, можно сказать, что на объем и интенсивность циркуляционных зон существенное влияние оказывают геометрические характеристики завихрителя, диаметр камеры сгорания и диаметр сопла камеры сгорания. Влияние этих параметров на объем циркуляционных зон установлено в результате проведения экспериментальных исследований.

Таким образом, можно записать выражение, характеризующее воздействие выделенных параметров на величину объема циркуляционных зон в импульсной камере сгорания:

$$V_{зот} = f(\theta^0; \bar{z}; \bar{c}; \bar{s}; \bar{D}_{кс}; \bar{D}_c)$$

Данное уравнение представляет собой в самом общем виде математическую модель решаемой задачи.

В нашем случае решаемая задача сводится к поиску максимума функции

$$V_{зот} \rightarrow \max$$

Решение данной задачи организуется в рамках следующей системы ограничений:

- угол установки лопаток завихрителя $\theta^0 = 0 \dots 900$;
- высота лопатки завихрителя $\bar{z} = 0,09 \dots 0,18$;
- шаг установки лопаток завихрителя $\bar{s} = 0,31 \dots 0,73$;
- длина хорды лопатки завихрителя $\bar{c} = 0,5 \dots 1,1$;
- диаметр камеры сгорания $\bar{D}_{кс} = 1,39 \dots 2,67$;
- диаметр сопла камеры сгорания $\bar{D}_c = 0,2 \dots 1,4$.

4 ВЫБОР МЕТОДА ОПТИМИЗАЦИИ

Основная цель применения математических методов оптимизации состоит в том, чтобы осуществить этот вычислительный процесс наиболее эффективным способом.

Для построения математической модели изменения объема циркуляционных зон в работе применяется Метод группового учета аргументов (МГУА) (Group Method of Data Handling, GMDH) – метод порождения и выбора регрессионных моделей оптимальной сложности [6, 7, 8, 9].

Целью МГУА является достижение минимума среднеквадратической ошибки (СКО) на всех экспериментальных точках при заранее заданном виде уравнения регрессии. Поэтому, пользуясь алгоритмами МГУА, необходимо разбивать данные наблюдений на две части: проверочную и обучающую последовательности. При этом для оптимизации коэффициентов уравнения регрессии используют обучающую последовательность, как и в обычном регрессионном анализе, а для оценки степени регулярности по величине относительного значения СКО используют проверочную.

При решении задачи о выборе наилучших геометрических характеристик импульсной камеры сгорания использовался параметрический комбинаторный алгоритм (СОМВИ).

Общая схема комбинаторного алгоритма включает следующие операции:

- по методу наименьших квадратов (МНК) определяются коэффициенты всех частных моделей при сложности $s = 1, s = 2, \dots, s = n$;
- для каждой модели вычисляется значение внешнего критерия селекции;
- единственная модель оптимальной сложности выбирается по минимальному критерию.

В структуре алгоритма выделяются три основных блока:

- 1) преобразования исходных данных в соответствии с выбранной системой опорных (базисных) функций, в которой ищется модель;
- 2) генерирования (перебора) полного или неполного множества усложняющихся частных моделей в выбранном базисе;

3) вычисления значения некоторого критерия селекции, имеющего свойства внешнего дополнения и последовательного отбора частных моделей, лучших по этому критерию.

Если заданы значения некоторых входных переменных z_1, z_2, \dots, z_v моделируемого объекта и максимальная степень полинома, то число слагаемых «n» в полном полиноме степени σ_{\max} от v переменных определяется по уравнению

$$n = \prod_{i=1}^v \frac{\sigma_{\max} + 1}{i} .$$

Полный полином базисной модели записывается в следующем общем виде:

$$y = \sum_{i=1}^n a_i \prod_{j=1}^v z_j^{\sigma_{ij}} = \sum_{i=1}^n a_i x_i ,$$

где каждый обобщенный линейный аргумент x_i является нелинейной функцией исходных переменных z_j :

$$x_i = \prod_{j=1}^v z_j^{\sigma_{ij}} .$$

Итак, члены x_i полного полинома являются базисным набором опорных функций для комбинаторного алгоритма. Описанная процедура позволяет сформировать матрицу измерений обобщенных аргументов $X[N \times n]$, где N – число точек измерений.

Матрицу X следует разделить на обучающую C длиной N_c и тестовую L длиной N_L , причем $N_c + N_L = N$.

Основными операциями, при генерировании моделей, являются:

- формирование структуры очередной частной модели;
- формирование соответствующей нормальной системы уравнений;
- решение полученной системы (оценка коэффициентов модели).

Формирование структур частных моделей формализуется с помощью двоичного структурного вектора $d = (d_1, d_2, \dots, d_n)$. Если элемент d_i этого вектора принимает значение 1, то соответствующий i -й аргумент включается в частную модель, если – 0, то не включается $i = 1, 2, \dots, n$. Изменение состояний вектора d можно организовать многими способами, но наиболее простым по своей идее является следующий способ: получать все возможные варианты размещения в векторе d сначала одной единицы (всего $C_n^1 = n$ вариантов), затем двух (всего $C_n^2 = 0.5n(n+1)$ вариантов) и т. д., вплоть до n единиц ($C_n^n = 1$ вариант). Таким образом, на k -й селекции число генерируемых моделей будет равно C_n^k . В соответствии с приведенной схемой, алгоритм работает так. Сначала определяются все модели при $s=1$, т. е. состоящие лишь из одного аргумента

$$q_1 = a_1, q_2 = a_2 x_1, q_3 = a_3 x_2, \dots, q_n = a_n x_n .$$

Далее рассматриваются все возможные модели при $s = 2$, состоящие из двух аргументов:

$$\begin{aligned} q_1 &= a_1 + a_2 x_1, \quad q_2 = a_1 + a_3 x_2, \dots, \\ q_i &= a_1 + a_0 x_2 x_3, \dots, \quad q_j = a_2 x_1 + a_3 x_3, \dots, \\ q_{k-1} &= a_2 x_1 + a_0 x_2 x_3, \dots, \quad q_k = a_0 x_1 x_3 + a_0 x_2 x_3. \end{aligned}$$

Аналогично строятся частные модели при $s = 3$, при $s = 4$ и т. д. до $C_n^n = 1$ модели при $s = n$, т. е. до полного полинома.

5 ОБОБЩЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОПТИМИЗАЦИИ

Таким образом, для решения задачи по выбору наиболее лучших геометрических параметров завихрителя и камеры сгорания объект представляется в виде совокупности состояний a_1, a_2, \dots, a_k . Каждое состояние характеризуется набором параметров $(x_1, x_2, \dots, x_n, x_{n+1})$ (геометрические параметры завихрителя и камеры сгорания) номенклатура которых устанавливается: $a = a_i(x_1, x_2, \dots, x_n, x_{n+1})$.

Среди рассматриваемых параметров выделяются наиболее значимые, которые характеризуют цель исследования. Именно такой смысл вкладывают в термин результативный признак и обозначают его Y_0 (объем циркуляционных зон в камере сгорания). Таким параметром является x_{n+1} , поэтому $Y_0 = x_{n+1}$. Результаты гидродинамических исследований по определению влияния геометрических параметров сводятся в табл. 3.1 исходных данных.

Необходимо определить математическую зависимость результативного признака Y_0 с набором управляемых параметров x_1, x_2, \dots, x_n , которые являются независимыми.

Построение и анализ уравнения $Y = \varphi(x_0)$ являются основополагающим моментом, поскольку результативный признак используется в дальнейшем для управления объектом и позволяет исследуемой системе достичь экстремальных уровней. Для создания исходных данных для метода группового учета аргументов используются разностные уравнения МГУА.

Рассмотрим применение алгоритмов МГУА для оценки структуры циркуляционных зон модели.

Рассматриваются все возможные комбинации следующего полинома:

$$\begin{aligned} y &= a_0 + a_1 x_1 + a_2 x_2 + a_3 x_3 + a_4 x_4 + a_5 x_5 + a_6 x_6 + a_7 x_1^2 + a_8 x_1 x_2 + a_9 x_1 x_3 + \\ &+ a_{10} x_1 x_4 + a_{11} x_1 x_5 + a_{12} x_1 x_6 + a_{13} x_2^2 + a_{14} x_2 x_3 + a_{15} x_2 x_4 + a_{16} x_2 x_5 + a_{17} x_2 x_6 + \\ &+ a_{18} x_3^2 + a_{19} x_3 x_4 + a_{20} x_3 x_5 + a_{21} x_3 x_6 + a_{22} x_4^2 + a_{23} x_4 x_5 + a_{24} x_4 x_6 + a_{25} x_5^2 + \\ &+ a_{26} x_5 x_6 + a_{27} x_6^2. \end{aligned}$$

Таблица 3.1 – Исходные данные

| Номер состояния | Параметры системы | | | | | | |
|-----------------|-------------------|----------------|----------------|----------------|---------------------|------------------|-----------------|
| | $x_1(\theta)$ | $x_2(\bar{z})$ | $x_3(\bar{c})$ | $x_4(\bar{s})$ | $x_5(\bar{D}_{KC})$ | $x_6(\bar{D}_C)$ | $Y_0 = x_{n+1}$ |
| a_1 | 0,4674 | 0,4497 | 0,4515 | 0,4251 | 0,8124 | 0,3526 | 36,1238 |
| a_2 | 0,5133 | 0,5126 | 0,5162 | 0,4764 | 0,8243 | 0,3769 | 38,7295 |
| a_3 | 0,5681 | 0,5324 | 0,5514 | 0,5015 | 0,8493 | 0,3991 | 39,9564 |
| a_4 | 0,5424 | 0,5481 | 0,5836 | 0,5237 | 0,8451 | 0,4314 | 41,8999 |
| a_5 | 0,5312 | 0,5499 | 0,6187 | 0,5469 | 0,8437 | 0,4533 | 47,5387 |
| a_6 | 0,5267 | 0,5512 | 0,5782 | 0,5634 | 0,8399 | 0,4861 | 47,8531 |
| a_7 | 0,5013 | 0,5584 | 0,5491 | 0,5823 | 0,8484 | 0,5234 | 48,2131 |
| a_8 | 0,4861 | 0,5641 | 0,5037 | 0,5918 | 0,8311 | 0,5846 | 51,0832 |
| a_9 | 0,4639 | 0,5689 | 0,4643 | 0,5767 | 0,8193 | 0,5632 | 51,8934 |
| a_{10} | 0,4498 | 0,5734 | 0,4238 | 0,5614 | 0,8031 | 0,5417 | 52,7312 |
| a_{11} | 0,4384 | 0,5548 | 0,4214 | 0,5236 | 0,7552 | 0,5319 | 53,1183 |
| a_{12} | 0,4246 | 0,5329 | 0,4191 | 0,5047 | 0,7167 | 0,5143 | 53,3527 |
| a_{13} | 0,4147 | 0,5127 | 0,4153 | 0,4814 | 0,6834 | 0,5027 | 53,5721 |
| a_{14} | 0,4002 | 0,5046 | 0,4132 | 0,4792 | 0,6971 | 0,4894 | 53,9215 |
| a_{15} | 0,3826 | 0,4949 | 0,3943 | 0,4657 | 0,7034 | 0,4749 | 53,7159 |
| a_{16} | 0,3751 | 0,4894 | 0,3743 | 0,4523 | 0,7231 | 0,4629 | 53,4892 |
| a_{17} | 0,3697 | 0,4724 | 0,3611 | 0,4401 | 0,6879 | 0,4591 | 52,7391 |
| a_{18} | 0,3634 | 0,4631 | 0,3547 | 0,4294 | 0,6764 | 0,4513 | 52,4682 |
| a_{19} | 0,3594 | 0,4519 | 0,3318 | 0,4036 | 0,6612 | 0,4424 | 52,1258 |
| a_{20} | 0,3511 | 0,4459 | 0,3171 | 0,3891 | 0,6581 | 0,4543 | 51,6977 |
| a_{21} | 0,3395 | 0,4391 | 0,2769 | 0,3681 | 0,6709 | 0,4714 | 51,7058 |
| a_{22} | 0,3254 | 0,4254 | 0,2437 | 0,3458 | 0,6814 | 0,4843 | 51,7243 |
| a_{23} | 0,3025 | 0,4195 | 0,2011 | 0,3221 | 0,6934 | 0,4912 | 51,7513 |
| a_{24} | 0,2584 | 0,4121 | 0,1895 | 0,2794 | 0,7052 | 0,3279 | 51,7925 |
| a_{25} | 0,1829 | 0,4057 | 0,1759 | 0,2264 | 0,7156 | 0,2561 | 51,8299 |
| a_{26} | 0,1171 | 0,3998 | 0,1651 | 0,1721 | 0,7213 | 0,1734 | 51,9519 |

Получив значения коэффициентов регрессии, найдем корни полиномиального уравнения, с помощью программы оптимизации:

$$\begin{aligned}
y = & 0.4041 - 0.1490x_1 + 9.6220x_2 - 1.6460x_3 - 4.1780x_4 - 0.0044x_5 - 7.6540x_6 + \\
& + 1.9120x_1^2 + 66.1000x_1x_2 - 1.1780x_1x_3 + 29.7300x_1x_4 + 0.3164x_1x_5 + 2.3450x_1x_6 + \\
& + 0.4528x_2^2 + 0.1489x_2x_3 + 0.7690x_2x_4 - 0.0415x_2x_5 + 4.8110x_2x_6 + 5.3920x_3^2 + \\
& + 0.6139x_3x_4 + 0.2842x_3x_5 + 0.4157x_3x_6 + 0.0374x_4^2 + 5.2710x_4x_5 + 0.1651x_4x_6 + \\
& + 2.8110x_5^2 + 0.7687x_5x_6 + 5.1930x_6^2 .
\end{aligned}$$

В результате решения оптимизационной задачи, получены следующие геометрические характеристики завихрителя и камеры сгорания:

- оптимальный угол установки лопаток завихрителя, при котором величина циркуляционных максимальна $\theta = 52^{\circ}$;
- оптимальная высота лопатки, при которой величина циркуляционных зон будет максимальна $\bar{z} = 0.2$;
- оптимальная длина хорды лопатки, генерирующая максимальный объем циркуляционных зон, равна $\bar{c} = 0.8$;
- густота решетки завихрителя, при котором объем циркуляционных зон максимален, равен $\bar{s} = 0.43$, что соответствует 10 лопаткам;
- наилучший диаметр камеры сгорания ограничен конструктивными соображениями и соответствует $\bar{D}_{\text{кс}} = 1.79$;
- оптимальная величина диаметра поперечного сечения сопла импульсной камеры сгорания равняется $\bar{D}_c = 0,41$.

ВЫВОДЫ

Решение оптимизационной задачи позволило уточнить оптимальные геометрические характеристики завихрителя и камеры сгорания. В свою очередь, такие геометрические параметры исследуемого объекта позволят улучшить смесеобразование в камере сгорания, что повысит качество горения топливовоздушной смеси.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Уайлд Д. Оптимальное проектирование: [пер. с англ.] / Д. Уайлд. – М.: Мир, 1981. – 272 с., ил.
2. Кни Р. Л., Райфа Х. Принятие решений при многих критериях. Предпочтения и замещения: Пер. с англ. / Под ред. И. Ф. Шахнова.
3. Соболев И. М. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями / И. М. Соболев. – М.: Дрофа, 2006. – 175 с.
4. Гилл Ф. Практическая оптимизация. Пер. с англ. Ф. Гилл, У. Мюррей, М. Райт – М.: Мир, 1985.
5. Максимов Ю. А. Алгоритмы решения задач нелинейного программирования / Ю. А. Максимов, Е. А. Филлиповская. – М., 1982.
6. Ивахненко А. Г. Индуктивный метод самоорганизации сложных систем / А. Г. Ивахненко. – Киев: «Наукова думка», 1982. – 296 с.
7. Ивахненко А. Г. Помехоустойчивость моделирования / А. Г. Ивахненко, В. С. Степашко. – Киев: «Наукова думка», 1985. – 216 с.
8. Ивахненко А. Г. и др. Принятие решений на основе самоорганизации / А. Г. Ивахненко. – М.: «Сов. Радио», 1976. – 280 с. с ил.
9. Ивахненко А. Г. Долгосрочное прогнозирование и управление сложными системами / А. Г. Ивахненко. – М.: «Техника», 1975. – 312 с.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИХРЕЙ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ МЕТОДАМИ

Даниленко Н. В., доцент кафедры ЛА и Д, к.т.н., доцент
Киренчев А. Г., ассистент кафедры ЛАиД
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье излагаются проблемы исследования локальных вихрей в стоковых течениях под ВЗ при работе ГТД на земле. На базе выявленных противоречий производится анализ и подбор методов экспериментального исследования вихрей ВЗ во всем спектре их существования – от одиночных вихрей кориолисовой силы до парных интерференционных вихрей, вихрей размытой интенсивности и кольцевого вихря у подстилающей поверхности. Предлагаются способы экспериментального исследования всей совокупности вихрей, разделяя их по сущности рабочего процесса.

Ключевые слова: вихрь воздухозаборника, стоковые вихри, классификация вихрей, рабочий процесс вихреобразования.

С момента появления реактивной авиации возникла проблема вихревого засасывания посторонних предметов (ПП): льда, песка и пыли в проточную часть силовой установки с газотурбинным двигателем, работающем на земле на максимальных режимах. Засасывание ПП (рис. 1) сопровождалось инерционным разрушением элементов проточной части воздухозаборника, входного направляющего аппарата и ступеней компрессора (лопаток рабочих колес и лопаток направляющих и спрямляющего аппаратов). Последствиями разрушений элементов проточной части компрессора являются вмятины, деформации, сколы, трещины и другие дефекты лопаток компрессора. При превышении нормативных значений на указанные дефекты (повреждения) ГТД досрочно снимался с эксплуатации и отправлялся на капитальный ремонт. Последствиями досрочного снятия двигателей с эксплуатации (ДСД) являлись убытки авиационных предприятий на потерю ресурса, убытки на капитальный ремонт, а также на срыв и не выполнение плановых полетных заданий [1]. Возникла проблема не только экономического характера, но и безопасности полетов. Поврежденный на рулении и взлете двигатель мог отказать в полете, что сопровождалось бы потерей не только ВС, но и человеческих жизней пассажиров и экипажа, цена которых несоизмерима с экономическими потерями.



Рисунок 1 – Вихрь перед воздухозаборником ВС (слева) и попадание постороннего предмета (багажного контейнера) в воздухозаборник (справа)

Проблема вихревого засасывания ПП и ДСД с эксплуатации решалась повышением качества ухода за рулежными дорожками и ВПП, а также за площадками для отработки двигателей [3]. Но незначительное уменьшение ДСД указало на важность познания механизма вихревого засасывания ПП в двигатель и понимания физической сущности

и рабочего процесса вихрей воздухозаборников. Следовательно, стоит задача экспериментального моделирования вихрей ВЗ, решение которой позволит установить их физику и рабочий процесс.

Решение поставленной задачи усложняет многоликость существующих вихрей перед ВЗ, которая наглядно представлена в классификации (рис. 2).

Возникает проблема экспериментального моделирования вихрей ВЗ в поле стокового течения, сущность которой определена количеством и многоликостью фактора влияния на ВО перед ВЗ. Её решение заключено в исследовании и моделировании вихрей ВЗ по сущности рабочего процесса, представленной в классификации. Следовательно, необходимо убедиться, что возможно адекватное моделирование всей гаммы вихрей экспериментальными методами.



Рисунок 2 – Классификация вихрей ВЗ по сущности рабочего процесса

Экспериментальные исследования методами гидрогазоанalogии [4], как видно из названия, могут проводиться в двух средах жидкостной и воздушной, при соблюдении условия подобия этих сред. Сначала проведем моделирование вихрей ВЗ в жидкостной среде, используя установку «Гидробассейн» (рис. 3).

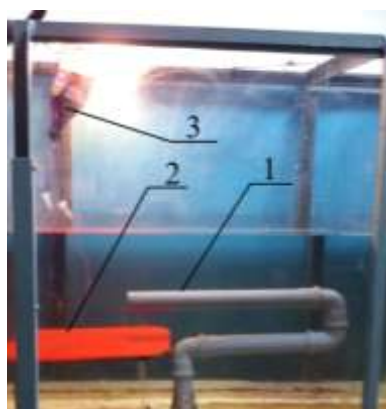


Рисунок 3 – Установка «Гидробассейн»: 1 – модель воздухозаборника; 2 – макет подстиляющей поверхности; 3 – система визуализации (подачи подкрашивающей жидкости)

В процессе эксперимента в «Гидробассейн» (см. рис. 3) помещалась система полипропиленовых труб 1, соединенная со стоком установки и имитирующая работу воздухозаборника. В качестве подстиляющей поверхности использовалась пластмассовая пластина 2 размером в 50 x 30 см, что эквивалентно 10 x 6ДВЗ. Чтобы исключить срывное обтекание [4], края пластины имеют скругления достаточной кривизны. Линии стока потока жидкости под ВЗ визуализировались подкрашивающей жидкостью (тушью) 3, подводимой в двух точках, равноудаленных от оси линии мнимого стока.

Порядок проведения эксперимента следующий:

1. Устанавливаем модель подстилающей поверхности на определенную высоту под моделью ВЗ.
2. Заполняем «Гидробассейн» водой.
3. Ждем, пока вода отстоится 5–10 минут для исключения внешних возмущений.
4. Открываем слив и подаем подкрашивающую жидкость.
5. Производим документирование результатов эксперимента (рис. 4).
6. Повторяем пункты 2–5 для следующей высоты расположения модели ВЗ (модели подстилающей поверхности под ней).

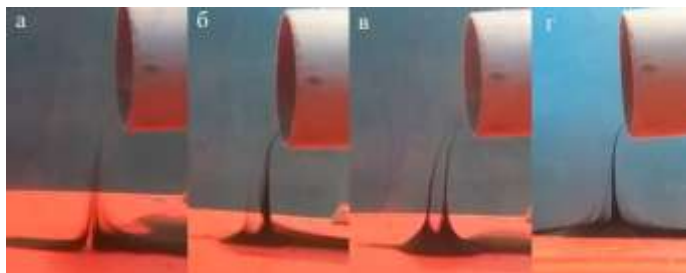


Рисунок 4 – Результаты эксперимента в водной среде: а – одиночный вихрь ($H = 1,2 \text{ Двз}$); б – вихрь кориолисовой силы ($H = 1,0 \text{ Двз}$); в – парные вихри ($H=0,8 \text{ Двз}$); г – зарождение вихрей размытой интенсивности ($H = 0,6 \text{ Двз}$)

Как видно из рис. 4, в водной среде, изменяя высоту ВЗ над экраном ($H = 1,2 \text{ Двз} - 0,6 \text{ Двз}$), возможно смоделировать три типа вихрей перед воздухозаборником: одиночный вихрь (рис. 4, а, б), который при уменьшении высоты H сначала переходит в парные вихри (рис. 4, в), а затем в вихри размытой интенсивности (рис. 4, г).

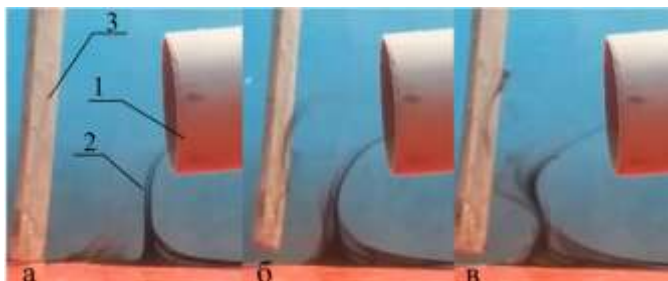


Рисунок 5 – Моделирование горизонтального вихря в водной среде при подведении пластины (а-в): 1 – модель воздухозаборника; 2 – вихрь ВЗ; 3 – вертикально ориентированная пластина

В данном эксперименте нам не удалось смоделировать горизонтальные вихри ВЗ, замыкающиеся на фюзеляж ВС. Для этого подставим вертикально ориентированную пластину к модели воздухозаборника (рис. 5). Как видно из рис. 5 при подведении пластины (рис. 5, а) существующий вихрь ВЗ сначала слегка подтягивается к ней (рис. 5, б), и в последствие изгибается, стараясь замкнуться на эту поверхность (рис. 5, в). Таким образом, образуется система: вертикальный – горизонтальный вихрь.



Рисунок 6 – Схема установки: 1 – турбовоздуходувка с электродвигателем; 2 – воздуховод; 3 – воздухозаборник; 4 – экран; 5 – поворотная часть; 6 – линия измерения тангенциальной скорости

Далее проведем подобные эксперименты в воздушной среде, для чего воспользуемся установкой для исследования вихрей кориолисовой силы (рис. 6).

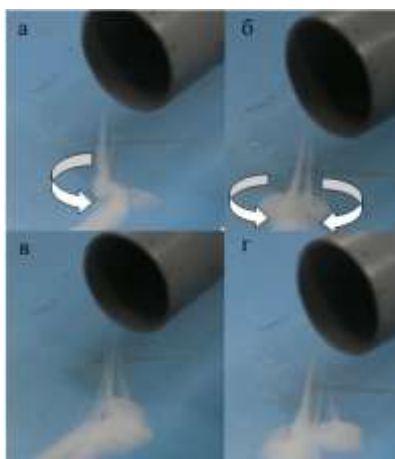


Рисунок 7 – Результаты эксперимента в воздушной среде : а – вихрь кориолисовой силы ($H = 1,0$ Двз); б – парные вихри ($H = 0,8$ Двз); в – зарождение вихрей размытой интенсивности ($H = 0,6$ Двз); г – зарождение вихрей размытой интенсивности ($H = 0,4$ Двз)

Сначала опишем условия проведения эксперимента. Для исключения большинства внешних воздействий на процесс экспериментального моделирования сделано следующее:

- экспериментальная установка расположена в помещении, изолированном от окружающей среды (скорость воздуха внутри помещения близка к нулю, сохраняется постоянная температура);
- выбран достаточно большой размер экрана, чтобы буртики на его краях не влияли на течение воздуха под воздухозаборником;
- выбрано расположение турбовоздуходувки 1 (рис. 6) относительно экрана 4 таким образом, чтобы поток воздуха, выходящий из неё, не оказывал влияние на структуру течения под воздухозаборником.

Порядок проведения эксперимента:

1. Устанавливаем модель ВЗ на определенную высоту над экраном.
2. Включаем компрессор.

3. На поверхность экрана вблизи точки мнимого стока подаем дым для визуализации ВО.
4. Производим документирование результатов эксперимента.
5. Повторяем пункты 2–4 для следующей высоты расположения модели ВЗ (модели подстилающей поверхности под ней).

На рис. 7 можем наблюдать картину, аналогичную результатам предыдущего эксперимента (см. рис. 4), поэтому можно сделать вывод, что данная закономерность действительно для вихрей под ВЗ ВС.

Проведенное экспериментальное моделирование вихрей ВЗ в водной и воздушной среде (на двух установках) показало, что адекватное моделирование всех типов вихрей возможно в любой из этих сред при соблюдении определенных условий проведения эксперимента. Следовательно, проблема экспериментального познания вихре перед воздухозаборника ВС, возникшая из-за многоликости их рабочего процесса, решена, что дает возможность для последующего не только визуального моделирования всех типов явления вихреобразования перед ВЗ, но и количественного (замера вихревых характеристик).

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Даниленко Н. В.* Теория вихрей перед воздухозаборниками самолетов при работе газотурбинных двигателей на аэродроме. Монография / Н. В. Даниленко, П. М. Кривель, С. В. Пахомов, А. М. Сафарбаков, М. М. Федотов. Изд. 2 (дополн.). ISBN 978-5-8038-0685-1. – Иркутск, МГТУ ГА (Ирк. фак-т), 2011. – 350 с.
2. *Аэродинамика боевых летательных аппаратов и гидравлика их систем / под ред. М. И. Ништа.* – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1994.
3. *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа / Л. Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1978. – 736 с.
4. *Белоцерковский С. М.* Отрывное и безотрывное обтекание тел потоком идеальной несжимаемой жидкости / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М., 1978.

УДК 623.746.553.6

ТЕПЛОВОЙ КОНТРОЛЬ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ

Сафин А. М., начальник кафедры, к.т.н., доцент

Крылов А. А., доцент, к.т.н., доцент

Петухов А. В., старший преподаватель

Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил

*«Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Рассматривается постановка плана полного факторного эксперимента активного теплового контроля элементов конструкции самолета с сотовым наполнителем, отдельно раскрыта принципиальная схема проведения эксперимента, проведен анализ факторов, воздействующих на параметр оптимизации.

Ключевые слова: полный факторный эксперимент, тепловой контроль, самолет, тепловизор.

Для исследования возможности проведения неразрушающего контроля элементов конструкции самолета с использованием теплового метода был поведен эксперимент на базе лаборатории кафедры инженерно-авиационного обеспечения (технической эксплуатации

и восстановления авиационной техники). На первом этапе была сформирована принципиальная схема проведения эксперимента, состоящая из объекта контроля (ОК), расположенного горизонтально над элементом нагрева (ЭН) и элемента контроля (ЭК) – тепловизор Testo 881. Расстояние от ЭН до ОК составляет 20 см, при условии работы строительного фена в максимальном режиме нагрева. ЭК расположен на расстоянии 40 см до ОК, по причине использования в тепловизоре Testo 881 стандартного объектива $32^\circ \times 23^\circ$, при котором возможно произвести измерение минимального объекта диаметром в 4 мм (что соответствует расстоянию между боковыми гранями соты одной ячейки). ЭК находится под углом 20° относительно ЭН для исключения попадания в поле зрения тепловизора Testo 881 части строительного фена [1]. В ячейки сот ОК через просверленные отверстия с противоположной стороны вводилась вода в объеме 4 мл для имитации наличия воды. ЭК и ЭН закреплены на штативах при помощи крепления. Штативы прикреплены к подвижной платформе [2].

Указанная ниже схема необходима для определения аномальных зон (зоны, в которых значение температуры отклоняется от общего фона на ОК) элементов конструкции самолета с сотовым наполнителем. Для этого авторами предлагается спланировать и провести полный факторный эксперимент активного теплового контроля элементов конструкции самолета с сотовым наполнителем (рис. 1) с целью:

- минимизации общего числа опытов;
- одновременного варьирования всеми переменными, определяющими процесс по специальным правилам – алгоритмам;
- получения математического аппарата, описывающего процесс исследования;
- выбора четкой стратегии, позволяющей принимать обоснованные решения после каждой серии эксперимента.

Поиск оптимальных условий является основной задачей планирования и проведения эксперимента. Для описания объекта исследования удобно использовать представление о «черном ящике». Обозначим цель исследования буквой y и назовем параметр оптимизации. Для проведения эксперимента необходимо иметь возможность воздействовать на поведение «черного ящика». Все способы такого воздействия мы обозначим буквой z и назовем факторами. При решении задачи будем использовать математическую модель объекта исследования. Под математической моделью будем понимать уравнение, связывающее параметр оптимизации с факторами.

Под параметром оптимизации y примем значение разницы температуры ΔT между дефектной областью (сотой, содержащей воду) и без дефектных элементов конструкции самолета с сотовым наполнителем. Проведем анализ воздействующих факторов на параметр оптимизации. На ΔT могут оказывать влияние следующие параметры:

- количество ячеек сот ОК, заполненных водой. Безусловно, что на разницу температур между дефектной и бездефектной областью в первую очередь оказывает влияние количество ячеек сот объекта контроля заполненных водой, поскольку, чем больше ячеек с водой, тем больше будет контраст температуры на термограмме при их нагреве. Но в реальных условиях при выполнении дефектации количество воды в исследуемом объекте контроля нам неизвестно;
- время непрерывного нагрева ОК – от данного параметра зависит температура нагрева как дефектной, так и бездефектной области. Так как расстояние от ЭН до объекта контроля

20 см, а фен работает в максимальном режиме нагрева, то время нагрева ОК относится к основным управляющим факторам;

- исходная температура поверхности ОК перед нагревом;
- скорость и температура потока воздуха ЭН. Режим работы фена максимальный, следовательно, скорость и температура потока воздуха теплового фена остается постоянной;
- расстояние от ЭН до объекта контроля. На всё время выполнения исследования фен был закреплен и находился в неподвижном состоянии;
- однородность материала объекта контроля. Все исследуемые поверхности имеют однородную структуру;
- толщина обшивки объекта контроля. Толщина обшивки объекта представляет собой дюралюминий толщиной 1,5 мм.

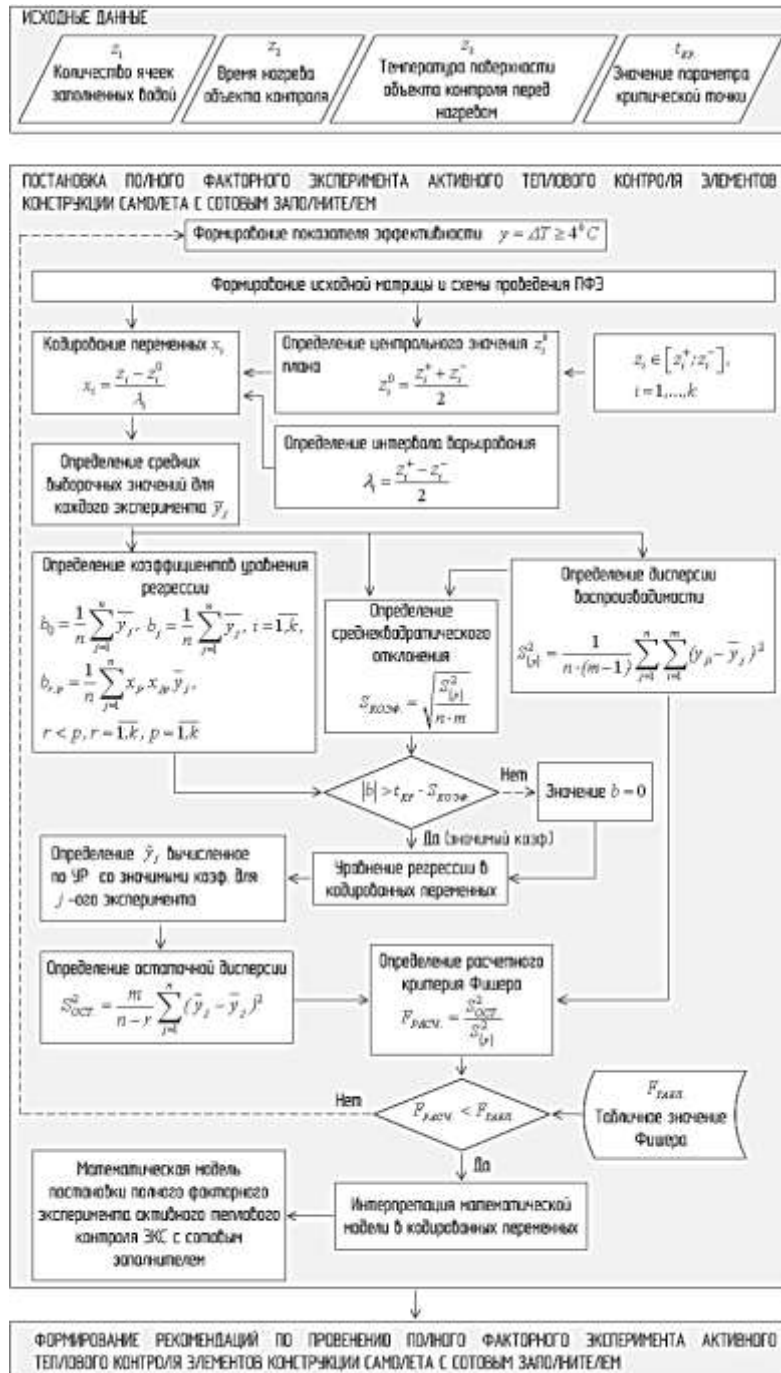


Рисунок 1 – Структурно-логическая схема проведения ПФЭ

Исходя из вышеизложенного, в данном случае к основным факторам для проведения полного факторного относятся: количество ячеек сот ОК, заполненных водой, время непрерывного нагрева объекта контроля и температура поверхности объекта контроля перед нагревом. Тогда в качестве показателя эффективности принимаем значение параметра оптимизации ΔT , для одной ячейки, заполненной водой.

Проведенная постановка полнофакторного эксперимента 23 согласно структурно-логической схеме, указанной на рис. 1 и уровням факторов, сведенных в табл. 1, позволило получить математическую модель в натуральных переменных z_i со следующими коэффициентами (поэтапное формирование данной модели смотри в [3]):

$$y = 3,963 - 0,676z_1 - 0,278z_2 - 0,114z_3 + 0,2618z_1z_2 + 0,835z_1z_3 + 0,0193z_2z_3 - 0,01z_1z_2z_3.$$

Таблица 1 – Уровни факторов

| Фактор | z^+ | z^- |
|--------|----------|----------|
| z_1 | 3 ячейки | 1 ячейка |
| z_2 | 5 с | 25 с |
| z_3 | 9°C | 25°C |

Полученная математическая модель позволяет определить значение исследуемой величины y (ΔT), не проводя эксперимента (снижение трудозатрат инженерно-технического состава и времени дефектации), а задавая лишь значения факторов z_i . На рис. 2 представлена зависимость y (ΔT) от времени нагрева и количества ячеек, заполненных водой. Анализ зависимостей (рис. 2), показывает, что условие выполняется, менее за 5 с нагрева при двух и трех ячейках, заполненных водой, а для одной ячейки, заполненной водой, выполняется лишь на 13 с нагрева. Аналитические данные подтверждаются термограммами, полученными в ходе проведения эксперимента (табл. 2).

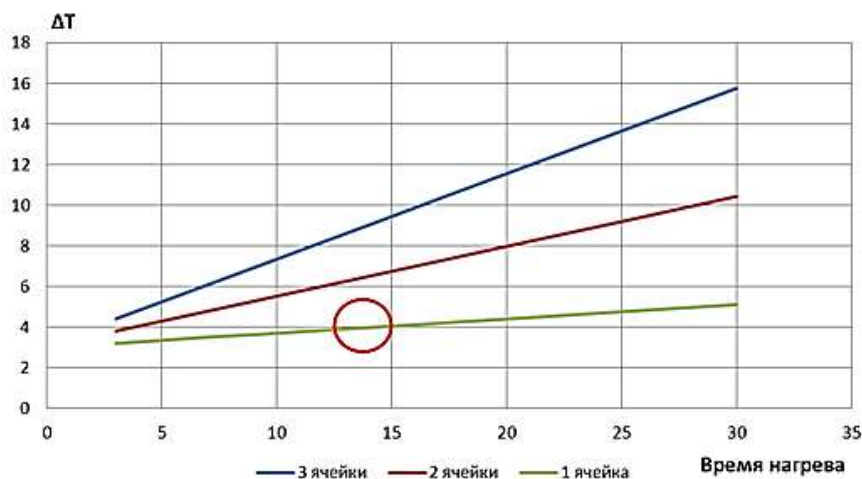
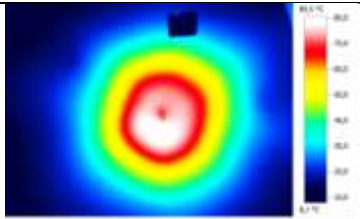
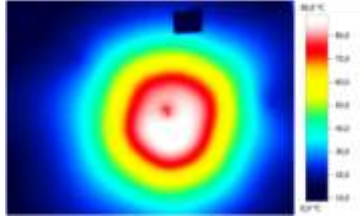
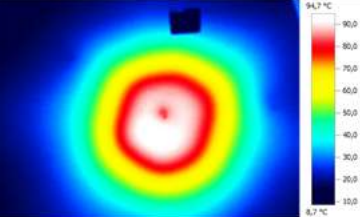


Рисунок 2 – Зависимости ΔT от времени нагрева и количества ячеек

Таблица 2 – Результаты проведенного эксперимента для двух ячеек

| Термограммы | Время нагрева | $Min T$ | $Max T$ | ΔT |
|---|---------------|---------|---------|------------|
|  | 13 с | 70,1°C | 75,9°C | 5,8°C |
|  | 14 с | 75,8°C | 82,3°C | 6,5°C |
|  | 15 с | 80,8°C | 88,3°C | 7,5°C |

Таким образом, в статье раскрыта возможность теплового контроля элементов конструкции самолета с сотовым наполнителем. Выполнена постановка полного факторного эксперимента активного теплового контроля элементов конструкции самолета, приведена структурно-логическая схема проведения эксперимента и зависимость ΔT от времени нагрева и количества ячеек. Условие $\Delta T \geq 40C$ выполняется для одной ячейки, заполненной водой, выполняется на 13 с нагрева, что подтверждается экспериментальными (на 13 с нагрева $\Delta T=5,80C$) данными и полученными термограммами.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Вавилов В. П. Инфракрасная термография и тепловой контроль / В. П. Вавилов // Спектр – М: 2009 г.
- 2 ГОСТ 23483-79. Контроль неразрушающий. Методы теплового вида. Общие требования. Государственные и международные стандарты в области неразрушающего контроля. – М.: НТЦ по безопасности в промышленности Госгортехнадзора России, 2004.
- 3 Крылов А. А. Планирование полного факторного эксперимента при активном тепловом контроле элементов конструкции сотовым наполнителем / Жизненный цикл конструкционных материалов: материалы VI Всероссийской научно-технической конференции с международным участием 2016 г. – Иркутск, 2016.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ КАК ФАКТОР РОСТА НЕМАТЕРИАЛЬНЫХ АКТИВОВ ТРАНСПОРТНО-СЕРВИСНОЙ КОМПАНИИ

Дворянцева Е. С., руководитель группы сопровождения реализации Программы инновационного развития ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии»
ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии» (г. Москва)

Данная статья посвящена вопросу повышения конкурентоспособности и капитализации компании через создание системы управления результатами интеллектуальной деятельности, отражает все возрастающую роль такой системы в современных рыночных условиях.

Ключевые слова: результаты интеллектуальной деятельности, интеллектуальная собственность, капитализация, управление правами на результаты интеллектуальной деятельности, нематериальные активы.

Обеспечение конкурентоспособности на инвестиционном рынке, повышение инвестиционной привлекательности компаний для потенциальных инвесторов требует мобилизации интеллектуального капитала, переориентации производственной деятельности предприятий на создание продуктов, товаров, работ и услуг, в основе которых лежат результаты интеллектуальной деятельности. В современных рыночных условиях требуется фокусировка компаний на разработке новых, часто уникальных продуктов, проведение всесторонних исследований и разработок, направленных на получение новых знаний. Такое развитие позволит организациям не только выжить в условиях стагнирующего рынка, но и обеспечит повышение капитализации компании, созданные результаты можно использовать для выхода на дополнительные рынки, они могут являться точками дополнительного роста или даже развития новых направлений бизнеса.

Жесткая конкуренция на рынке оказания транспортных услуг требует от транспортно-сервисной организации высокого уровня инновационной активности, что в свою очередь обуславливает необходимость совершенствования подходов к управлению интеллектуальной собственностью. Так, например, перед ликвидацией АК «Трансаэро», предпринимала значительные шаги в области повышения стоимости своих нематериальных активов и активно публиковала в СМИ информацию о росте их стоимости. Поставив на баланс НМА в размере 9 миллиардов рублей. Значение данного действия понятно – повысить капитализацию компании в рамках отношений с кредиторами, что подчеркивает значимость управления результатами интеллектуальной деятельности и с точки зрения рыночной оценки компании.

Практически все крупные предприятия транспортного комплекса в рамках реализации и внедрения инноваций, проведения исследований и разработок активно создают результаты интеллектуальной деятельности. В частности, ПАО «Российские железные дороги» и ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии» в рамках реализации Программ инновационного развития вкладывают значительные денежные средства в НИОКТР, в результате которых (при выполнении ряда условий) создаются результаты интеллектуальной деятельности (далее – РИД).

Во многих государственных и коммерческих структурах, и транспортная отрасль не является исключением, утрачены компетенции, связанные с управлением результатами интеллектуальной деятельности, в том числе отсутствуют квалифицированные специалисты в указанной области. В текущей деятельности первоочередными вопросами,

непосредственно связанными с управлением результатами интеллектуальной деятельности являются: вопросы, связанные с оценкой их стоимости, постановкой на учет, вовлечением в хозяйственный оборот, трансфер, вопросы заключения лицензионных соглашений, урегулирования прав или совместного использования созданных РИД и др.

Эффективное использование результатов интеллектуальной деятельности является необходимым условием для успешного развития сервисной компании, усиления ее конкурентоспособности и инвестиционной привлекательности. Несмотря на то, что сервисные организации не производят образцы новой техники и не разрабатывают новые технологические решения, часто в ходе выполнения трудовой функции работники компании находят пути постоянных улучшений для повышения безопасности, качества и уровня сервиса, обобщая лучшие практики, создают улучшения, вносят вклад в оптимизацию бизнес-процессов и формируют рационализаторские предложения содействуя росту качества, снижению трудозатрат и экономии ресурсов, что влечет за собой повышение качества сервиса и усиление конкурентных преимуществ.

Постепенно, по мере своего развития, компания становится инновационным лидером рынка, а имеющиеся наработки становятся известными и востребованными за её пределами, и, если не предпринять своевременных мер по их защите, станут известными всем участникам рынка, при этом некоторые практики становятся стандартом качества для отрасли, в связи с чем компания утрачивает свое конкурентное преимущество на рынке технологий.

Данный путь на мировом рынке успешно прошла Deutsche Lufthansa AG. В настоящее время бесспорным лидером российского рынка является компания ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии», которая находится на стадии формирования лучших практик и трансформации их в нематериальные активы, являющиеся конкурентным преимуществом лидера. Однако при отсутствии правовой защиты технологии могут быть заимствованы конкурентами без согласия компании и выплаты соответствующего вознаграждения или станут отраслевым стандартом. Так, уже были частично заимствованы стандарты по эпидемиологической работе, организации безопасности в базовом аэропорту, иные значимые стандарты.

Компания приобретает новое конкурентное преимущество, если в ходе своего развития была проделана работа по оформлению лучших практик в нематериальный актив, который может быть масштабирован как например, обучающая программа, программное обеспечение, изобретение, полезная модель, товарный знак, промышленный дизайн, персонажи, художественный дизайн, учебные и методические материалы. Что в последствии позволяет осуществлять коммерциализацию РИД и получать дополнительную прибыль на рынке технологий за счет своего интеллектуального продукта, таким образом становясь инновационным лидером отрасли, включая рынок инноваций.

Таким образом, ключевой задачей и вызовом в настоящее время для компании транспортно-сервисной отрасли является обретение лидерства в сфере технологий и инноваций. Существует точка зрения, что развитие сервисной компании должно быть обеспечено снижением стоимости услуг и повышением маржинальности в большей части за счет оптимизации и экономии. Но оптимизация и экономия без работы с инновациями и технологиями носит пороговый характер. На определенном уровне развития без внедрения или оформления инновации экономия уже невозможна, и к этому порогу придут многие конкуренты, так как все предприятия занимаются оптимизацией и экономией в условиях стагнирующего рынка.

Феномен интеллектуальной собственности (далее – ИС) является единственной поощряемой монополией в мировой экономике, из которой высокоразвитые страны извлекают основные доходы предпринимательства и государства. Механизмы ИС являются главным рыночным инструментом выращивания и развития высокотехнологичных бизнеса и производств в условиях современного рынка. Это эффективнейший рыночный инструмент мировой экономики. Относительно ИС в мире давно сложились единые нормативные механизмы охраны и защиты на основе десятков международных конвенций, весьма разнообразная правоприменительная практика и соответствующий единый юридический язык отношений в этой сфере. Все это развивается на мировом масштабе под патронажем Всемирной Организации Интеллектуальной Собственности (ВОИС), членами которой в настоящее время являются 189 стран мира. ВОИС администрирует более 23 международных соглашений и конвенций в области интеллектуальной собственности. Эти конвенции и соглашения являются основными правовыми механизмами регулирования отношений в сфере интеллектуальной собственности в международном сотрудничестве и транзакциях. Учитывая роль ИС в развитии мировой экономики и международной торговли, ВОИС в последнее время уделяет всё большее внимание экономическим вопросам интеллектуальной собственности.

Основные понятия, дающие определения РИД определены IV частью Гражданского кодекса Российской Федерации и применяются ко всем РИД без относительно к отрасли, так в настоящее время существует множество подходов к определению понятия результаты интеллектуальной деятельности, но в данной работе под РИД понимаются объекты, созданные творческим (интеллектуальным) трудом работника, в том числе объекты интеллектуальной собственности. Под объектами интеллектуальной собственности понимаются «результаты интеллектуальной деятельности и приравненными к ним средствами индивидуализации юридических лиц, товаров, работ, услуг и предприятий, которым предоставляется правовая охрана (интеллектуальная собственность). РИД являются: произведения науки, литературы и искусства; программы для электронных вычислительных машин (программы для ЭВМ); базы данных; исполнения; фонограммы; сообщение в эфир или по кабелю радио- или телепередач (вещание организаций эфирного или кабельного вещания); изобретения; полезные модели; промышленные образцы; селекционные достижения; топологии интегральных микросхем; секреты производства (ноу-хау); фирменные наименования; товарные знаки и знаки обслуживания; наименования мест происхождения товаров; коммерческие обозначения» [1]. В результате творческой деятельности работников или реализации исследований и разработок, выполняемых по договорам на выполнение НИОКР создается множество РИД, но превращение их в объекты интеллектуальной собственности, а в последствии в нематериальные активы происходит лишь в случаях целенаправленной проработки предприятием вопросов, связанных с их оформлением. Целью оформления РИД в НМА является повышение конкурентоспособности.

В общем виде трансформация РИД в ОИС, а в последствии в нематериальные активы представлена на рис. 1



Рисунок 1 – Модель трансформации РИД

Согласно «Рекомендациям по управлению правами на результаты интеллектуальной деятельности в организациях» Минэкономразвития России [2] – основными функциями управления интеллектуальными активами (РИД) в организации являются, в том числе:

- выявление потенциально охраноспособных РИД;
- правовая охрана РИД;
- коммерциализация прав РИД;
- защита прав РИД.

В графическом виде процесс управления правами на РИД представлен на рис. 2.

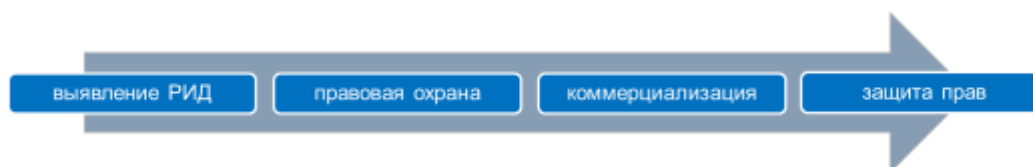


Рисунок 2 – Схема организации системы управления правами на РИД

Механизмы эффективной реализации ИС и созданной на ее основе сложнейшей наукоемкой техники являются самыми устойчивыми, надежными и эффективными в современной науке, проектно-конструкторском деле и новейшем высокотехнологичном производстве. Они деградируют и разрушаются только «вирусом» некомпетентности и неэтичности их применения, что, зачастую, происходит у нас при руководстве этими процессами. Это превращает многомиллиардные инвестиции в инновации в прямые экономические потери. В США эту проблему разрешают программы системного научно-технического и экономико-правового обучения специалистов и менеджеров. А её состояние контролируется комиссиями по этике, действующими во всех научных и высокотехнологичных организациях. В бывшем СССР такие комиссии были во всех НИИ, КБ, НПО и на всех крупных предприятиях. Сегодня их нет ни в одной российской организации.

Всё это говорит о том, что сегодня и в будущем вопросам управления интеллектуальной собственностью на уровне предприятия, отрасли, региона и государства следует уделить первостепенное внимание, создавать системное отношение к её применению.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. «Гражданский кодекс Российской Федерации (часть четвертая)» от 18.12.2006 N 230-ФЗ (ред. от 03.07.2016, с изм. от 28.03.2017) (с изм. и доп., вступ. в силу с 01.01.2017)
2. Рекомендации по управлению правами на результаты интеллектуальной деятельности в организациях Министерства экономического развития РФ (www.economy.gov.ru/).

СЕКЦИЯ «ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИННОВАЦИОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ТЕХНИЧЕСКОМ ВУЗЕ»

Председатель – Шаблов А. В., заместитель директора по УМР, к.п.н.

Секретарь – Борисенко М. Г., начальник учебного отдела, к.т.н.

УДК 378.14

ФОРМИРОВАНИЕ МОДЕЛИ ПЕДАГОГИЧЕСКОЙ ТЕХНОЛОГИИ КОНТЕКСТНО-КОМПЕТЕНТНОСТНОГО ПОДХОДА ОБУЧЕНИЯ КУРСАНТОВ ВУЗА

Асанов А. А., начальник филиала

Сафонов А. А., старший преподаватель 6 кафедры аэродинамики и динамики полета, к.т.н.

Филиал военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» в г. Сызрани

В статье рассматриваются проблемы освоения научно-педагогическим составом вуза инновационных методов обучения на основе контекстно-компетентностного подхода. Недостаточная эффективность традиционного обучения авиационных специалистов побуждает к поиску более действенных педагогических технологий для формирования профессиональных компетенций ФГОС третьего поколения. В статье изложены понятие, структура и сущность технологии контекстного обучения. Представлена модель контекстного обучения на основе базовых форм деятельности: учебной, квазипрофессиональной и учебно-профессиональной. Летчик (экипаж), а вернее его профессиональная компетентность, занимает центральное место в авиационной системе и обеспечивает ее безопасное функционирование, и выполнение задач по предназначению.

Проведены исследования по внедрению педагогических технологий контекстного и проблемного обучения при освоении дисциплин профессионального цикла.

Ключевые слова: авиационная система, безопасность полетов, педагогическая технология, компетенция, контекстное обучение, особая ситуация, эффективность технологии, профессиональная деятельность, профессионально-важные дисциплины.

В России несколько лет проводится модернизация системы образования. Реформированию подверглись все уровни – общего, профессионального и дополнительного образования. Система подготовки офицерских кадров не осталась в стороне. На ее совершенствование также оказывает сильное влияние крупномасштабная реформа Вооруженных Сил Российской Федерации (2008–2020). Качественная подготовка офицерских кадров должна отвечать не только требованиям времени, но и должна быть рассчитана на перспективу.

Новый закон «Об образовании» предоставил вузам широкие полномочия для модернизации образовательного процесса [7]. В учебном заведении, осуществляющем подготовку военных летчиков, в условиях освоения государственного образовательного стандарта третьего поколения [10], ведется интенсивный поиск и внедрение инновационных методов и форм обучения авиационных специалистов. В первую очередь это подразумевает переход к компетентностному образованию, который требует существенных изменений в педагогической системе. Развитие компетентностного подхода в образовании обозначило необходимость применения современных педагогических технологий.

Термин «технология» впервые появился в 1772 году (Иоганн Бекман), он означает совокупность приемов, применяемых в каком-либо деле, мастерстве, искусстве. Понятие «педагогическая технология» имеет разнообразную, но не противоречивую трактовку в работах Б. Т. Лихачева, В. П. Беспалько, В. М. Монахова, С. А. Смирнова,

В. А. Слостенина, И. П. Волкова, А. А. Вербицкого, М. Я Виленского и др. [1, 2, 3, 8, 9]. Воспользуемся общеизвестным в мировой практике понятием [5]: педагогическая технология – это системный метод создания, применения и определения всего процесса преподавания и усвоения знаний с учетом технических и человеческих ресурсов и их взаимодействия, ставящий своей задачей оптимизацию форм образования.

При рассмотрении педагогической технологии в образовательной практике, ее можно применять на трех взаимосвязанных уровнях:

- общепедагогический уровень, который характеризует образовательный процесс в конкретном учебном заведении и представляет собой педагогическую систему, включающую совокупность целей, содержания, средств и методов обучения;
- частнометодический уровень определяет совокупность методов и средств для реализации определенного содержания обучения и воспитания в рамках одной дисциплины;
- локальный уровень представляет собой технологию отдельных частей учебно-воспитательного процесса, решение частных дидактических и воспитательных задач при проведении отдельных видов занятий.

Прежде чем выбрать наиболее эффективную педагогическую технологию необходимо определить требования, предъявляемые к выпускнику летного вуза. Центральным и наиболее важным элементом авиационной системы является летчик (экипаж), который обеспечивает функционирование системы в соответствии с ее предназначением (рис. 1).

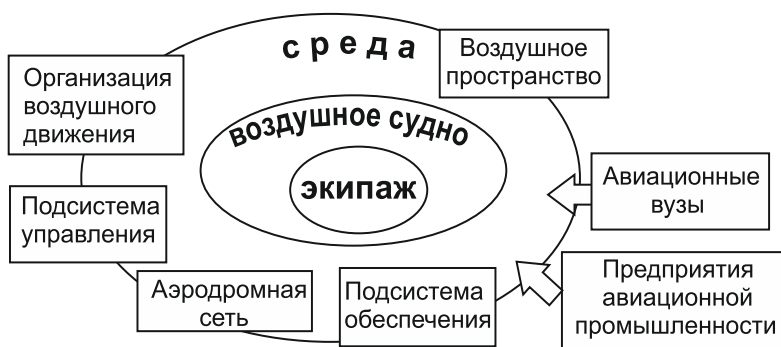


Рисунок 1 – Морфологическая модель авиационной системы

Областью профессиональной деятельности летчика являются [10]:

- летная эксплуатация авиационных комплексов и их применение для решения задач по предназначению;
- взаимодействие летных экипажей с системой организации воздушного движения и авиационных инфраструктур;
- обеспечение безопасности полетов и авиационной безопасности при эксплуатации авиационных комплексов.

Недостаточная эффективность традиционного обучения авиационных специалистов побуждает к поиску более действенных педагогических технологий для формирования профессиональной компетентности. Основанием для выбора педагогической технологии является, прежде всего, уровень самостоятельной деятельности обучающихся в образовательном процессе. Необходимость формирования у курсантов полного цикла познавательного акта и профессиональной деятельности, направленной на безопасность функционирования авиационной системы, определяет выбор технологий. Они направлены на обучение:

– видению проблемы, пониманию причинно-следственных связей и отношений, способам формирования мотивации, постановке познавательной задачи как цели и результата, формированию личностного смысла деятельности, связанного с осознанием личной значимости процесса познания и результата;

– решения задач в конкретных условиях профессиональной деятельности, проверки правильности и эффективности принятых решений, оценивания результата и внесения необходимых корректив;

– технологиям по оцениванию ситуации, предполагающей афферентный синтез состояния авиационной системы и уровня готовности военного летчика по своевременному реагированию на особые ситуации.

Любая педагогическая технология должна удовлетворять основным методологическим критериям технологичности, которыми являются: концептуальность, системность, управляемость, эффективность и воспроизводимость [1, с. 12]. Приведенные критерии определяют структуру технологии, которая включает в себя три части: концепцию (психолого-педагогические идеи), содержание (цели обучения и содержание учебного материала), технологический процесс (организацию и проведение учебного процесса).

Сущность технологии контекстного обучения – формирование целостной модели будущей профессиональной деятельности курсанта авиационного вуза. Контекстное обучение базируется на научной информации и содержании профессиональной деятельности летчика, представленное в виде основных должностных функций, проблемных ситуаций и задач. Об этом писал создатель научно-педагогической школы контекстного образования Вербицкий А. А. «...Контекстным является такое обучение, в котором на языке наук с помощью всей системы традиционных и новых педагогических технологий формах учебной деятельности все более приближающихся к формам профессиональной деятельности, динамически моделируется предметное и социальное содержание профессионального труда. Тем самым обеспечиваются условия трансформации учебной деятельности студента в профессиональную деятельность специалиста» [3, с. 5].

В контекстном обучении курсантов летного вуза можно выделить три базовые формы деятельности:

– учебная деятельность академического типа, которая предусматривает передачу, усвоение и репродуцирование информации;

– квазипрофессиональная деятельность, моделирующая в аудиторных условиях (на тренажерах) содержание и динамику профессиональной деятельности, в том числе взаимодействие (взаимоотношения) специалистов в структуре авиационной системы;

– учебно-профессиональная деятельность, которая реализуется в ходе производственной (летной) практики. На этом этапе полученные ранее знания трансформируются в профессиональные навыки (освоение техники пилотирования ВС, воздушной навигации).

Частная модель контекстного обучения представлена на рис. 2.



Рисунок 2 – Модель контекстного обучения курсантов авиационного вуза

Постоянное обновление учебной среды, информационного и процессуального состава действий влечет за собой повышение уровня подготовленности курсантов к действиям в особых ситуациях.

К педагогическим приемам, активизирующим учебный процесс относятся: метод ситуационного анализа (анализ конкретных ситуаций), метод ситуационного обучения (кейс-стади, метод кейсов, метод «инцидента») [9, с. 37–56].

При активном ситуационном обучении курсантам предоставляется информация об авиационных событиях. Задачами обучающихся являются принятие рационального решения, действуя сначала индивидуально, а затем в процессе интерактивного взаимодействия в составе «малых групп» (экипажей). Причем задачи по устранению неопределенности ситуации усложняются по мере освоения теоретического материала дисциплин. На первом этапе рассматриваются элементарные алгоритмы действий экипажа при возникновении особых ситуаций, регламентируемые Руководствами по летной эксплуатации (РЛЭ) ВС, в последующем задачи усложняются и требуют от курсантов выработки мероприятий (рекомендаций) по предупреждению (предвосхищению) ошибочных действий летного состава. Именно в ходе квазипрофессиональной деятельности (анализа ситуаций, ролевых игр) и решению поставленных задач происходит формирование перцептивной модели служебной деятельности будущего военного летчика.

В работе Гандера Д. В. [4, с. 109] представлены рекомендации по методике проведения ситуационного анализа и ролевых игр: «...В интересах профилактики ненадежных действий летного состава важно при анализе особых ситуаций в полете установить причины, обуславливающие проявления феноменов нарушения сознания, поспешных решений, субъективных оценок, тягостных переживаний, разных стилей поведения, неадекватного общения в экипаже. В ролевой игре используются аварийные ситуации, реально имевшие место в последние годы в авиации».

Так, например, для учебной дисциплины Безопасность полетов можно выделить следующие группы профессиональной деятельности, в которых целесообразно использовать ролевые игры: разработка требований безопасности при выполнении различных видов

полетов; подготовка летного состава к действиям в особых ситуациях; оценка законности выполнения полета; разработка и анализ схемы причинно-следственных связей авиационного события; разработка рекомендаций по предотвращению авиационных происшествий.

Междисциплинарные связи дисциплин Профессионального цикла усиливают интеграционный характер профессионально-важных компетенций выпускника летного вуза.

Задача нашего исследования заключалась в определении эффективности применения педагогических технологий контекстно-компетентностного обучения. Для оценивания сформированности интегративной компетенции, кроме обычной системы оценивания ЗУН по четырехбалльной системе и применялись методики экспертного оценивания ситуационных заданий.

Таблица 1 – Результаты выполнения курсантами ситуационных заданий

| Тип группы | Выполнение ситуационных заданий | | Всего: |
|-------------------|---------------------------------|-----|--------|
| | есть | нет | |
| Контрольная | 46 | 9 | 55 |
| Экспериментальная | 55 | 0 | 55 |
| Всего: | 101 | 9 | 110 |

Полученные экспериментальные данные говорят о положительном результате примененной педагогической технологии, в основе которой лежит контекстно-компетентностный подход к обучению в процессе формирования профессионально-важных качеств у курсантов. Построение учебного процесса на базе инновационных технологий позволяет максимально приблизить содержание и процесс учебной деятельности курсантов к их дальнейшей профессии.

Таким образом, развитие системы высшего образования в целом и в частности в авиационных вузах может осуществляться только как инновационный процесс, путем использования новых идей, технологий, замены устаревших и неэффективных педагогических средств новыми и более эффективными для современных условий.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Виленский М. Я.* Технологии профессионально-ориентированного обучения в высшей школе: Учебное пособие / М. Я. Виленский, П. И. Образцов, А. И. Уман. Под ред. В. А. Сластенина. – М., Педагогическое общество России. – 2004. – 192 с.
2. *Вербицкий А. А.* Компетентностный подход и теория контекстного обучения: Материалы к четвертому заседанию методологического семинара 16.11.2004 / А. А. Вербицкий – М.: ИЦ ПКПС, 2004. – 84 с.
3. *Вербицкий А. А.* Контекстно-компетентностный подход к модернизации образования // Инновационные проекты и программы в образовании. – 2011. – № 4.
4. *Гандер Д. В.* Профессиональная психопедагогика / Д. В. Гандер. – М.: «ВОЕНТЕХИНИЗДАТ», 2007. – 336 с.
5. Глоссарий терминов по технологии образования. – Париж, ЮНЕСКО, 1986. – С. 43.
6. *Зиньковская С. М.* Психологические аспекты подготовки летчиков к действиям в особых ситуациях / С. М. Зиньковская // Педагогическое образование. – 2009. – № 4. – С. 83–90.
7. О мерах по реализации отдельных положений статьи 81 Федерального закона от 29.12.2012, № 273-ФЗ «Об образовании в Российской Федерации» // Приказ Министра обороны Российской Федерации от 15.09.2014, № 670.
8. *Селевко Г. К.* Энциклопедия образовательных технологий. В 2-х томах. Том 1 / Г. К. Селевко. – М.: Народное образование, 2006. – 816 с.

9. *Панфилова А. П.* Инновационные педагогические технологии: Активное обучение: учеб. пособие для студ. высш. учеб. заведений / А. П. Панфилова. – М.: Издательский центр «Академия», 2009. – 192 с.
10. Федеральный государственный образовательный стандарт высшего образования по специальности 25.05.04 Летная эксплуатация и применение авиационных комплексов (уровень специалитета) // Приказ Министерства образования и науки Российской Федерации от 11.08.2016 № 1020. – М.: Минобрнаука, 2016. – 26 с.

УДК 378.147

ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ОБУЧАЮЩИХ ПРОГРАММ В ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ ПРОЦЕСС

Кравченко А. В., преподаватель

Писарев Н. С., студент

Стаценко Н. И., студент

*Сибирский государственный аэрокосмический университет
им. академика м.Ф. Решетнева
(г. Красноярск)*

В данной работе рассмотрены перспективы внедрения обучающих программ в образовательный процесс. Обучающая программа как интерактивное приложение, предназначенное для выдачи практической информации о дисциплине в легкодоступной и понятной форме. Применение таких программ сможет сымитировать практическую среду, благодаря чему такими программами смогут пользоваться не только студенты и школьники, но и профессиональные работники с целью повышения своей квалификации.

Ключевые слова: обучающая программа, обучение, образовательный процесс, практическое погружение.

Научно-технический прогресс не стоит на месте. Непрерывное развитие технологий кардинально меняют нашу жизнь, делая ее проще и комфортнее.

Основной причиной рассмотрения перспективы разработки и внедрения обучающих программ в образовательный процесс являются результаты исследования ученых в области восприятия информации. На данный момент в сфере образования активно применяются следующие методы преподавания:

- лекции;
- групповые и практические занятия;
- лабораторные работы;
- производственные практики и другие активные методы и формы обучения [1].

Среди вышеперечисленных методов обучения практическим навыкам и умениям обучают производственные и учебные практические занятия, но, к сожалению, организация таких практических занятий требует значительных финансовых вложений, что зачастую бывает проблематично. На рис. 1 изображена пирамида, показывающая, насколько хорошо может усваиваться информация при использовании различных методик преподавания.

При использовании в образовательном процессе таких методов, как лекции, чтение учебной литературы и просмотр различных видеоматериалов нет обратной связи. Практические же занятия позволяют получить информацию об изучаемой дисциплине намного быстрее, и эта информация будет включать в себя только самое то, что необходимо для успешного осуществления профессиональной деятельности [2].



Рисунок 1 – Пирамида, иллюстрирующая восприятие информации

По этой причине перспективно внедрение в образовательный процесс интерактивных приложений, которые будут моделировать практическое погружение во время проведения занятий, а также в свободное от учебы время. Для использования подобных приложений будет достаточно стационарного компьютера, либо же ноутбука, а в перспективе адаптация таких программ для их использования на смартфонах и планшетных компьютерах.

Такие интерактивные приложения обладают следующими преимуществами:

- наглядность материала;
- быстрая обратная связь – мониторинг успеваемости (встроенные тест-системы обеспечивают мгновенный контроль усвоения материала; интерактивный режим позволяет учащимся самим контролировать скорость прохождения учебного материала);
- универсальность (применение при обучении всех аспектов, что позволяет, изучая одну дисциплину, косвенно изучать смежные с ней дисциплины);
- сбалансированность материала;
- индивидуальный подход (возможность самостоятельного выбора сложности материала, последовательности выполнения упражнений, отбора материала для повторения с помощью специальных встроенных функций);
- разнообразное содержание и форма подачи материала (мотивирующие учащегося);
- возможность пополнения основной части программы новыми типами упражнений [3].

Цели и задачи, которые можно решать, используя интерактивные приложения, отражены в табл. №1.

Таблица 1 – Цели и задачи интерактивного обучения

| Цели интерактивного обучения | Задачи интерактивного обучения |
|---|--|
| 1) создание комфортных условий обучения, условий, при которых ученик чувствует свою успешность, что делает продуктивным сам процесс обучения; | 1) установление эмоциональных контактов между учащимися; |
| 2) организация и развитие диалогового общения, которое ведет к взаимопониманию, взаимодействию, к совместному решению общих, но значимых для каждого участника задач; | 2) развитие коммуникативных умений и навыков; |
| 3) исключение доминирования как одного выступающего, так и одного мнения над другими. обучение критически мыслить, решать сложные проблемы на основе анализа обстоятельств и соответствующей информации, взвешивать альтернативные мнения, принимать продуманные решения; | 3) обеспечение учащихся необходимой информацией, без которой невозможно реализовать совместную деятельность; |
| 4) получение навыков участия в дискуссиях, общения с окружающими | 4) развитие общих учебных умений и навыков (анализ, синтез, постановка целей и пр.); |
| | 5) воспитательная задача – приучает работать в команде, прислушиваться к чужому мнению |

На рис. 2 изображена диаграмма, иллюстрирующая уровень знаний, которыми будут обладать обучающиеся при различных подходах к образовательному процессу. Сделав акцент на использование практических программ обучения можно значительно повысить уровень умений.

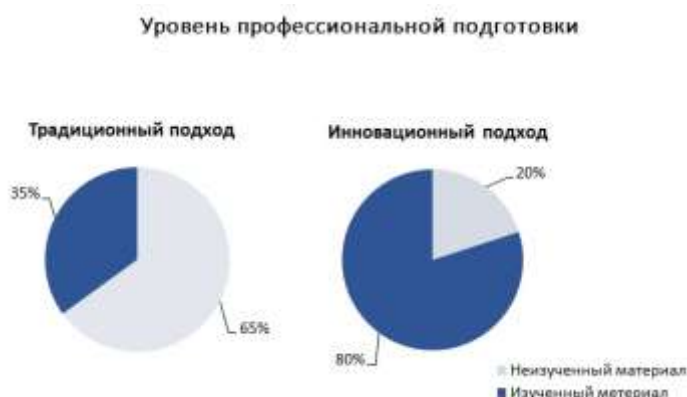


Рисунок 2 – Диаграмма, показывающая уровень профессиональной подготовки обучающихся

Вышеуказанные преимущества при использовании интерактивных приложений говорят о том, что перспектива внедрения обучающих программ в образовательный процесс имеет место быть. Такой подход позволит в большей мере заинтересовать студентов в изучении различных дисциплин, а также повысит количество информации, усваиваемой обучаемыми [4]. Все это позволит получать на выходе из стен вуза высококвалифицированных специалистов, разбирающихся в своей специальности и желающих продолжать свою деятельность в этом же направлении.

Обучающая программа будет представлять собой интерактивное приложение, предназначенное для выдачи практической информации о дисциплине в легкодоступной и понятной форме [5]. Это сможет разнообразить процесс обучения. Применение таких программ сможет имитировать практическую среду, благодаря чему, такими программами смогут пользоваться не только студенты и школьники, но и профессиональные работники с целью повышения своей квалификации.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Булин-Соколова Е. Внедрение информационно-компьютерных технологий в систему общего образования: деятельностный подход. – 2005. – № 3. – С. 63–66.
2. Васильева О. П. Применение информационных технологий в учебно-воспитательном процессе. – 2008. – № 5. – С. 115–120.;
3. Кашлев С. С. Технология интерактивного обучения / С. С. Кашлев. – Мн., 2005.
4. Морева Н. А. Современная технология учебного занятия / Н. А. Морева. – М.: Просвещение, 2007. – 156 с.
5. Полат Е. С. Новые педагогические и информационные технологии в системе образования: учеб. пособие для студентов пед. вузов и системы повышения квалификации педагог. Кадров / Е. С. Полат. – 2 – е изд.; стер. – М.: Академия, 2005. – 272 с.;

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ПРЕПОДАВАНИИ ДИСЦИПЛИН РАДИОТЕХНИЧЕСКОЙ НАПРАВЛЕННОСТИ

Туринцев С. В., доцент кафедры АРЭО, к.т.н., доцент;
Межетов М. А., доцент кафедры АРЭО, к.ф.-м.н.
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается методика проведения лабораторных и практических занятий с использованием программно-аппаратного комплекса фирмы NationalInstruments, который в основном применяется для проведения научных экспериментов и исследований. Использование этого комплекса в учебном процессе позволит использовать инновационные подходы при преподавании дисциплин радиотехнической направленности, которые будут развивать у обучаемых интерес к преподаваемым дисциплинам, и прививать навыки программирования при создании авиационных радиоэлектронных систем.

Ключевые слова: инновационные технологии, компьютерные технологии обучения, радиоизмерительная платформа, программно-аппаратный комплекс.

В условиях образовательных реформ особое значение в профессиональном образовании приобрела инновационная деятельность, направленная на введение различных педагогических новшеств. Они охватили все стороны дидактического процесса: формы его организации; содержание и технологии обучения; учебно-познавательную деятельность.

Инновационные технологии обучения, отражающие суть будущей профессии, формируют профессиональные качества специалиста, являются своеобразным полигоном, на котором учащиеся могут отработать профессиональные навыки в условиях, приближенных к реальным. Инновационные образовательные технологии представляют собой комплекс из трёх взаимосвязанных, взаимозависимых, взаимоопределяемых составляющих: современное содержание, современные методы обучения, современная инфраструктура.

Современное содержание, которое передаётся учащимся и предполагает не столько освоение предметных знаний, сколько развитие компетенций, адекватных современной практике жизнедеятельности, профессиональной деятельности. И это содержание должно быть хорошо структурированным и представленным в виде различных учебных материалов, в том числе и мультимедийных, которые передаются с помощью современных средств коммуникации.

Современные методы обучения – методы формирования компетенций – основаны на взаимодействии учащихся и их вовлечении в учебный процесс, а не только на пассивном или репродуктивном восприятии материала.

Современная инфраструктура (технические средства) обучения, которая включает информационную, технологическую, организационную и коммуникационную компоненты, позволяющие эффективно использовать преимущества, скажем, дистанционных форм обучения.

Инновационные технологии обучения включают в себя: интерактивные технологии обучения, технологию проектного обучения, компьютерные технологии.

В психологической теории обучения интерактивным называется обучение, основывающееся на психологии человеческих взаимоотношений. Технологии интерактивного обучения рассматриваются как способы усвоения знаний, формирования умений и навыков в процессе взаимоотношений и взаимодействий педагога и обучаемого

как субъектов учебной деятельности. Сущность их состоит в том, что они опираются не только на процессы восприятия, памяти, внимания но, прежде всего, на творческое, продуктивное мышление, поведение, общение. При этом процесс обучения организуется таким образом, что обучаемые учатся общаться, взаимодействовать друг с другом и другими людьми, учатся критически мыслить, решать сложные проблемы на основе анализа производственных ситуаций, ситуационных профессиональных задач и соответствующей информации.

Технология проектного обучения рассматривается как гибкая модель организации учебного процесса в профессиональной школе, ориентированная на творческую самореализацию личности обучаемого путем развития его интеллектуальных и физических возможностей, волевых качеств и творческих способностей в процессе создания новых товаров и услуг.

Компьютерные технологии обучения – это процессы сбора, переработки, хранения и передачи информации обучаемому, посредством компьютера. К настоящему времени наибольшее распространение получили такие технологические направления, в которых компьютер является: средством для предоставления учебного материала учащимся с целью передачи знаний; средством информационной поддержки учебных процессов как дополнительный источник информации; средством для определения уровня знаний и контроля за усвоением учебного материала; универсальным тренажером для приобретения навыков практического применения знаний; средством для проведения учебных экспериментов и деловых игр по предмету изучения; одним из важнейших элементов в будущей профессиональной деятельности обучаемого [1]. Компьютерные технологии обучения во многих профессиональных учебных заведениях используют как отдельные программные продукты учебного назначения, так и дистанционные системы обучения с возможностью автоматизированного контроля знаний по различным учебным дисциплинам (LMS MOODLE). Эти системы включают в себя комплекс учебно-методических материалов в виде демонстрационных, теоретических, практических и контрольных заданий. Применение таких программных продуктов в большей мере оправдано для дисциплин гуманитарного профиля и в меньшей мере для дисциплин радиотехнической направленности, поскольку обучаемые в этом случае становятся заложниками электронно-вычислительной машины, а это, в свою очередь, ограничивает исследовательские и творческие возможности обучаемых.

Сегодня нередко под «инновационными образовательными технологиями» понимается не применение новых, новейших методов обучения, а более активное, если не сказать агрессивное, директивное, использование информационных и коммуникационных технологий – Интернета, мультимедиа, вебинаров, телеконференций. Такое узкое понимание инноваций не даёт возможности повысить качество образования. В этих условиях педагог привыкает жить в согласии с внешне заданными нормами и правилами. Последние годы показывают огромный бесконечный поток льющих на преподавателей приказов и циркуляров об изменениях, нововведениях, переделках и переменах. Стандартизация поведения и внутреннего мира педагога, подгонка методик под тестирование и контрольно-измерительные материалы сопровождаются тем, что в нашей деятельности всё большее место занимают инструктивные предписания. Педагог легко вписывается в педагогическое сообщество, но при этом его творческий уровень снижается [2].

Широкое применение дистанционной системы обучения оправдано только в системах контроля знаний и в качестве дополнительного источника получения знаний. В процессе

преподавания дисциплин радиотехнического профиля более эффективным способом обучения студентов могут стать программно-аппаратные комплексы фирмы National Instruments, которые на современном этапе развития получают всё большее распространение и имеют достаточно широкий спектр применения. В основном такие комплексы используются для проведения научных экспериментов и исследований. Но возможности использования этих комплексов гораздо шире. Одним из возможных вариантов применения таких комплексов является использование их в учебном процессе при проведении лабораторных и практических занятий. Возникает вопрос: «Как использовать ограниченное количество радиоизмерительных платформ в учебном процессе?» Здесь на помощь приходят информационные и коммуникационные технологии, которые помогают обеспечить удалённый доступ к платформе практически с любого уголка планеты при наличии сети Интернет. Эта идея положена в основу проведения лабораторных и практических занятий дисциплин радиотехнической направленности. То есть, имеется компьютерный класс, подключенный к сети Интернет, и имеется радиоизмерительная платформа, так же подключенная к сети. С каждого рабочего места имеется возможность выхода на программно-аппаратный комплекс. В этом случае появляется возможность работы не с модельными данными или имитаторами, формирующими некоторые тестовые сигналы, а с реальными сигналами, поступающими на антенну от реально работающих авиационных радиотехнических систем. Уникальность такого способа проведения практических и лабораторных работ заключается в том, что у студента появляется возможность проектировать и строить схемы формирования и обработки сигналов реально работающих радиотехнических систем различного назначения. При этом параллельно решается сразу же несколько задач: задача обнаружения исследуемой радиотехнической системы; задача выделения сигнала на фоне помех; задача создания программы обработки принятого сигнала; задача анализа и исследования разработанной системы. Анализируя решаемые задачи, можно сделать вывод о том, что в данном случае используется комплексный подход при преподавании дисциплин радиотехнической направленности, который позволяет формировать в студентах способность самостоятельного решения задачи и развивать его творческие способности. В этом случае появляется возможность уйти от стандартных путей решения поставленной задачи, которые предлагаются в системе дистанционного обучения. Системы дистанционного обучения, обладая некоторыми достоинствами, имеют один огромный недостаток, который не позволяет в студентах раскрыть их творческие и исследовательские способности, который заключается в шаблонности предлагаемых ответов. А введение ответов самими студентами в некоторых задачах ограничивает процесс автоматизации оценки знаний, ради чего, в общем то, и создавалась данная система.

Предлагаемая методика проведения лабораторных и практических занятий имеет ряд недостатков: требует высокой квалификации преподавательского состава; радиоизмерительная платформа должна находиться вблизи объекта исследования, т. е. в районе аэропорта; высокая стоимость программно-аппаратного комплекса и компьютерного класса; наличие локальной сети или сети интернет.

В Иркутском филиале МГТУ ГА имеется несколько радиоизмерительных платформ National Instruments. Широкое применение данной платформы для проведения лабораторных и практических занятий по дисциплинам радиотехнического профиля обусловлено его широкими функциональными возможностями за счет использования в ее составе следующих модулей:

- Векторный анализатор NI PXI 5661 (полоса частот от 9 кГц до 2,7 ГГц);

- Векторный генератор PXI 5672 (полоса частот от 250 кГц до 2,7 ГГц);
- Малошумящий усилитель PXI 5691 (Двухканальный программируемый усилитель ВЧ-сигналов с диапазоном частот от 50 МГц до 8 ГГц);
- Блок коммутации PXI 2596;
- Накопитель PXI 8262 (объем памяти 1 Тб).

Анализируя характеристики представленных модулей, можно сделать вывод, что имеющаяся платформа позволяет вести приём и формирование сигналов практически во всём авиационном радиодиапазоне, как в режиме реального времени, так и в постобработке [3]. Платформа National Instruments использует технологию программируемого радио, которая даёт возможность конфигурировать работу измерительного оборудования средствами среды графической разработки LabVIEW [4]. Такой подход позволяет программно определять функциональность системы, т. е. строить большинство радиотехнических систем, используемых в авионавигации, проводить оптимизацию с учетом постоянно меняющихся стандартов и своевременно проводить анализ новых технологий в области авиационной радиосвязи. Географическое положение Иркутского филиала МГТУ ГА позволяет в режиме реального времени вести приём большинства радиосредств, находящихся в районе аэропорта Иркутск, так как дальность до аэропорта составляет примерно около 1 км. Радиоизмерительная платформа National Instruments расположена в здании учебного корпуса, на крыше которого установлена широкополосная антенна ОВЧ диапазона.

Таким образом, применение радиоизмерительной платформы National Instruments позволит на новом педагогическом уровне проводить практические и лабораторные занятия цикла радиотехнических дисциплин, развить у обучаемых интерес к научной деятельности и совершенствовать творческие способности у студентов. Применение такой методики преподавания дисциплин будет развивать у обучаемых интерес к преподаваемым дисциплинам и прививать навыки программирования при создании авиационных радиоэлектронных систем. Основной особенностью такой методики является работа с реально работающими системами, расположенными в районе аэропорта.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Инновационные технологии в профессиональном образовании. // [Электронный ресурс]. URL: <http://www.grandeducator.ru/gamivs-573-1.html> (дата обращения 27.01.2017).
2. Мендель Б. Р. Современные инновационные технологии в образовании и их применение. Образовательные технологии. 2015. – № 2. – С. 27–48.
3. Радиоизмерительная платформа National Instruments–функциональная гибкость и широта применений в форм-факторе PXI. // [Электронный ресурс]. URL: <http://russia.ni.com/rfapps> (дата обращения 13.01.2017).
4. Федосов В. П. Цифровая обработка сигналов в LABVIEW: учеб. Пособие / В. П. Федосов, А. К. Нестеренко. – М., ДМК Пресс, 2007.

РЕШЕНИЕ ПРИКЛАДНЫХ И ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ЗАДАЧ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММ ДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТА

Асанов А. А., начальник филиала

Джаксбаев В. А., начальник 6 кафедры аэродинамики и динамики полета, к.т.н.

Сафонов А. А., старший преподаватель 6 кафедры аэродинамики и динамики полета, к.т.н.

Филиал военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» в г. Сызрани

В статье изложены результаты работы по разработке математической модели и программного комплекса по моделированию полетных заданий вертолетов. Имитатор полета вертолета создан на основе синтеза программного комплекса расчета маневров вертолета, геоинформационных систем и средств разработки интерактивных приложений (3D-моделирования), и активно используется в образовательном процессе. Приведен пример по определению возможностей однодвигательного полета вертолета АНСАТ-У. Теоретические и практические результаты работы внедрены и используются в учебном процессе курсантов филиала ВУНЦ ВВС «ВВА» в г. Сызрани.

Ключевые слова: аэродинамика, вертолет, механика полета, закон сохранения энергии, визуализация, моделирование, перегрузка, маневренность, информационные технологии.

Крупномасштабное реформирование Вооруженных сил Российской Федерации предполагает принятие в эксплуатацию более 1100 современных вертолетов в период до 2020 г. [2]. Глубокой модернизации подвергаются существующие типы летательных аппаратов. Но освоение современной авиационной техники требует применения и современных методов обучения. Качество образовательного процесса напрямую зависит от использования информационных технологий, которые реализуются в различных видах технических средств обучения.

Подготовка на тренажерах занимает промежуточное положение между теоретическим обучением и летной практикой. Основой программного обеспечения тренажеров и имитаторов полета является математическая модель ЛА. Она зависит от предъявляемых требований к учебно-тренировочному средству и возможностей вычислительной техники. Обеспечением подобия динамики движения ЛА в тренажерных комплексах занимались Долженков Н. Н., Бюшгенс А. Г., Володко А. М., Горин В. В., Береговой Б. И., Берестов Л. М., Пустовалов В. Н., МакГрегор Д. Х., Келли И. Р. и др. Ведущими разработчиками и производителями тренажерной аппаратуры в России являются компании ТРАНЗАС и ЦНТУ «Динамика». Но стоимость производимого ими оборудования высока и сопоставима со стоимостью ЛА. Поставки тренажеров ожидаются, однако в настоящее время курсанты готовятся к полетам на основе методик 30–35-летней давности.

В связи с этим становится актуальной задача по использованию информационных технологий в виде программного комплекса моделирования полетных заданий с использованием современных информационных технологий в образовательном процессе.

Для решения этой задачи был разработан имитатор полета вертолета на основе синтеза программного комплекса расчета маневров вертолета, геоинформационных систем и средств разработки интерактивных приложений [3]. При разработке комплекса программ использовались закон сохранения энергии, метод тяг Жуковского (сравнение величин потребной и располагаемой тяг).

Полная механическая энергия движения вертолета выражается в общем случае суммой четырех компонентов:

$$E = E_{\Pi} + E_K + E_{HB} + E_p = mgH + \frac{mV^2}{2} + \frac{I_{\omega} \omega_n^2}{2} + E_p \quad (1)$$

В условиях летной эксплуатации маневренные возможности вертолета определяют не только располагаемые перегрузки, существуют и максимально допустимые эксплуатационные перегрузки. Они в общем случае лимитируются условиями устойчивости, управляемости и динамической прочности. Величина располагаемых перегрузок зависит от параметров движения, управления и условий эксплуатации (массы вертолета, высоты полета, температуры наружного воздуха). Для определения располагаемых перегрузок воспользуемся методом энергий. Это дает возможность представить динамическую модель движения вертолета как материальной точки в траекторной системе координат [4, 5], в виде системы уравнений:

$$\begin{aligned} 1) \quad \frac{dV}{dt} &= g(n_{xa} - \sin \theta); & 4) \quad \dot{X}_g &= V \cos \theta \cos \psi; \\ 2) \quad \frac{d\theta}{dt} &= g \frac{n_{ya} \cos \gamma - \cos \theta}{V}; & 5) \quad \dot{Y}_g &= V \sin \theta; \\ 3) \quad \frac{d\psi}{dt} &= g \frac{n_{ya} \sin \gamma}{V \cos \theta}; & 6) \quad \dot{Z}_g &= -V \sin \psi \cos \theta; \\ & & 7) \quad n_{xa} &= f_1(V, n_{ya}, \varphi_n, t_{\text{нар.в}}, G, H, \text{ИБВ}); \\ & & 8) \quad n_{ya} &= f_2(V, n_{xa}, \varphi_n, t_{\text{нар.в}}, G, H, \text{ИБВ}). \end{aligned} \quad (2)$$

Система уравнений разрешима, если задать в качестве начальных условий или определить в процессе расчета семь переменных: $V, G, t_{\text{нар.в}}, H, \varphi_n, \text{ИБВ}$ (индивидуальные возможности вертолета), $n_{xa}(n_{ya})$.

Решение любой из систем дифференциальных уравнений осуществляется приближенными методами численного интегрирования. Существует ряд методов численного интегрирования нелинейных дифференциальных уравнений: Эйлера, Рунге-Кутта по средней ординате и др. Сущность всех этих методов сводится к тому, что весь интервал изменения интересующего нас параметра разбивается на отдельные участки (шаги интегрирования), внутри которых значения управляющих функций считаются неизменными, соответствующими началу каждого шага, подсчитывая по известному (принятому) закону изменения управляющих функций приращения параметра движения на каждом шаге интегрирования, в конечном счете (путем суммирования приращений на всех шагах) находят изменение параметров во всем диапазоне интегрирования [5].

Воспользовавшись избытками мощности, которые имеет вертолет на различных скоростях горизонтального полета, можно получить зависимость тангенциальной перегрузки $n_{xa} = f(V, G = G_{\text{норм}})$, которая указывает на возможности ЛА изменять величину скорости в горизонтальном полете. Изменяя в расчетах полетный вес, получим семейство (сетку) зависимостей тангенциальной перегрузки от скорости полета при различных резервированных значениях нормальной перегрузки

$$n_{xa} = f \left[G, t_{\text{нар.в}}, H, N_{\text{взл}}, V, n_{ya}, \text{ИБВ} = \text{var} \right]. \quad (3)$$

Уравнение (3) определяет динамику движения вертолета как материальной точки. Перегрузку обычно определяют в центре масс ЛА, а его движение в пространстве отождествляется с движением материальной точки в нормальной земной системе координат. Перегрузки используются при анализе траекторий, по которым движется центр масс

вертолета в пространстве. Для этого привлекается траекторная и скоростная системы координат, что необходимо для перехода от сил к соответствующим перегрузкам.

На рис. 1 приведен алгоритм расчета маневра по заданному закону управления. Программный комплекс по расчету маневров реализован в программной среде Delphi.

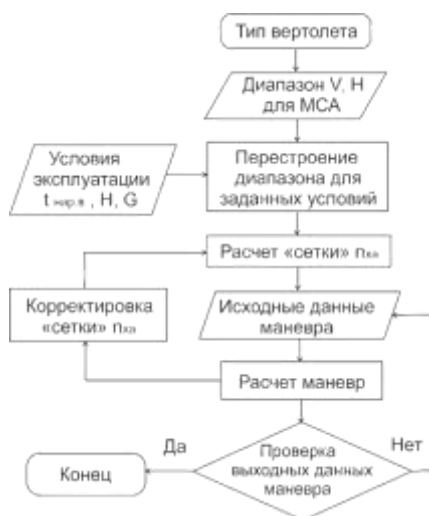


Рисунок 1 – Алгоритм расчета маневров

Для обучения курсантов летного вуза принят на вооружение учебно-тренировочный вертолет АНСАТ-У. С помощью комплекса программ проведено моделирование возможностей выполнения полета вертолета с одним работающим двигателем. Основные закономерности динамической реакции вертолета при отказе одного двигателя:

- в течение 1–2 с после отказа двигателя его мощность и, соответственно, создаваемый им крутящий момент уменьшается почти до нуля (рис. 2);
- основные кинематические параметры динамики вертолета и, соответственно, положение продольно-поперечного и путевого управления, а также потребный крутящий момент несущего винта (НВ) и тяга рулевого винта (РВ) сохраняются близкими к исходным балансировочным значениям;
- уменьшается частота вращения НВ и возникает несбалансированный момент тяги РВ, вызывающий разворот вертолета вправо по курсу.

О возможностях вертолета выполнять полет с одним работающим двигателем можно судить по адаптированному диапазону высот и скоростей полета или по «сетке» тангенциальных перегрузок для заданных условий (рис. 3). Для учета влияния температуры наружного воздуха выполнялись расчеты для модели вертолета с полетной массой 3300 кг, на высоте полета 500 м. Возможности вертолета по обеспечению установившегося горизонтального полета с одним отказавшим двигателем ухудшились и находятся в диапазоне от 75 до 180 км/ч при температуре наружного воздуха +15оС, при температуре наружного воздуха +35оС горизонтальный полет невозможен.

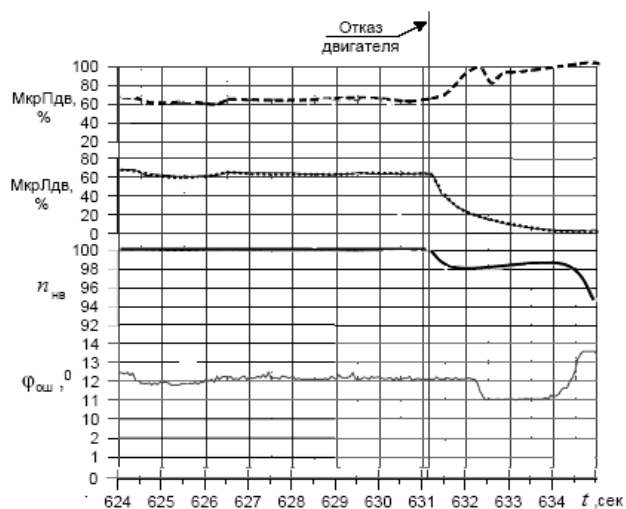


Рисунок 2 – Параметры винтомоторной группы при отказе одного двигателя на висении вертолета АНСАТ-У

Таким образом, решение прикладной задачи о возможностях вертолета выполнять однодвигательный полет представляет «сетка» тангенциальных перегрузок. Полученные результаты с помощью средств интерактивных приложений выводятся на монитор в виде динамической модели и достигается эффект визуального полета.

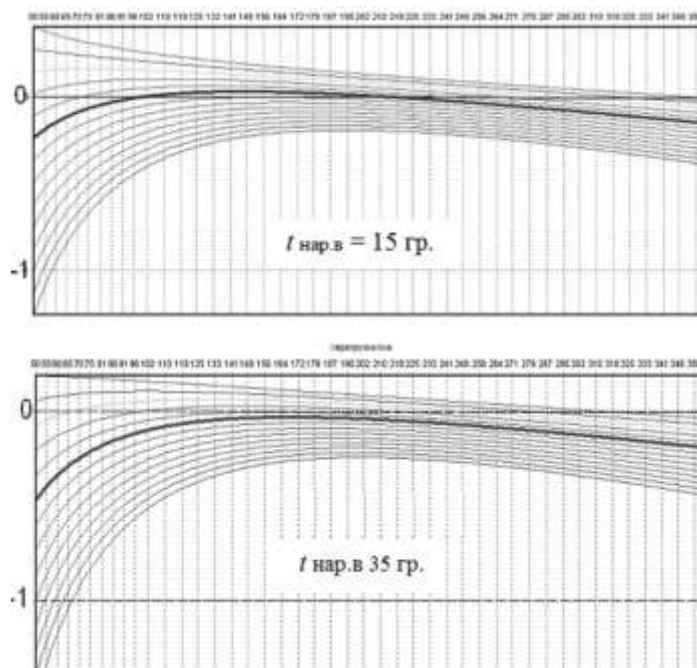


Рисунок 3 – Расчетная «сетка» n_x вертолета АНСАТ-У при температуре наружного воздуха 15 °С и 35 °С

Моделирование полетных заданий с помощью имитатора дает возможность создавать концептуальную модель полета на основе синтеза комплексов программ расчета маневров и геоинформационных систем.

Применение предложенной методики моделирования полетных заданий с учетом эксплуатационных факторов и рельефа местности используется в качестве системной основы для обучения курсантов филиала ВУНЦ ВВС «ВВА» в г. Сызрани по дисциплине Практическая аэродинамика.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Остославский И. В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов И. В. Остославский, И. В. Стражева. – М., Машиностроение, 1969. – 500 с.
2. Перспективы развития ВВС России. Часть III. Армейская авиация // [Электронный ресурс]. URL: www.vmestepobedim.org/i/perspektivi_razvitiya_wws_rossii_chast_iii. (дата обращения 13.01.2017).
3. *Сафонов А. А.* Особенности математического моделирования полетных заданий вертолетов с учетом эксплуатационных условий и рельефа местности: монография / А. А. Сафонов, Ю. П. Онушкин. – Сызрань, филиал ВУНЦ ВВС «ВВА» в г. Сызрани, 2013. – 144 с.
4. *Трошин И. С.* Динамика полета вертолета: Учебное пособие / И. С. Трошин. – М.: Изд-во МАИ, 1990. – 190 с.
5. *Шайдаков В. И.* и др. Алгоритмы и программы расчетов в задачах динамики вертолетов: Учебное пособие / В. И. Шайдаков – М.: МАИ, 1984. – 53 с.

УДК 376

ИННОВАЦИОННОЕ ОБУЧЕНИЕ СТУДЕНТОВ-ИНОСТРАНЦЕВ В ТЕХНИЧЕСКОМ ВУЗЕ

Клепиков А. В., начальник центра
Матухин Е. Л., гл. науч. сотрудник, д.т.н., профессор
Зиятдинов А. М., ст. преподаватель
Зиятдинова Р. М., практ. работник
*Филиал ФГБОУ ВО УГНТУ в г. Октябрьском
(г. Октябрьский)*

Рассматривается понятие «инноваций» в аспекте образовательного процесса. Технические вузы готовят кадры для зарубежной промышленности. В целях повышения престижа и имиджа вуза предлагается использовать инновационные технологии обучения.

Ключевые слова: студенты-иностранцы, инновационное обучение, адаптанты, образовательные методики и технологии, технические вузы.

Инновационность образовательной сферы как явление появилось в эпоху становления рыночной среды, когда национальные индикаторы реальных секторов экономики стали требовать новейших подходов в целях поддержания и укрепления конкурентноспособности. Необходимо указать, что сам термин «инновация» – это подобие всего нового и прорывного в контексте стратегического планирования и развития.

Универсальность понятия «инновационный» как признака находит проекцию, как и на технологические платформы, так и на платформы социально-экономического плана, в том числе мы говорим и про систему высшего образования.

Инновационные подходы в системе высшего образования в реалиях представляются в виде ответов на современные вызовы к «выживанию университетов». Поскольку сегодня университеты доведены не только миссией просвещения и подготовки кадров, а вместе с тем выполняют и роль социальных и транснациональных маяков [1]. Как образовательное учреждение, современный вуз, конечно, выполняет круг своих обязанностей, и цикл таких функций стандартизирован по стране в целом, да и в других странах фундаментальные положения значительно перекликаются с российскими образовательными принципами. «Другими странами» мы сейчас называем и страны «бывшего соцлагеря» тоже, как прямых

наследников советской научной и высшей школ. Партнёрские программы активно реализуются и в наши дни, в российских вузах часто можно встретить, и их даже большинство, студентов из Таджикистана, Узбекистана, Белоруссии, Киргизии, Казахстана и Туркменистана [2]. Интерес в данном ключе к российским вузам обусловлен, в первую очередь, запросами промышленности и социально-демографической зависимостью. Некогда советские месторождения, железные дороги, атомные станции были одним «госимуществом», границ не было и запросы на кадры формировались и были известны уже на несколько лет вперёд. А сегодня ситуация поменялась с таким углом, что вузы торопятся угнаться за новейшими изменениями в технике, экономике, политике и в ходе этой гонки образовательные стандарты «долго не живут», постоянно корректируются, дополняются, видоизменяются, а в ряде случаев рынок образования и вовсе оставляет некоторые направления без права на существование [3]. На этом месте значимо и твёрдо выделяется понятие инновационности, как требование к постоянному совершенству, как главный инструмент развития и формирования новых факторов технического прогресса.

Международный рынок образовательных услуг зависит от внутригосударственных факторов:

- уровень образования в сопоставлении с ведущими международными стандартами;
- образовательная среда (кампусы, инфраструктура);
- доля выпускников, распределённых и имеющих зарубежный статус.

Анализируя российскую образовательную национальную платформу, можно категоризовать систему высшего образования на несколько групп, как показано на рис. 1. Условно учебные заведения по результату обучения и распределению выпускников на места заказчика можно разделить на: ведомственные, отраслевые, социально-ориентированные.

На сегодняшний день по разным источникам среди обязательно установленных критериев в работе университетов имеются контрольные цифры процента от численности студентов-иностранцев [4]. Этот показатель варьируется в пределах от 3–7%. Выполнение норматива в части соблюдения установленных критериев заставляет учреждения высшего образования строить свою работу таким образом, чтобы привлечение студентов-иностранцев достигало требуемого показателя. Задача по работе со студентами-иностранцами стоит в том, чтобы, с одной стороны подкрепить состоятельность вуза в международном отношении, с другой стороны выполнить норматив по международной академической мобильности [5]. И тот, и другой показатель стратегически важны, в целом по университетам дают среднее значение, которое определяется в международном рейтинговании вузов. Поэтому внимание к вопросу международного имиджа и престижа приковано и со стороны министерства, и со стороны внешних наблюдателей.



Рисунок 1 – Классификация учебных заведений высшего образования по кадровой ориентированности

Студенты-иностранцы, как категория обучающихся, подвержены факторам неродной среды; как следствие, испытывают на себе дополнительные сложности в ходе обучения [6]. Обучение иностранного контингента также носит специфические особенности, которые делают учебный процесс нестандартным в отношении обучающих кадров и в отношении обучающей базы (полигоны, лаборатории, наглядные пособия, стенды, выставочные залы, экспо-площадки, учебные макеты и тренажёры). Несмотря на продолжительную практику в обучении студентов-иностранцев, на сегодняшний день имеются ряд непроработанных вопросов, без решения которых жизнь иностранных студентов в лучшую сторону меняться не будет [7].

Инновационные подходы в обучении студентов-иностранцев носят характер не только с проекции на само обучение в стенах аудитории. На качестве подготовки сказываются такие факторы, как: социально-бытовая атмосфера проживания иностранцев в кампусе, психологическая поддержка со стороны руководства вуза, адаптированные обучающие программы и учебные модули для подготовки иностранного контингента. Стратегически важным элементом любого обучения, конечно, выступают те прикладные навыки и компетенции, которые в будущем будут способствовать реализации у бакалавра или магистра деловых и профессиональных качеств, необходимых на рабочем месте. Так, условия проживания в общежитии можно связать с концепцией энергоменеджмента; обучение в смешанных группах со студентами-местными жителями будет позволять развивать разговорные навыки языка страны пребывания; экскурсии и практические занятия на адаптированных площадках с маршрутными картами, составленными на родном языке студентов-иностранцев, сделает процесс обучения более доступным и более понятным; интеграция сообществ студентов-иностранцев в культурную жизнь муниципалитетов и региона сделает толчок к развитию поликультурности и создаст предпосылки к международному сотрудничеству.

На современном этапе российское образовательное партнёрство во главе угла ставит целью увеличение контрольных цифр приёма иностранных абитуриентов. Студенты-иностранцы охотно идут учиться в российские вузы, здесь им рады, и с каждым годом наблюдается прирост в количестве студентов, прибывших из стран ближнего и дальнего зарубежья. Однако ставится вопрос качества подготовки иностранных студентов, потому как дальнейшая карьерная реализация выпускника будет отражением уровня подготовки университета. Инновационные инструменты в обучении студентов-иностранцев делают образовательный процесс конкурентным, и сам выпускник, на выходе из университета и на входе в отрасль, повышает свою привлекательность перед работодателем, что является ключевым положением в получении высшего образования.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Актуальные проблемы обучения студентов-иностранцев в российских высших технических учебных заведениях / А. М. Зиятдинов, Е. Л. Матухин, Д. Нкетия Ньяме, Т. Г. Садыков, Р. Аль-Хиляль, В. Дари Кори, Р. М. Зиятдинова // Актуальные проблемы социально-экономической и экологической безопасности Поволжского региона: сборник материалов VIII международной научно-практической конференции. – Казань: Мир без границ, 2016. – С. 303–306.
2. *Зиятдинов А. М.* Проблемы обучения студентов-иностранцев на этапе прохождения производственной практики / А. М. Зиятдинов, Е. Матухин, Р. Зиятдинова // Проблемное обучение в современном мире: сборник статей VI Международных Махмутовских чтений. – Казань: Изд-во Казанского университета, 2016. – С. 208–210.

3. *Зиятдинов А. М.* Экспортно-ориентированные технологии железнодорожных вузов как средство профориентационной работы / А. М. Зиятдинов, Е. Л. Матухин, Р. М. Зиятдинова // Качество высшего и профессионального образования в постиндустриальную эпоху: сущность, обеспечение, проблемы: материалы X-й Международной научно-практической конференции в 2-х ч. – Казань: Изд-во КГАСУ, 2016. – Ч. 1. – С. 250–253.
4. *Зиятдинов А. М.* Компоненты программных модулей для обучения студентов-иностранцев по дисциплине «Материаловедение» / А. М. Зиятдинов, Р. М. Зиятдинова // Современные технологии композиционных материалов: материалы II научно-практической молодежной конференции с международным участием. – Уфа: Изд-во Башкирского государственного университета, 2016. – С. 342–343.
5. *Зиятдинов А. М.* Адаптированный учебный полигон для студентов-иностранцев как современный подход в изучении технических дисциплин / А. М. Зиятдинов, Р. М. Зиятдинова // Актуальные проблемы науки и техники – 2016: сборник статей, докладов и выступлений IX Международной научно-практической конференции молодых ученых / отв. ред. Р. А. Исмаков. – Уфа: Нефтегазовое дело, 2016. – Т. 2. – С. 264–265.
6. *Зиятдинов А. М.* Методические аспекты наставничества в научной деятельности студентов-иностранцев / А. М. Зиятдинов, Х. Н. Ягафарова, Р. Я. Абдюкова, Р. М. Зиятдинова // Актуальные вопросы инженерного образования – 2016: сборник научных трудов Международной научно-методической конференции, посвященной 60-летию филиала УГНТУ в г. Октябрьском. – Уфа: Изд-во УГНТУ, 2016. – С. 146–150.
7. *Зиятдинов А. М.* Экологическое обучение студентов-иностранцев в российских технических вузах / А. М. Зиятдинов, Л. Ф. Жозе, И. Ю. Крошечкина, Е. Л. Матухин, Р. М. Зиятдинова, А. В. Клепиков // Экологические проблемы субъектов экономики: сборник материалов VI международной научно-практической конференции / коллектив авторов. – Пенза: Изд-во Пензенского государственного технологического университета, 2016. – С. 195–198.

УДК 378.162.3:358.4

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ ЕДИНЫХ ТРЕБОВАНИЙ К СРЕДСТВАМ ОБУЧЕНИЯ В ЛЁТНОМ ВУЗЕ

Данилин Д. В., начальник кафедры, к.т.н., доцент
Самаркин В. Г., профессор, к.т.н.
Кондратенко Д. В., преподаватель
*Краснодарское высшее военное училище летчиков
(г. Краснодар)*

Самолеты третьего поколения, предназначенные для первоначального обучения летчиков, устарели морально и физически. За последние 10 лет наша промышленность работает над созданием самолета пятого поколения. Новая модернизированная техника поколения 4++ все больше и больше поступает в строевые части. Самолеты МиГ-29, Су-25, Су-27 четвертого поколения, на которых выпускались молодые летчики, в строевых частях уже заменяются новыми модернизированными машинами, которые только по внешнему виду напоминают старые самолеты. В этих условиях необходим постоянный диалог с представителями промышленности и поставка средств обучения на кафедры.

Ключевые слова: средства обучения, авиационная техника, курсанты, летчики, образование, военно-учебное заведение.

Средства обучения и воспитания – приборы, оборудование, включая спортивное оборудование и инвентарь, инструменты (в том числе музыкальные), учебно-наглядные пособия, компьютеры, информационно-телекоммуникационные сети, аппаратно-программные и аудиовизуальные средства, печатные и электронные образовательные

и информационные ресурсы и иные материальные объекты, необходимые для организации образовательной деятельности [1].

В целях реализации основных и дополнительных профессиональных образовательных программ в военно-учебном заведении создается учебно-материальная база.

Элементами учебно-материальной базы являются: вооружение и военная (специальная) техника, состоящие на вооружении Вооруженных сил и подлежащие изучению (освоению) и (или) используемые в процессе обучения [2].

При обучении летчиков процесс обучения направлен на получение высшего инженерного образования и получение навыков управления воздушным судном.

Для обеспечения выработки навыков в управлении воздушным судном авиационная промышленность работает над созданием комплексных тренажеров летчиков, процедурных тренажеров летчика.

В этой области промышленность довольно преуспела. Но в области поставки средств обучения на кафедры вузов, которые формируют инженерные знания: по конструкции, правилам эксплуатации, умение читать схемы и пользоваться технологической документацией – дела обстоят намного сложнее.

Самолеты третьего поколения, предназначенные для первоначального обучения летчиков, устарели морально и физически. За последние 10 лет наша промышленность работает над созданием самолета пятого поколения. Новая модернизированная техника поколения 4++ все больше и больше поступает в строевые части. Самолеты МиГ-29, Су-25, Су-27, четвертого поколения, на которых выпускались молодые летчики, в строевых частях уже заменяются новыми модернизированными машинами, которые только по внешнему виду напоминают старые самолеты. В этих условиях необходим постоянный диалог с представителями промышленности и поставка средств обучения на кафедры.

Рассмотрим, в качестве примера, как обстояли дела раньше при переходе на обучение с третьего поколения самолетов (Су-17М4, МиГ-27,) на четвертое.

При поставке авиационной техники в строевые части, Министерство обороны направляло преподавателей для теоретического переучивания в конструкторское бюро и на завод-изготовитель для прохождения практики. После этого, в вузы, обучающие курсантов, направлялись средства обучения:

- самолеты тренажеры;
- макеты планера, двигателя, шасси самолета;
- натурные стенды систем самолета;
- наглядные пособия (кабины, плакаты, диафильмы);
- комплект руководств по летной и технической эксплуатации.

Военно-учебные заведения обеспечиваются в пределах средств федерального бюджета, выделяемых Министерству обороны: вооружением и военной техникой, тренажерами, вычислительной техникой, оборудованием, приборами, техническими средствами обучения, запасными частями, ремонтными комплектами и другим военно-техническим имуществом – в первую очередь, в установленном в Министерстве обороны порядке [2].

На сегодняшний день новая авиационная техника поступает в авиационные базы училища, в которых выполняется практическое обучение будущих летчиков. Кафедры, осуществляющие теоретическую подготовку в области знаний авиационной техники, необходимых средств обучения централизованно не получают.

Отсутствие поставок средств обучения, вероятно, обусловлено высокой себестоимостью изделий и технологий, а так же отсутствием должного взаимодействия между

представителями, ведающими эксплуатацией вооружения и военной техники и представителями ответственными за обучение. В результате, во главу угла поставлено не получение высшего инженерного образования, а получение навыков в управлении летательным аппаратом.

Но одновременно с ростом технологий производства совершенствовались и методы обучения, а так же изменилось мышление курсанта нового поколения (в период перехода от аналогового к цифровому методу передачи информации). Курсант поколения «гаджетов» мыслит по-другому, для него более важна зрительная информация, в которой он сам пробует найти логику. Уход от стрелочных приборов привел нас к многофункциональным цифровым индикаторам, в которых заложена структура и логика вывода информации компьютером. Все это привело к кардинальному изменению методов преподавания технических дисциплин. Преподаватель к каждому занятию готовит презентацию, в которую старается вставить анимацию, гиперссылки на фото или видеоматериалы, связанные с темой занятия. Таким образом, на одно двухчасовое занятие преподаватель тратит до шести часов, имея под рукой дидактические материалы. Все материалы (схемы, фото, видео, флэш-анимация) разрабатываются различными способами, начиная от поиска в Интернете, до сканирования старых технических описаний и преобразование его в удобный формат для презентации.

Разработчики основных изделий сопровождением своих продуктов для теоретического обучения технических дисциплин не занимаются. Их может заинтересовать только комплексный заказ обучающих программ вместе с оборудованием. Такие контракты в основном узко ориентированы на конкретного, зачастую иностранного потребителя, кроме того, они дорогостоящие. Эти средства обучения для формирования, комплектования обучающих материалов курсантов практически не применимы, так как скомпилированы в программную оболочку, и использовать необходимые для занятий материалы очень сложно. А то, что специально сделано для ВВС, подходит для центров переподготовки персонала при переучивании на другой тип техники. Они больше ориентированы на самостоятельное изучение материала подготовленным специалистом, но не для проведения занятий с курсантами под руководством преподавателя в ВУЗе.

Анализ предлагаемых средств обучения, выставленных на военно-техническом форуме «Армия 2016» ОКБ Сухого, РСК «МИГ», корпорации «ИРКУТ», компания «КУРС-СИМБИРСК» позволяет сделать вывод:

1. Не налажено взаимодействие между профессорско-преподавательским составом вузов и ведущими разработчиками новой авиационной техники по вопросу методов и средств обучения.

2. Разработки АТ нацелены больше всего не на реализацию потребностей педагогов, осуществляющих обучение, а на коммерческую привлекательность и выпуск рекламных проектов.

С целью решения данной проблемы коллективом кафедры «Конструкции и эксплуатации самолетов и двигателей» Краснодарского ВВУАУЛ были разработаны предложения:

1. Сформировать рабочую группу, в которую были бы включены представители всех вузов ВКС МО, представители НИЦ ЭРАТ ВВС, представители главного командования ВКС МО, ответственные за реализацию закупок по ГОЗ, представители 2. ВВС, ответственные за работу вузов ВВС.

2. Принять за основу основные требования к средствам обучения.

К натурным макетам:

- универсальность (свойство макета быть востребованным на различных занятиях);

- наглядность (макет должен быть информативным и не занимать много места в аудитории);
- перспективность (свойство макета, обеспечивающие его применение на занятиях по разным типам авиационной техники).

К интерактивным средствам обучения:

- информативность;
- небольшие системные требования к программному обеспечению;
- возможность использовать в презентации без изменения расширения и размеров;
- возможность переноса информации на съемных носителях;
- поддержка сетевых технологий.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Федеральный Закон № 270–ФЗ «Об образовании в Российской Федерации» текст с изменениями и дополнениями на 2015 год. – Москва: Эксмо, 2015. – 160 с. – (законы и кодексы).
2. Приказ МО РФ О мерах по реализации отдельных положений статьи 81 Федерального Закона от 29 декабря 2012 года № 273–ФЗ «Об образовании в Российской Федерации» от 15 сентября 2014 г. N 670 // Российская газета. 2014. 30 декабря.

УДК 531.011:621.763

ВЛИЯНИЕ СХЕМЫ АРМИРОВАНИЯ НА ОБЪЕМНОЕ СОДЕРЖАНИЕ ВОЛОКНА В ПРОЦЕССЕ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРЕФОРМ МЕТОДОМ РАДИАЛЬНОГО ПЛЕТЕНИЯ

Самипур С. А., младший научный сотрудник, аспирант

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева
(г. Казань)*

Рассматривается влияние схемы укладки на объемное содержание волокна в процессе изготовления преформ композитных трубчатых элементов авиационно–космического назначения методом радиального плетения.

Ключевые слова: композиционный материал, радиальное плетение, схема армирования, объемное содержание волокна

Существует несколько методов плетения [Kumar и др., 1997], как 1*1, 2*2, 3*3, которые показаны на рис. 1. При этом можно привести аналогию с полотняной и сатиновой структурой текстильных материалов.

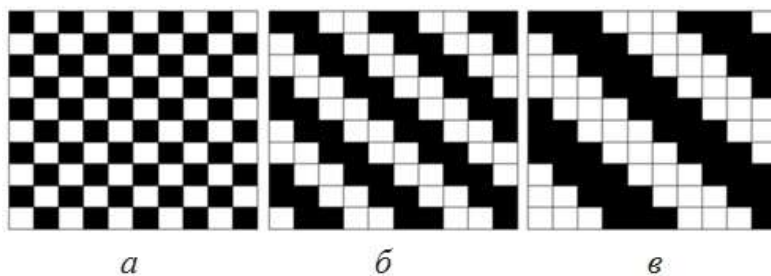


Рисунок 1 – Виды узоров плетения 1*1 – Diamond (а), 2*2 – Basket (б), 3*3 – Hercules (в)

Одним из важнейших достоинств радиального плетения является возможность создания как биаксиального, так и триаксиального армирования. Это достигается путем укладки волокна не только в окружном но и в аксиальном направлении оправки. На рис. 2 показана элементарная ячейка композиционного двухосного и трехосного плетеного материала. Если допустить, что радиальные ровинги имеют форму ближе к синусоиде, то можно описывать их осевую линию уравнениями (1). Заметим, что осевые ровинги имеют прямую форму.

$$y_{Biaxial} = \frac{A}{4} \sin\left(\frac{\pi}{B} x\right);$$

$$y_{Triaxial} = \frac{A}{3} \sin\left(\frac{\pi}{B} x\right),$$
(1)

где A – толщина одного слоя и B – расстояние между центрами ровингов.

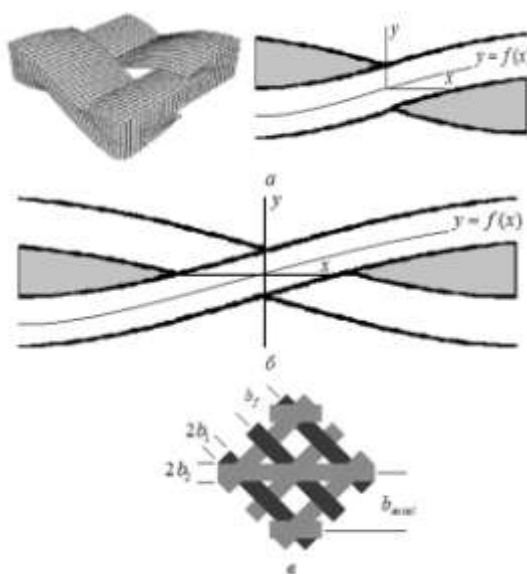


Рисунок 2 – Элементарная ячейка двухосного (а) и трехосного (б) плетеного материала и схема положения радиального и осевого ровинга (в)

С использованием уравнения (1) можно получить выражение для определения объемного содержания волокна двух- и трехосного плетения (2).

$$v_{f_{Biaxial}} = \frac{4b_1}{\pi b_f} \sqrt{(a_1)^2 + \left(\frac{b_f}{\pi \cos \alpha}\right)^2} \xi\left(\frac{\pi}{b_f} \middle| \frac{1}{1 + \left(\frac{b_f}{\pi a_1 \cos \alpha}\right)^2}\right);$$

$$v_{f_{Triaxial}} = \frac{\frac{8a_1 b_1}{\pi b_f} \sqrt{(2a_1)^2 + \left(\frac{b_f}{\pi \cos \alpha}\right)^2} \xi\left(\frac{\pi}{b_f} \middle| \frac{1}{1 + \left(\frac{b_f}{\pi a_1 \cos \alpha}\right)^2}\right) + \frac{4a_2 b_2}{\pi b_{axial}}}{2a_1 + a_2},$$
(2)

где ξ – эллиптический интеграл второго рода; b_f, b_{axial} – расстояние между центрами радиальных и осевых ровингов; b_1, a_1 – большая и малая полуоси поперечного сечения радиального ровинга; b_2, a_2 – большая и малая полуоси поперечного сечения осевого ровинга (см. рис. 2.в).

Формула (2) была получена при допущениях, что все сечение ровинга заполнено волокном, т.е. имеет сплошную структуру без пустот и состоит из волокна. Но на самом деле поперечное сечение волокна является круглым и размещение единичных волокон может быть треугольным и квадратным. Как показано на рис. 3 в первом случае 9,31 процентов ровинга состоит из пустот, а во втором случае 21,46 процентов. С учетом прежнего замечания предполагается использовать корректирующий коэффициент, на который нужно умножить результаты аналитического расчета. Если допустить, что в ровинге 50% из волокон расположены по «треугольнику» и 50% по «квадрату», то надо умножить результат, полученный с помощью соотношения (2) на 0,846.

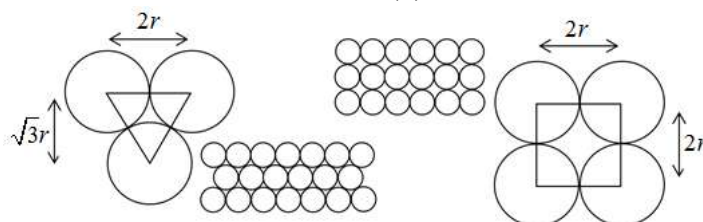


Рисунок 3 – Размещения волокон относительно друг друга

Для примера допустим, что $b_f = 5,5 \text{ мм}$, $b_1 = 2,5 \text{ мм}$, $a_1 = 0,15 \text{ мм}$, $\alpha = 15$. Согласно формуле (2) значение объемного содержания волокна двухосного плетения для метода «Hercules» (см. рис. 1) на 3,58 процентов больше чем метода «Diamond». В табл. 1 показано значение объемного содержания волокна двухосного плетения для разных методов.

Таблица 1

| метод плетения | 1*1 | 2*2 | 3*3 |
|-------------------------------|-------|-------|-------|
| объемное содержание волокна % | 56,61 | 59,25 | 60,19 |

Дальше сравнивается влияние схемы укладки, которое характеризуется коэффициентом покрытия, на объемное содержание волокна. Коэффициент покрытия определяется нижеуказанным образом:

$$k = \frac{b_f^2 - (b_f - 2b_1)^2}{b_f^2},$$

Отсюда можно определить зависимость коэффициента объемного наполнения при двухосном плетении от коэффициента покрытия:

$$v_f = \frac{2}{\pi} (0,846) \psi (1 - \sqrt{1 - k}), \quad (3)$$

где ψ – соотношение длины одного периода синусоиды к числу π . Из формулы (3) следует, что при уменьшении коэффициента покрытия на 10%, т.е. $k = 0,9$, тогда объемное содержания волокна уменьшается на 30%.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, разработана математическая модель процесса плетения трубчатых элементов и формирования структуры элементарной ячейки двух- и трехосного плетения. Она позволяет определить коэффициент покрытия ровингом оправки и объемное содержание

арматуры в композите. Рассмотрено влияние схемы укладки на объемное содержание волокна.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Kumar S., Fibers, Fabrics, and Fillers, Chapter 2. Composites Engineering Handbook, Marcel Dekker / S. Kumar, Y. // Wang. Inc. New York, 1997; 83–87.*

УДК 371.12

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ОБРАЗОВАТЕЛЬНОМ ПРОЦЕССЕ НА БАЗЕ МУЛЬТИМЕДИЙНЫХ СРЕДСТВ И ЭЛЕКТРОННЫХ УЧЕБНИКОВ

Данилин Д. В., начальник кафедры, к.т.н., доцент
Самаркин В. Г., профессор, к.т.н.
Кондратенко Д. В., преподаватель
*Краснодарское высшее военное училище летчиков
(г. Краснодар)*

Для современного технического вуза свойственно широкое внедрение инновационных технологий. Преподаватель является инициатором получения знаний по специальности и информационным технологиям. При проведении занятий недостаточно освоить и применять современную технику, необходимо использовать новые методы преподавания, технологии, программы. Чаще всего помощь при проведении занятий оказывают интерактивные средства и электронные учебники. Наряду с положительными качествами, присущими инновациям, существуют и временные трудности.

Ключевые слова: инновации, информационные технологии, интерактивные технологии, слайд-презентации, документ-камера, короткофокусный проектор, сетевые технологии, электронные учебники.

Современному вузу отводится роль передового звена в условиях повсеместного внедрения информационных технологий. Именно здесь обучающийся получает не только необходимые знания, но и проникается духом современного информационного общества. В условиях инновационной деятельности образования возрастает роль и значимость преподавателя как непосредственного носителя знаний, не только узкопрофессиональных – по предметной дисциплине, но и современных – в области технологии обучения.

Инновация – процесс внедрения новшеств. Инновации присутствуют в любой области профессиональной деятельности современного человека. Инновация в образовании – это, с одной стороны, процесс изменения, улучшения его составляющих, а с другой – это деятельность по реализации, внедрению нового в учебный процесс.

Инновационным считается вуз, широко внедряющий в образовательный процесс технические и технологические инновации и на этой основе добивающийся реального увеличения объемов усвоенных знаний и качества подготовки специалистов.

Одно из нововведений в образовании – педагогическая инновация, состоящая, в свою очередь, из:

- 1) процесса освоения новшества (нового средства, метода, методики, технологии, программы и т. п.);
- 2) поиск улучшенных методик и учебных программ, их внедрение в образовательный процесс и их творческое переосмысление.

Педагогическая инновация – творческий потенциал преподавателей. К инновациям в вузе относятся: внедрение информационно-коммуникационных технологий в учебный процесс,

поставляемое централизованно новое программное обеспечение, интерактивные электронные доски, проекты модернизации и т. д.

Интерактивные технологии активно входят в нашу жизнь, превращая обычное в необыкновенное. Одной из инноваций для образования являются интерактивные электронные доски, кардинально преобразующие педагогические технологии с использованием компьютеров и новейших программных средств. Интерактивные доски, как расширенные электронные экраны, подключенные к компьютеру, позволяют проводить не только презентации, доклады на лекциях, но и групповое обучение в небольшой аудитории с использованием самых различных программных продуктов.

Итак, одно из условий инноватики создано, интерактивные комплекты в вуз поставлены. Комплекты характеризуются очень производительными составляющими. В состав комплекта INPRO-WIN8 входят: мощный мультимедийный компьютер; DVD проигрыватель, обрабатывающий все аудио- и видео-форматы; документ-камера; интерактивная доска с современным короткофокусным проектором; мощный звуковой проектор; телевизионная панель большой диагонали; средство хранения данных большого объема; коммутатор цифровых сигналов. Кроме состава комплект характеризуется современным лицензионным программным набором практически на все случаи образовательной деятельности.

На начальном этапе перед применением комплект необходимо настроить. Лучшие возможности при выводе рабочего пространства на устройства отображения информации достигаются при следующих разрешениях экранов: монитор ROVER – 1920×1080, проектор SONY – 1280×800, телевизионная панель LG – 1768×992 pic.

Чаще всего устройства отображения информации используются автономно, т. е. на телевизионной панели демонстрируется второстепенная информация – иллюстрации или видео для дополнения основного доклада преподавателя. Тогда в настройках панели управления NVIDIA необходимо установить возможность расширения экранов. В этом случае на главном экране запускается приложение в неразвернутом виде, затем перемещается на нужный экран и запускается. Экраны на панели управления NVIDIA лучше всего разместить следующим образом: в центре – основной экран, дополнительные экраны – один сверху, другой справа (такое расположение облегчит навигацию, перемещение между экранами).

Такая возможность представляется при работе со всеми средствами отображения информации только от компьютера. Это относится к передовым, инновационным методам преподавания, поскольку расширяет возможности донесения информации материала на занятии. Используется не только вербальный контакт с аудиторией, но и создается зрительный образ в виде последовательности текста, графиков, схем и других иллюстраций.

На интерактивной доске выводится слайд-презентация для показа основного материала. Интерактивная доска позволяет преподавателю проводить занятие активно – перемещаться между слайдами, акцентировать внимание с использованием технических средств интерактивной доски, увеличивать схемы, вносить свои правки и записи, одновременно контролировать знания обучающихся методом внесения ими правок на готовых схемах. При настройке необходимо установить программу согласования рабочего поля интерактивной доски – TouchDriver версии 4.1.7, после чего интерактивная доска становится полнофункциональным рабочим полем преподавателя. Можно открывать файлы, редактировать, сохранять, запускать программы. Предварительно размещенные на доске справа разноцветные стилусы помогут управлять доской, делать пометки; внедрять,

перемещать, масштабировать объекты; при снятии любого стилуса доска переводится из режима презентации в режим редактирования.

Программа сопровождения «деятельности» преподавателя ScreenMedia версии 2.7.0 интегрирует на своих страницах объекты любых типов: от текстовых до графических, импортирует текстовые файлы, презентации, графику и видео. Это полезно тогда, когда есть уже готовые, хорошо проверенные, обкатанные на проведенных занятиях презентации (рис. 1).



Рисунок 1 – Готовая к занятию разработка в программе ScreenMedia с импортированной презентацией Microsoft PowerPoint

Если компьютер используется для показа презентации только на интерактивной доске, то оставшиеся средства отображения информации могут применяться для воспроизведения мультимедийных файлов без компьютера с USB-носителей, непосредственно подсоединенных к телевизионной панели, либо с DVD диска, воспроизводимого проигрывателем на телевизионной панели. Входы телевизионной панели и коммутатора нужно в этих случаях правильно сконфигурировать, настроить.

Для демонстрации текста инструкций или мелких деталей изучаемых устройств изображение может быть передано автономно, независимо от хода презентации, с документ-камеры (рис. 2) на телевизионную панель.

Рассматриваемый мультимедийный комплект обладает еще одним неоспоримым преимуществом – неограниченными сетевыми возможностями каждого составного устройства. Благодаря этим качествам, комплект INPRO-WIN8 должен рассматриваться не столько как произвольный набор обособленных устройств с индивидуальными характеристиками, а как крупная ячейка одной мультимедийной сети. Возможные цели и задачи использования такой сети – объединение ресурсов, увеличение объемов совместных хранилищ, уплотнение потоков данных, когда преподаватель на занятиях может использовать все доступные сетевые устройства хранения или воспроизведения мультимедийного контента условно-одновременно с выводом его на свои, локальные средства отображения информации.

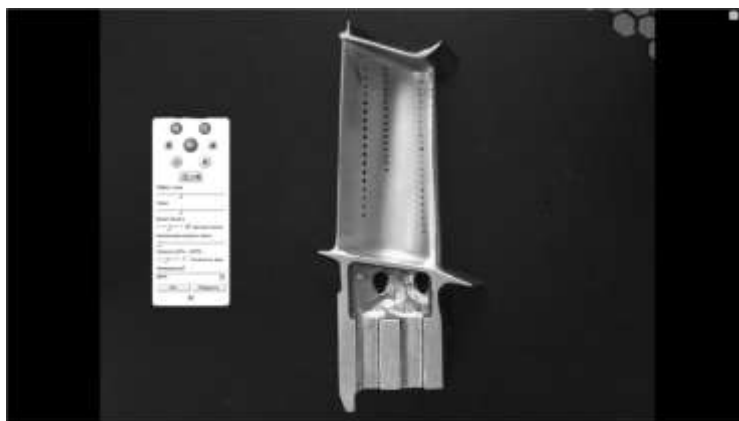


Рисунок 2 – Четырехкратное увеличение изображения рабочей лопатки турбины, переданное с документ-камеры



Рисунок 3 – Пример выбора сетевого устройства для воспроизведения на телевизионной панели

Настройки сети, сделанные системным администратором, должны учитывать сетевые свойства каждого элемента оборудования, входящего в состав комплекта. Так, на рис. 3 представлена сетевая настройка (идентификация) телевизионной панели для воспроизведения данных по сети с любого доступного ресурса.

Подобную сетевую настройку позволяет выполнить и мульти-форматный DVD проигрыватель. Его возможности расширены наличием встроенного USB порта.

Отдельно необходимо остановиться на возможности использования сетевого накопителя Synology. Его детальная настройка возможна с использованием WEB интерфейса в любом браузере. В процессе настройки (рис. 4) есть возможность запустить программу администрирования Synology Assistant, определить и проверить диски, распределить дисковое пространство (в данном случае – 4 Гб), создать папки, которые в дальнейшем будут использоваться как сетевые ресурсы с различными правами доступа, наполнять их документами для обеспечения учебного процесса. Объединяя все в общий сетевой ресурс можно получить огромное дисковое пространство для хранения документов, разработок, аварийных копий для восстановления данных и многое другое. Кроме этого, программа позволяет вести мониторинг сетевой активности и системной нагрузки.



Рисунок 4 – Настройка сетевого накопителя Synology с использованием WEB интерфейса в браузере

Кроме внедрения информационно-коммуникационных технологий в учебный процесс, одним из пилотных проявлений инноваций в вузе являются цифровые технологии. Согласно ФГОС, важным условием реализации основной образовательной программы является наличие в вузе информационных образовательных ресурсов, в том числе цифровых образовательных ресурсов. Среди них главную роль играют электронные учебники.

Использование ЭУ должно обеспечивать:

- 1) возможность организации сетевого взаимодействия преподавателя и обучающихся;
- 2) возможность выполнения тестов и передачи результатов заданий на компьютер преподавателя и их автоматической фиксации в электронном журнале.

На кафедре изготовлен макет электронного учебника, рекомендованный для широкого применения со стандартным интерфейсом, структурой, принципами наполнения, с использованием мультимедиа, модуля тестирования, гиперссылками, нормативно-правовыми документами (рис. 5).

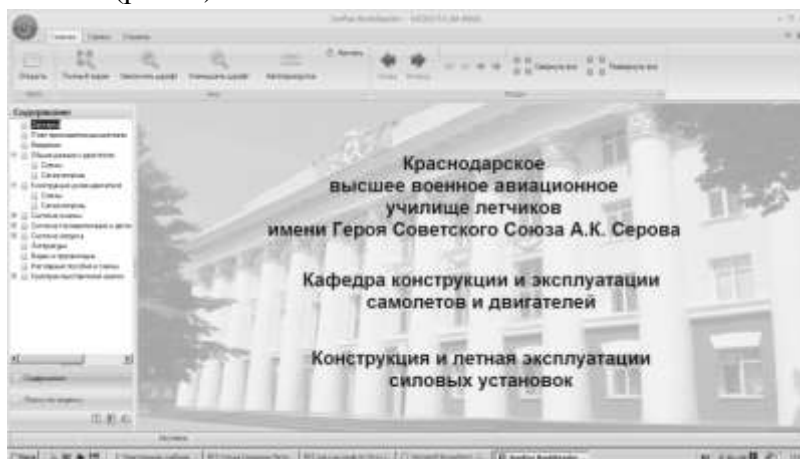


Рисунок 5 – Интерфейс заставки электронного учебника с древовидной структурой разделов

С применением мультимедийных интерактивных систем, включенных в общую кафедральную сеть, появилась возможность применения электронных учебников на учебных занятиях различных видов, в том числе – на самостоятельной подготовке обучающихся. В процессе подготовки к занятиям можно не только изучить материал, но и проверить знания по вопросам самоконтроля и тестированием с получением оценки.

Новые технологии открывают широкие возможности преподавателю, однако необходимо учитывать существующие временные трудности:

- ограничена возможность управления образовательной деятельностью за счет взаимодействия персональных мобильных устройств обучающихся, компьютера или мобильного устройства преподавателя;
- отсутствует возможность объединения мобильных устройств обучающихся и преподавателей в единую локальную сеть;
- отсутствует возможность организации сетевого взаимодействия обучающихся друг с другом; объединение мобильных устройств обучающихся для обеспечения групповой работы при проектной деятельности;
- отсутствует возможность индивидуализированной (или коллективной) рассылки заданий от преподавателей к обучающимся;
- отсутствует возможность одновременного вывода изображений всех экранов обучающихся на компьютер преподавателя (для контроля деятельности обучающихся) или полномасштабного изображения одного экрана обучающегося.

Применение мультимедийного комплекта INPRO-WIN8 позволяет решить две проблемы педагогических инноваций в образовании. Первой из них является проблема изучения, обобщения и распространения современных педагогических технологий. Преподаватель здесь выступает в качестве автора, разработчика, исследователя, пользователя и пропагандиста педагогических инноваций. Вторая проблема касается внедрения достижений инновационных проектов в образование на практике.

Таким образом, предметом инновационной деятельности в вузе является союз этих двух взаимосвязанных процессов.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Демкин В. П.* Инновационные технологии в образовании / В. П. Демкин. – Томск: Изд-во Томского Университета, 2-й вып., 2007 г.
2. *Морозов Ю. П.* Инновационный менеджмент / Ю. П. Морозов. – М.: Юнити-Д., 2000 г.
3. Инструкция по эксплуатации комплекта INPRO-WIN8, 2013 г.

Именной указатель

- А**
Арефьев Р.О52
Арефьева Н. Г26
Артюх А. С..... 6
Асанов А. А..... 164, 176
- Б**
Биктеева Е. Б.....10
- В**
Волосатов С. Ю58
- Г**
Галаева К. И31
Голованов И. Г75
- Д**
Данилин Д. В.....183, 189
Даниленко Н. В..... 151
Дворянцева Е. С..... 160
Джаксбаев В. А. 176
Диль В. Ф.....68
- Е**
Ерзиков А. М..... 118
Ерохин В. В.....13
- З**
Зиятдинов А. М..... 180
Зиятдинова Р. М..... 180
- И**
Ивушкин О. В88
Исаев А. И 126, 130
- К**
Караваев Ю. А..... 136
Кивокурцев А. Л.79
Киренчев А. Г. 151
Киселева Л. А..... 103
Клепиков А. В. 180
Колесников А. М. 111
Кондратенко Д. В 183, 189
Коновалов В. В. 103
Косицын А. В. 114
Кравченко А. В. 169
Крылов А. А. 155
Кузин В. П.....65
Кузнецов С. Н. 143
- Л**
Лежанкин Б. В.....35
- Логвин А. И.39, 46
Лутина Л. Э..39, 46
- М**
Майрович Ю. И..... 130, 143
Малугин К. А..... 6
Матухин Е. Л.....180
Махмудов Р. Ф. О.111
Межетов М. А.172
Мишин С. В.....107
Миловацкий А. С. 6
- Н**
Напольский В. П.65, 88
- П**
Патрикеев О. В.....17, 35
Петухов А. В.155
Писарев Н. С.....169
Понькин В. Н.....118
Попов В. М. 61
- Р**
Рыжков Д. А. 23
- С**
Самаркин В. Г. 183, 189
Самипур С. А.....186
Самодуров С. А..... 58
Сафарбаков А. М. 130, 143
Сафин А. М.....155
Сафонов А. А..... 164, 176
Сафронов Д. Г. 94
Сизых В. Н..... 97
Скоробогатов С. В.126
Скрыпник О. Н.....26, 52
Стаценко Н. И.169
Столяров А. В..... 6
Сурдов С. С... 23
- Т**
Такмовцев В. В.....118
Туринцев С. В.172
- Ф**
Филиппов А. А.....118
Фридзон М. Б. 31
- Х**
Ходацкий С. А..... 136, 143

СБОРНИК ТРУДОВ
Всероссийской научно-практической конференции,
посвященной 50-летию Иркутского филиала МГТУ ГА
«Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации»
17–19 мая 2017 г.

| | | |
|-----------------------------------|--|-----------------------------------|
| Печать трафаретная 12,3 печ.л. | Подписано в печать 02.05.2016 г. Формат 60x84/16 Заказ № 613 | 13,4 уч.-изд.л. Тираж 100 экз. |
|-----------------------------------|--|-----------------------------------|

*Иркутский филиал МГТУ ГА 664047, г. Иркутск, ул. Коммунаров, д.3
Отдел редакционно-издательской и научной работы
664009, г. Иркутск, ул. Советская д.139*

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2017