ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ

ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

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

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

СБОРНИК ТРУДОВ
V научно-технической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов с международным участием
22−24 марта 2016 г.

Иркутск – 2016

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 − Тихова А. И., специалист по учебно-методической работе отдела РИ и НР.

Редактор − Хапилина Л. Н., редактор отдела РИ и НР.;

Члены редколлегии − Исаев А. И. декан факультета эксплуатации летательных аппаратов, д.т.н., профессор;
Волосов Е. Н., декан факультета сервиса на транспорте, д.и.н., доцент
Лежанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО, к.т.н., доцент;
Попов В. М., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, к.т.н., доцент;
Скулина М. И., начальник отдела РИ и НР;

Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России. Сборник трудов V научно-технической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов с международным участием. 22−24 марта 2016 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2016. – 328 с.

ISBN 978-5-9902240-9-4

В сборнике представлены материалы V научно-технической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов с международным участием. «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.

Содержание

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

Горбачев О. А.
Дифференциально-временная коррекция ошибок позиционирования для спутниковых радионавигационных систем…… 8

Скрыпник О. Н.
Методы повышения эффективности аэронавигационного обеспечения воздушных судов на основе спутниковых систем навигации…… 15

Мясников Д. А.
Анализ результатов работы Федеральной программы субсидирования межрегиональных авиаперевозок на территории РФ в рамках ПП № 1242……... 24

Попов В. М.
Автоматизация и контроль измерения параметров стенда – вертолета МИ-8МТ при сдаточных испытаниях редуктора…….. 34

Исаев А. И., Скоробогатов С. В.
Бинарный цикл газотурбинных двигателей……... 43

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

Крыжановский Г. А., Купин В. В.
К проблеме моделирования предпочтений активных элементов в автоматизированных системах организации воздушного движения….. 51

Емельянов А. В., Гордеев В. Н.
Улучшенный метод вычислений при обработке сигналов радиолокационного наблюдения воздушных объектов……... 58

Адакин В. А., Иревлина П. С.
Применение альтернативных источников освещения в огнях малой интенсивности углубленного типа……. 63

Арефьев Р. О.
Повышение точности определения координат воздушного судна на этапе посадки на основе оптимизации размещения псевдоспутников... 66

Неудакин А. А., Артюх А. С., Малугин К. А.
Математическая модель диаграммы направленности фазированной антенной решетки, размещенной на оболочке дирижабля……. 72

Патрикеев О. В.
Повышение точности синхронизации в широкополосных системах связи…….. 79

Ткачёв О. Г.
Анализ отказов полупроводниковых приборов и интегральных микросхем бортового оборудования воздушных судов (радиолокационных, радионавигационных, радиосвязных систем) при климатических воздействиях…… 87

Арефьева Н.Г., Арефьев Р. О.
Программный комплекс моделирования орбитальной группировки ГЛОНАСС для исследования условий навигационного сеанса…….. 89

Глушко В. В.
Влияние механических деформаций на характеристики активных элементов полупроводниковых приборов и интегральных микросхем бортового оборудования воздушных судов (радиолокационных, радионавигационных, радиосвязных систем)…….. 96

Рубцов Е. А.
Метод расчета зон действия радиотехнических средств связи ОВЧ диапазона с применением цифровых моделей рельефа…….. 100

Красковский В. А., Богданов Р. Е.
Коррекция огибающей зондирующего импульса бортовой обзорной радиолокационной станции дальнего магистрального самолета…… 107

Туринцев С. В., Воробьев С. А., Федоров А. В.
Процедурный тренажер самолета А-320, использование документов AWM и ASM в процессе поиска и устранения неисправностей на борту самолета А-320…….. 111

Шалагин С. В., Нурутдинова А. Р.
Модель идентификации конечных простых однородных цепей Маркова..... 116

Арефьева Н. Г.
Улучшение ситуационной осведомленности экипажей при применении технологий свободной маршрутизации на основе спутниковых систем навигации…….. 123

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

Кивокурцев А. Л.
Особенности построения и перспективы развития инерциальных навигационных систем……. 128

Диль В. Ф.
Исследование свойств пилотажного контура по динамическим уравнениям Эйлера…….. 137

Устинов В. В., Назаров С. П.
Один из подходов к оцениванию уровня подготовки курсантов летных училищ с учетом качества выполнения полетного задания….. 144

Котлов Ю. В.
Ординальный подход в многокритериальной оптимизации, новые возможности для развития и эксплуатации авиационных систем……. 153

Махмудов Р. Ф.
Методы измерения количества топлива на ВС и их перспективное направление…….. 164

Колесников А. М.
Бортовое оборудование воздушных судов на современном этапе развития авиации…… 172

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ»

Сажин Н. А., Сажин А. Н.
Перспективные технологии соединений авиационных конструкций из углекомпозитов…… 179

Барсуков А. Г.
Детерминированная оценка безопасности полета с применением метода «Шести сигм»…….. 190

Павлов П. В., Малов А. Н., Попов Ф. Н.
Диагностика авиационных композитов методом спекл-структур при зондировании вихревыми пучками лазерного излучения…… 196

Симкин Э. Л., Ратенко Д. В.
Контроль закоксования топливных форсунок двигателя ТВ3-117 в эксплуатации……. 203

Чокой В. З.
Инструменты факторного анализа технологических процессов в авиационно-транспортных системах……. 210

Бекишев С. А.
Разработка технологии изготовления планера беспилотного летательного аппарата……. 219

Осипов Б. М., Копелевич Л. А., Перельштейн Б. Х.
К вопросу создания интегрированных лазерных систем для защиты самолетов гражданской авиации от террористических атак…….. 226

Такмовцев В. В., Ерзиков А. М., Ильюшкин Н. А.
Повышение надежности работы триботехнических систем конвертированных авиационных двигателей…… 234

Майрович Ю. И., Сафарбаков А. М.
Возможность использования алгоритмов МГУА для оптимизации управляющего воздействия импульсной камеры сгорания……. 242

Галушко Е. А., Кривель С. М.
Исследование параметров динамической воздушной подушки несущей системы схемы тандем вблизи подстилающей поверхности.. 248

Караваев Ю. А., Бекишев А. С., Бекишев С. А.
О количественной оценке содержания воды в сотовых конструкциях с использованием теплового метода неразрушающего контроля…….. 256

Лодыгин А. А.
Проблемы эксплуатации самолета SUPERJET-100 при его освоении в авиакомпаниях РФ…… 262

Караваев Ю. А., Ходацкий С. А.
Влияние колебательного движения ротора авиационного двигателя на характеристики внутреннего маслопровода…… 276

Вшивков Ю. Ф., Кривель С. М.
Метод решения системы дифференциальных уравнений динамики движения экраноплана …… 282

Даниленко Н. В., Киренчев А. Г.
Проблемы математического моделирования МДВ стокового вихреобразования у подстилающей поверхности …… 289

Киселева Л. А.
Эллиптический самолет будущего «Фрегат ЭКОДЖЕТ»…… 296

Даниленко Н. В., Киренчев А. Г.
Проблемы экспериментального моделирования стоковых вихрей кориолисовой силы и пути их преодоления…….. 301

Нацубидзе А. С., Нацубидзе С. А.
Анализ характеристик, особенности конструктивного исполнения и применения сотовых конструкций в агрегатах планера современных воздушных судов …… 308

Носаев А. В., Пручкин В. А.
Механизация адаптивного крыла на летательных аппаратах будущего поколения…… 314

Кузнецов С. Н., Барчуков А. В.
Прибор контроля момента закрытия и открытия клапана перепуска воздуха двигателя ТВ3-117 на вертолете Ми-8МТВ…… 320

Именной указатель …… 326

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО-ВРЕМЕННАЯ КОРРЕКЦИЯ ОШИБОК ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ДЛЯ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Горбачев О. А.

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Повышение точности позиционирования спутниковых радионавигационных систем (СРНС) является одной из важнейших задач навигации. В данном докладе предлагается новый способ повышения точности позиционирования СРНС, связанный с описанной далее особенностью поведения во времени экспериментально наблюдаемых ошибок позиционирования.

Типичные значения ошибок позиционирования СРНС при использовании одночастотных навигационных приемников составляют несколько метров [1, 2]. Использование высокоточных навигационных приборов и специальных методик решения навигационной задачи, включая применение нестандартных моделей ионосферного запаздывания сигналов (так называемая концепция PPP – precision point positioning), позволяет в одночастотном режиме выйти на дециметровый уровень точности [3]. Однако такие методы не могут пока получить широкое применение в навигационном оборудовании массового потребления. В этой связи представляет интерес использовать для повышения точности позиционирования описанную далее особенность.

В обширных экспериментальных исследованиях нами был выявлен следующий интересный эффект, заключающийся в том, что измерения отклонений определяемых координат антенн навигационных приемников от их истинных значений имеет хорошо выраженную повторяемость в двух и более последовательных сутках. Эффект наиболее ярко выражен для определяемой высоты фазового центра антенны. Сразу отмечу, что эффект не связан с регулярным суточным ходом полного электронного содержания в ионосфере с периодом в 24 часа, так как имеет характерные времена в десятки – тысячи секунд.

1 РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

На рис. 1 представлен типичный временной ход определяемой навигационным приемником высоты антенны в двух соседних сутках. Данные получены на специализированном наблюдательном пункте Иркутского филиала МГТУ ГА в г. Иркутске для навигационной системы GPS. На этом и следующих рисунках по вертикальной оси отложены определяемые высоты антенн h. В данном рассмотрении интересны только относительные вариации высот, поэтому на вертикальной оси показан только масштаб единицы измерений. Кривые, соответствующие двум суткам, изображены одна под другой с некоторым смещением по вертикали. По горизонтальной оси отложено мировое время UTC в сеансах наблюдений соседних суток. Хорошо видно, что во временном ходе присутствуют флуктуации различных временных масштабов. Из них могут быть выделены два класса: менее интенсивные короткопериодические флуктуации длительностью в десятки секунд и более интенсивные длиннопериодические вариации с характерными временами порядка тысяч секунд.

Первоначально повторяемость флуктуаций интерпретировалась нами как проявление многолучевости, возникающей при отражении спутниковых сигналов от объектов ландшафта. Действительно, условия возникновения многолучевости при стационарном окружении зависят от конфигурации созвездия спутников и повторяемость в соседних сутках должна иметь временной сдвиг в 4 минуты, который мы наблюдали. Однако данная интерпретация была поставлена под сомнение после проведения синхронных наблюдений в двух пространственно разнесенных наблюдательных пунктах.

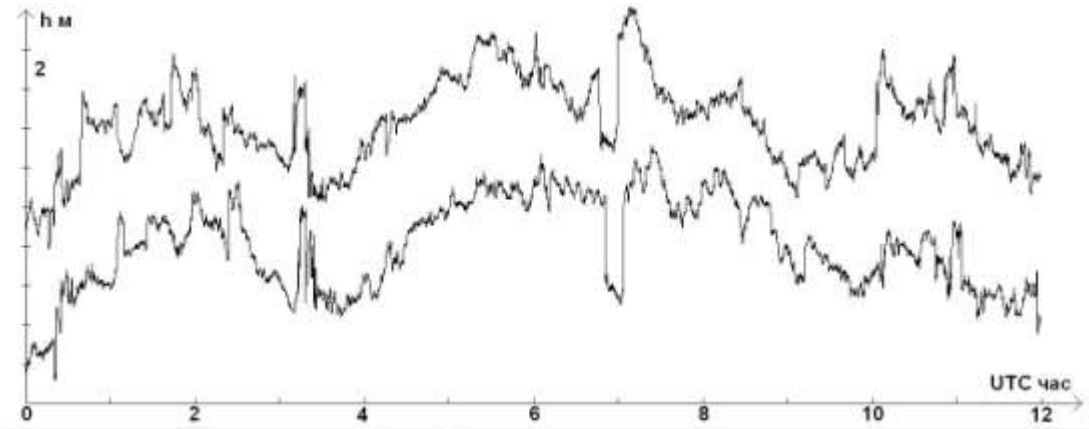


Рисунок 1 – Временной ход определяемой высоты антенны в соседних сутках

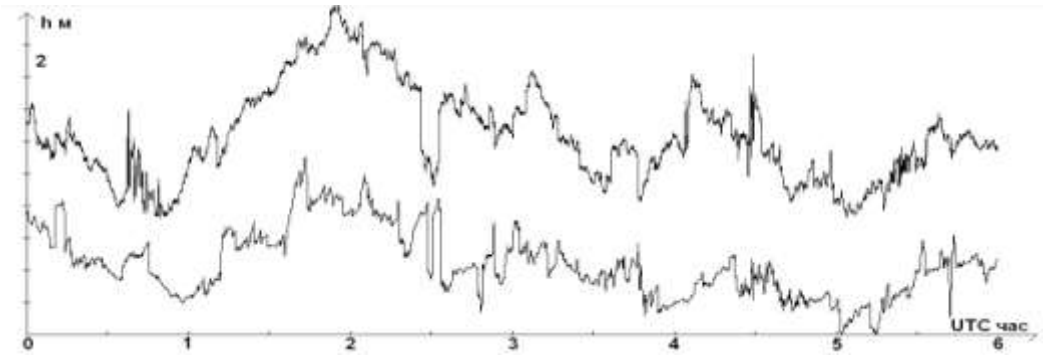


Рисунок 2 – Вариации высоты в соседних сутках для двух пунктов, разнесенных на расстояние 5 км

На рис. 2 представлены временные вариации определяемых высот антенн двух наблюдательных пунктах, разнесенных на расстояние около пяти километров. Таким образом, пункты находились в совершенно разной окружающей обстановке. Видно, что в этом случае имеется хорошая корреляция длиннопериодических вариаций высот антенн. Корреляции короткопериодических флуктуаций отсутствуют, откуда следует, что быстрые и менее интенсивные флуктуации высот антенн действительно обусловлены многолучевостью, а вот вариации с характерными временами в тысячи секунд с многолучевостью не связаны.

Далее был проанализирован временной ход определяемой высоты антенны одной из станций слежения сети IGS. Использовались данные, представленные в виде навигационных и наблюдательных RINEX-файлов. Навигационная задача решалась с использованием инструментария GPStk (программа RINEXPVT) [5]. В полученных результатах, представленных на рис. 3, также отчетливо видна повторяемость временных вариаций высоты антенны в соседних сутках.

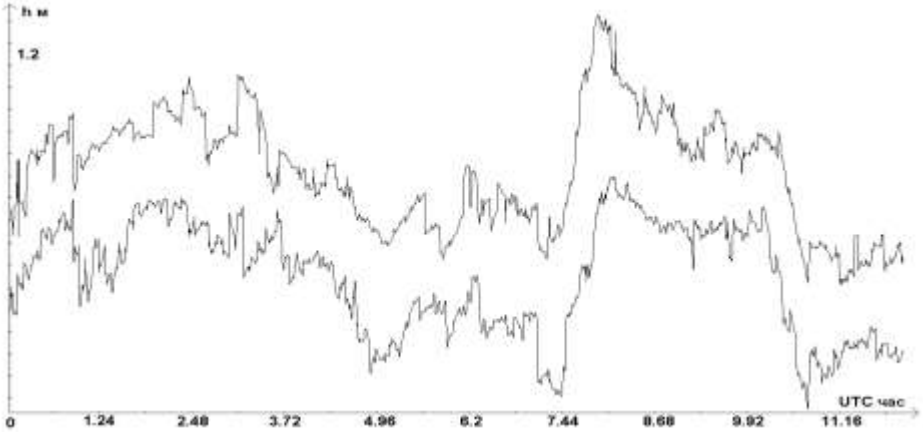


Рисунок 3 – Вариации высоты в соседних сутках для двух среднеширотных станций сети IGS, разнесенных на расстояние ~ 600 км

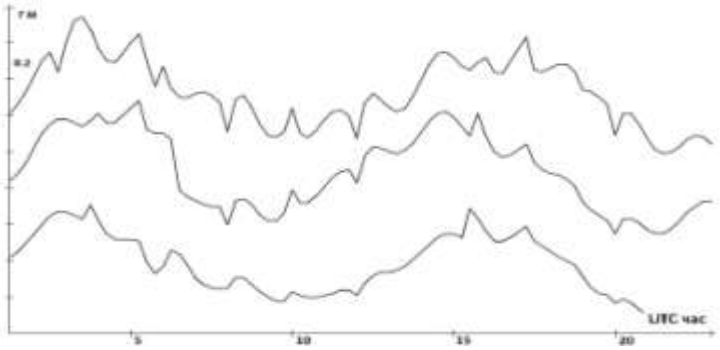


Рисунок 4 – Суточные вариации разности стандартно рассчитанных и уточненных службой National Geodetic Survey координат

Использование данных станций сети IGS позволяет исследовать повторяемость ошибок позиционирования для точек наблюдений, разнесенных на значительные расстояния. Например, нами было обнаружено, что повторяемость ошибок позиционирования имеет место для двух среднеширотных станций сети IGS, разнесенных на расстояние ~ 600 км, причем эффект не имеет заметного временного сдвига. Таким образом, можно считать доказанным, что повторяемость ошибок позиционирования носит глобальный характер.

Исходя из этого, мы предположили, что повторяемость временного хода ошибок позиционирования связана с ошибками определения приемниками координат навигационных спутников. У таких ошибок имеется важная особенность: её величина и поведение будет одинаково отражаться на приемниках, разнесенных на значительное расстояние, если они «видят» одно и то же созвездие спутников. Анализ поведения такого рода ошибок можно провести, используя файлы уточненных эфемерид (.sp3). Данные типы файлов поставляются службой National Geodetic Survey. В них хранится информация об уточненных координатах спутников, полученных в результате постобработки. На рис. 4 изображен временной ход разности геоцентрических расстояний r до конкретного спутника в трех соседних сутках, между значениями, определяемыми из стандартного навигационного файла (именно такие данные используют приемники GPS), и файла уточненных эфемерид.

На рис. 4 можно видеть, что типичный размер флуктуации составляет порядка нескольких метров и имеет повторяемость в соседних сутках. Поскольку ошибки эфемерид прямо связаны с ошибками позиционирования и порядок их величин соответствует наблюдаемым значениям последних, предлагаемое объяснение повторяемости можно считать доказанным.

2 ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО-ВРЕМЕННАЯ КОРРЕКЦИЯ

Описанная выше особенность – повторяемость суточного хода ошибок позиционирования, мы предлагаем применять для повышения точности позиционирования потребителя в определенной области пространства по аналогии с известным дифференциальным режимом работы СРНС [6]. Напомню, что в простейшем варианте этот режим реализуется следующим образом. В некоторой области пространства постоянно функционирует реперный навигационный приемник с известными координатами фазового центра антенны, называемый контрольно-корректирующей станцией (ККС). ККС в режиме реального времени определяет и по специализированным каналам связи передает текущие значения ошибок позиционирования. Приемники, включенные в дифференциальный режим в данной области, непрерывно принимают эти значения и используют их для коррекции определяемых координат. Уточненные значения координат имеют значительно более высокую точность по сравнению с автономными измерениями.

В предлагаемом нами дифференциально-временном режиме предлагается использовать поправки с ККС не в данный момент времени, а извлекать их из временного хода ошибок позиционирования ККС в предыдущие сутки.

Для этого на ККС записывается суточный ход ошибок с применением сглаживания. Затем формируется соответствующий файл числовых данных и выкладывается в интернет или передается оператору сотовой связи. В последующие сутки аппаратура потребителя в автоматическом режиме однократно загружает данный файл из сети интернет, либо получает его по каналам сотовой связи. Затем в аппаратуре потребителя корректируются текущие вычисленные координаты, что приведет к компенсации существенной части ошибок позиционирования.

Для оценки эффективности дифференциально-временного режима была проведена серия экспериментов с использованием упомянутых выше двух наблюдательных пунктов Иркутского филиала МГТУ ГА, разнесенных на расстояние около 5 км. Пункты оснащены навигационными приемниками МНП-М7, работающими как по отдельности с системами GPS и ГЛОНАСС, так и при их совместном использовании. Эксперименты проводились в сентябре 2015 года. Наблюдательный пункт в учебном корпусе по ул. Коммунаров, 3 являлся ККС, пункт в учебном корпусе на Советской тестировался. В табл. 1 и 2, представлены соответствующие ошибки позиционирования без применения дифференциально-временного режима и с его применением. В последних строках таблиц представлены результаты тестирования с использованием сглаживания, то есть удаления в корректирующем

временном ходе высокочастотных флуктуаций путем усреднения по 20-минутным интервалам с последующей линейной интерполяцией данных. Применение процедуры сглаживания желательно для устранения влияния случайных флуктуаций и более компактного представления корректирующего временного хода.

Таблица 1 – Усредненные за сутки ошибки по широте, долготе, высоте

Система	Режим	По широте	По долготе	По высоте
GPS	штатный	0.51	-1.32	5.46
	ДВР	0.14	0.67	1.86
	ДВР сглаж.	0.14	0.68	1.86

Таблица 2 – Усредненные абсолютные ошибки по высоте, по горизонтали, полная

Система	Режим	По высоте	В плоскости	Полная
GPS	штатный	5.46	1.68	5.92
	ДВР	2.75	1.61	3.50
	ДВР сглаж.	2.53	1.51	3.22

Как можно видеть из проведенных экспериментов, использование дифференциально-временного режима приводит к существенному улучшению точности позиционирования одночастотной аппаратуры GPS, особенно эффект заметен для ошибки по высоте.

Для тестирования дифференциально-временного режима в системе ГЛОНАСС и при совместном использовании систем GPS и ГЛОНАСС с предварительной штатной коррекцией ионосферного запаздывания, были проведены аналогичные сеансы измерений. Вышеупомянутая программа RINEXPVT из пакета GPS Toolkit не обеспечивает работу с ГЛОНАСС. Возможность решения навигационной задачи ГЛОНАСС предоставляется другой программой этого пакета – программой PRSolve. Программа PRSolve позволяет решать навигационную задачу и при совместном использовании обеих навигационных систем. Результаты тестирования представлены в табл. 3, 4.

Таблица 3 – Усредненные за сутки ошибки по широте, долготе, высоте

Система	Режим	По широте	По долготе	По высоте
ГЛОНАСС	штатный	-5.0	-5.6	-0.4
	ДВР	-3.4	-2.0	0.1
ГЛОНАСС+ GPS	штатный	2.4	0.7	1.1
	ДВР	0.4	0.1	0.1

Таблица 4 – Усредненные абсолютные ошибки по высоте, по горизонтали, полная

Система	Режим	По высоте	В плоскости	Полная
ГЛОНАСС	штатный	-5.0	1.2	5.2
	ДВР	-3.4	2.1	4.4
ГЛОНАСС+ GPS	штатный	2.4	1.3	2.8
	ДВР	0.4	0.6	1.0

Как и следовало ожидать, для системы ГЛОНАСС дифференциально-временной режим столь же эффективен, как и для системы GPS. Также отметим, что при совместном использовании обеих навигационных систем эффективность дифференциально-временного режима усиливается – он обеспечивает уменьшение средней ошибки позиционирования более чем в два раза.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Проведенные исследования уверенно доказывают существование эффекта повторяемости в соседних сутках вариаций ошибок позиционирования с характерными временами от десятков до тысяч секунд.
2. Эффект повторяемости можно использовать для повышения точности позиционирования навигационных систем ГЛОНАСС и GPS путем реализации дифференциально-временного режима их работы.
3. Основным преимуществом предлагаемого режима является его дешевизна и простота реализации по сравнению со стандартным дифференциальным режимом работы спутниковой навигационной системы.
4. Подавляющее большинство потребителей навигационных услуг обладают устройствами, совмещающими функции компьютера, сотового телефона и навигационного приемника, откуда следует, что организация дифференциально-временного режима работы навигационных систем ГЛОНАСС и GPS на территории России возможна и приведет к существенному улучшению качества навигационных услуг.

ЛИТЕРАТУРА

1. Thomas Grinte. Precise Point Positioning: Where are we now? // International Global Navigation Satellite System Society IGNSS Symposium, 2011, www.gmat.unsw.edu.au/snap/publications/grinter &roberts2011a.pdf.
2. Boubeker Belabbas, Achim Hornbostel, and Mohammed Z. Sadeque. Error Analysis of Single Frequency GPS Measurements and Impact on Timing

and Positioning Accuracy// PROCEEDINGS OF THE 2nd WORKSHOP ON POSITIONING, NAVIGATION AND COMMUNICATION (WPNC'05) & 1st ULTRA-WIDEBAND EXPERT TALK (UET'05), 2011, pp. 81-86.
3. Roel J. P. van Bree · Christian C. J. M. Tiberius. Real-time single-frequency precise point positioning: accuracy assessment// GPS Solution, 2012, 16:259–266.
4. Горбачев О. А. Сравнительная оценка точности позиционирования одночастотной аппаратуры систем ГЛОНАСС и GPS / К. Е. Былинин, О. А. Горбачев, В. Б. Иванов, Д. В. Хазанов // Научный Вестник МГТУ ГА, 2011. – № 171. – С. 78–83.
5. Brian Tolman, R. Benjamin Harris. «The GPS Toolkit»// Linux Journal, September, 2004, p. 72.
6. Global Positioning System: Theory and Applications. Edited by B.W. Parkinson and J.J. Spilker Jr. // Published by the American Institute of Aeronautics and Astronomics Inc., 1996.

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЭРОНАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА ОСНОВЕ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ

Скрыпник О. Н.

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье приводятся результаты исследований характеристик навигационно-временного поля спутниковых систем навигации, а также точности определения координат совмещенными приемниками. Рассматриваются способы повышения эффективности аэронавигационного обеспечения воздушных судов.

Современный этап развития технологий и процедур организации воздушного движения, используемых в гражданской авиации, базируется на широком внедрении спутниковых систем навигации (ССН).

Применение ССН позволяет повысить эффективность аэронавигационного обеспечения воздушных судов (ВС) за счет предоставления экипажам и диспетчерам более точной и надежной информации о текущем местоположении и параметрах движения ВС, причем на всех этапах их полета и в глобальном масштабе. При этом существует достаточно большое количество воздушных трасс (трансокеанические, трансполярные и кроссполярные), проходящих над труднодоступными и малоосвоенными территориями земной поверхности,

на которых ССН является единственным средством получения высокоточной навигационной информации.

Обладая высокой потенциальной точностью, ССН характеризуются сравнительно низкой помехоустойчивостью и подверженностью сбоям в работе. При этом реальная точность ССН зависит от достаточного большого количества факторов, основными из которых являются качество эфемеридного обеспечения, условия распространения радиосигналов по трассам навигационный спутник (НС) – потребитель, количество наблюдаемых НС и их положение относительно потребителя (геометрический фактор (ГФ) системы), качество приемного устройства [1].

На кафедре авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА проводится комплекс исследований по оценке влияния указанных факторов на точность навигационных определений ССН и разработке методов повышения эффективности аэронавигационного обеспечения ВС.

Для проведения экспериментальных исследований был создан программно-аппаратный комплекс в составе платформы National Instruments (генератор радиочастотных сигналов NI PXI-5610/5442, среда Labview, установленная на контроллер NI PXI-8130, инструментарий NI GPS Simulation Toolkit версии 4.2), имитатора сигналов СН-3803М, авиационного приемника СН-4312 и специально разработанного интерфейса сопряжения приемника с ПЭВМ для автоматизации процесса измерений и их статистической обработки (рис. 1). Уникальность комплекса состоит в анализе навигационно-временного поля ССН по информации, формируемой на выходе реальных ГЛОНАСС/GPS приемников, что позволяет оценивать влияние используемых в них программных и аппаратных решений на качество предоставляемой информации.

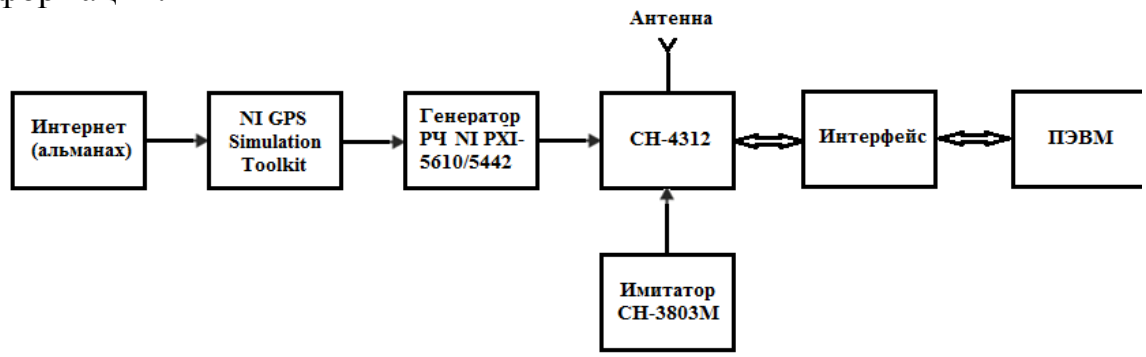
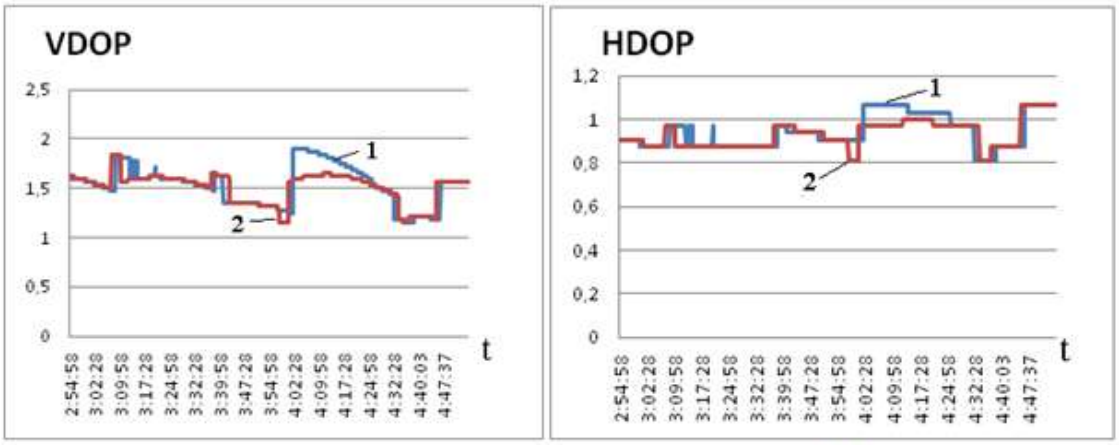


Рисунок 1 – Структурная схема программно-аппаратного комплекса



а) б)

Рисунок 2 – Геометрический фактор: а) вертикальный; б) горизонтальный

Комплекс позволяет проводить натурные и полунатурные эксперименты по оценке характеристик навигационно-временного поля спутниковых систем навигации ГЛОНАСС, GPS и совмещенной системы GNSS. Адекватность полунатурного моделирования была подтверждена сопоставлением результатов натурных и полунатурных экспериментов [2].

Так, на рис. 2 показаны результаты исследования изменения ГФ (вертикального VDOP – рис.1.а, горизонтального HDOP – рис.1.б) по выходным данным приемника СН-4312 при натурном эксперименте (кривые 1) и полунатурном моделировании (кривые 2).

На рис. 3 показаны результаты натурного (кривая 1) и полунатурного (кривая 2) экспериментов по оценке погрешности измерения высоты Δh приемником СН-4312. При этом в среде создания сценариев имитатора СН-3803М задавались тропосферная и ионосферная (для сезона «зима») погрешности.

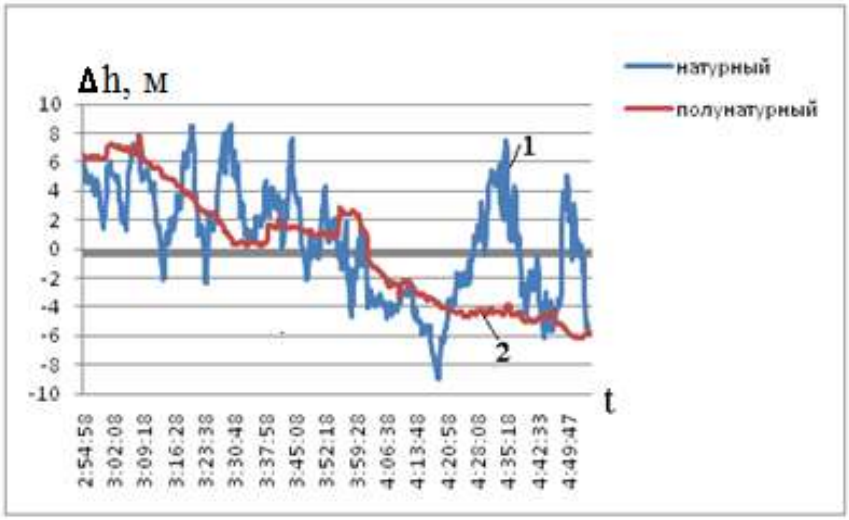


Рисунок 3 – Погрешность измерения высоты

Полученные результаты показывают полную адекватность полунатурного моделирования в плане соответствия формируемых имитатором СН-3803М условий навигационного сеанса (значений ГФ, состава НС, находящихся в зоне радиовидимости) данным натурных экспериментов и приемлемую – в плане соответствия погрешностей определения координат.

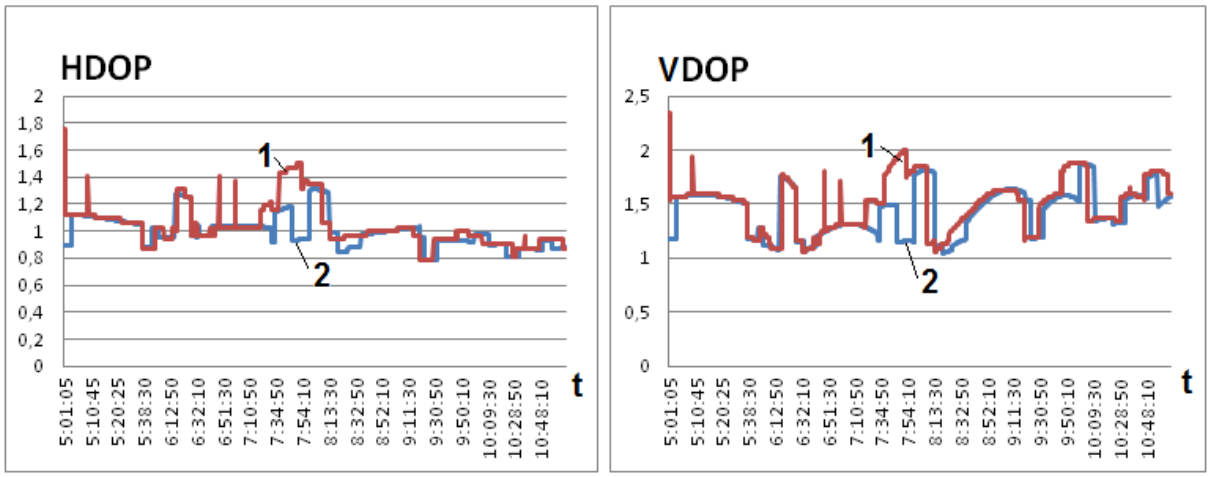
В дополнение к данному комплексу в среде LabView были разработаны программные комплексы, позволяющие на основе моделирования реальных орбитальных группировок GPS и ГЛОНАСС по данным действующих альманахов исследовать условия навигационного сеанса в любой задаваемой точке на земной поверхности или околоземного пространства и для любых интервалов времени. Программные комплексы включают дополнительные опции, позволяющие строить поля точности ССН в вертикальной и горизонтальной плоскостях с их картографической привязкой к заданному району воздушного пространства.

Адекватность программного комплекса моделирования орбитальной группировки ГЛОНАСС была проверена путем сопоставления его выходных данных (номера НС, находящихся в зоне видимости, границы и продолжительность интервалов времени нахождения НС в зоне видимости, значения пространственного, горизонтального и вертикального ГФ) с данными, полученными при натурном эксперименте с приемником СН-4312, расположенным в точке с координатами H=503,18 м, B=52°15´25,8´´, L=104°21´22,1´´ (г. Иркутск), и с данными, формируемыми средой создания сценариев имитатора СН-3803М, а также с данными Информационно-аналитического центра (ИАЦ) ГЛОНАСС [3].

На рис. 4 показаны графики изменения горизонтального (рис. 2.а) и вертикального (рис. 2.б) ГФ, полученные при проведении натурного эксперимента (кривые 1) и путем математического моделирования (кривые 2).

Натурный эксперимент проводился 26.02.2015 на интервале времени с 05:00 до 11:00 UTC. Для этих же условий проводилось математическое моделирование.

Проведенные эксперименты показали хорошее соответствие результатов натурного эксперимента и имитационного математического моделирования, что говорит об адекватности разработанного программного комплекса моделирования ГЛОНАСС. Некоторые несовпадения значений ГФ связаны с неустойчивым слежением приемника СН-4312 за сигналами НС в отдельные интервалы времени. Также обеспечивалось полное соответствие выходных данных разработанной модели с данными, формируемыми имитатором СН-3803М и данными ИАЦ ГЛОНАСС.



а) б)

Рисунок 4 – Изменение ГФ на исследуемом интервале времени: а) горизонтальный ГФ; б) вертикальный ГФ

Как показывают результаты экспериментов, в ряде случаев на интервале наблюдения имеют место значительные вариации значений геометрических факторов, в большей степени – вертикального VDOP.

Следовательно, точность решения навигационной задачи по данным ССН будет также изменяться в течение времени и в разных точках маршрута полета ВС. Поскольку ГФ является изменяющейся, но детерминированной функцией, его можно рассчитать в любой точке земной поверхности и для любого момента времени при известном альманахе системы. Это указывает на актуальность задачи прогнозирования и построения полей точности ГЛОНАСС для заданных моментов или интервалов времени для заданных областей воздушного пространства.

С целью совершенствования аэронавигационного обеспечения ВС предложена методика прогнозирования полей точности ССН по выбираемому маршруту полета. Для этого в бортовой вычислительной системе используется модель орбитального движения ССН, входными данными которой являются действующий альманах ССН и прогнозируемая траектория полета ВС. Выходная информация в виде полей точности ССН (областей одинаковых значений ГФ) в вертикальной (по VDOP) и горизонтальной (по HDOP) плоскостях выводится на дисплей системы индикации навигационной обстановки (PFD).

На рис. 5, 6 показаны рассчитанные для маршрута полета Иркутск-Москва поля точности ГЛОНАСС. В модели орбитального движения использовался альманах ГЛОНАСС по состоянию на 02.03.2015г. Моделирование проводилось для интервала времени с 0:00 до 06:00 UTC.

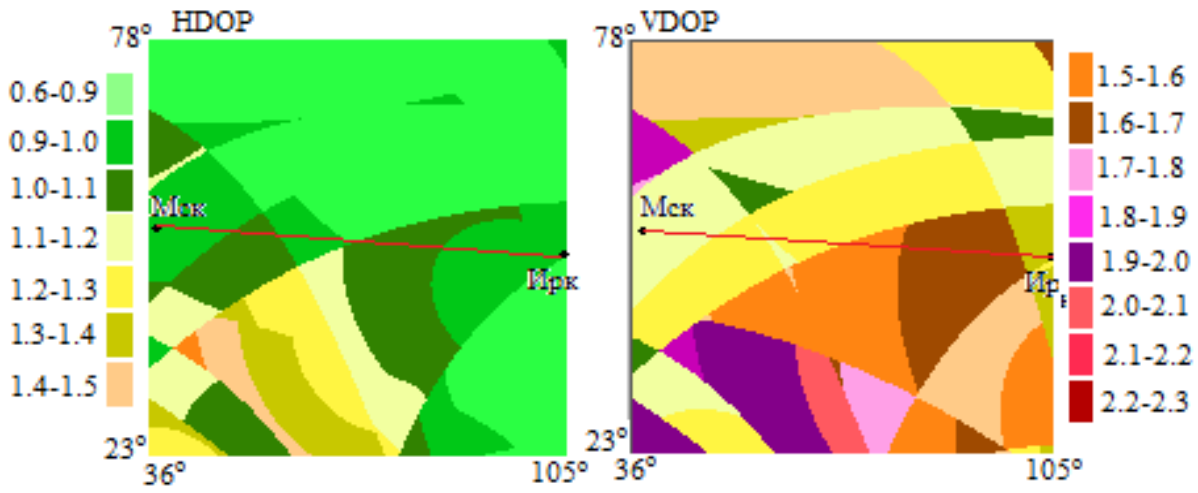


Рисунок 5 – Поля точности ГЛОНАСС в 0:00 UTC

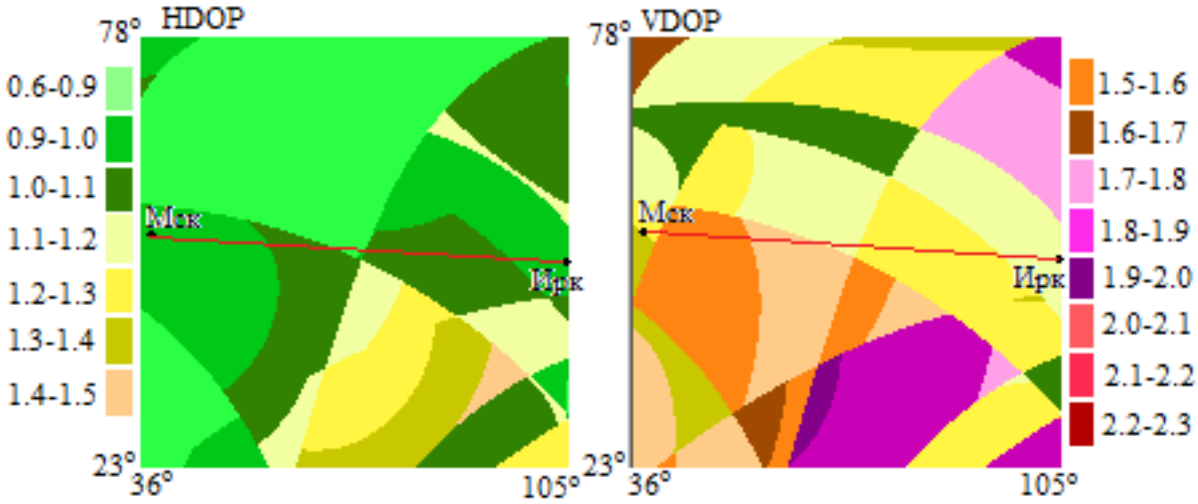


Рисунок 6 – Поля точности ГЛОНАСС в 06:00 UTC

Предложенная методика может использоваться в бортовой системе самолетовождения (FMS) для повышения уровня ситуационной осведомленности экипажей об аэронавигационной обстановке в предоставляемом воздушном пространстве при использовании перспективных технологий зональной навигации и свободной маршрутизации.

В настоящее время отечественными и зарубежными производителями выпускаются приемники ССН, позволяющие принимать и обрабатывать сигналы от систем ГЛОНАСС и GPS как одновременно (совмещенный режим), так и раздельно по выбираемой пользователем системе. Известно, что работа приемника ССН в совмещенном режиме обеспечивает меньшие значения как горизонтального (HDOP), так и вертикального (VDOP) геометрических факторов [1]. Это дает основания предполагать, что и

точность навигационных определений при работе приемников в совмещенном режиме должна быть выше, чем при работе по отдельным системам.

Однако ГЛОНАСС и GPS отличаются принципами разделения каналов (соответственно, частотное и кодовое разделение), что может привести к некоторым особенностям работы совмещенных приемников ССН. Так, в [5] отмечено, что сигналы ГЛОНАСС обладают большим, чем GPS, уровнем внутрисистемных шумов, что приводит к ухудшению их помехоустойчивости и точности. Это было подтверждено результатами проведенных натурных и полунатурных (с использованием имитатора СН-3803М и приемников ГЕОС-1М и СН-4312) экспериментов, которые показали, что работа в совмещенном режиме приводит к снижению точности определения координат по сравнению с работой только по GPS.

Полунатурный эксперимент проводился для точки с координатами N=56.857778, E=105.728889 (аэродром Усть-Кут) на интервале времени 01.00-09.00 UTC для альманаха систем на 25.08.2014.

Результаты полунатурного эксперимента представлены на рис. 7 (а – изменение вертикального ГФ (VDOP), б – текущие значения погрешности измерения высоты). На рисунке кривые 1, 2, 3 соответствуют работе приемника по ГЛОНАСС, по GPS и в совмещенном режиме ГЛОНАСС/GPS.

Анализ полученных результатов показывает, что при работе по GPS на исследуемом интервале времени VDOP изменяется от 0,93 до 3,9, при этом среднее значение составляет 1,59. Для ГЛОНАСС вертикальный ГФ изменяется в меньшем диапазоне – от 0,93 до 1,3, при этом среднее значение составляет 1,4, что несколько лучше, чем у GPS.

а) б)

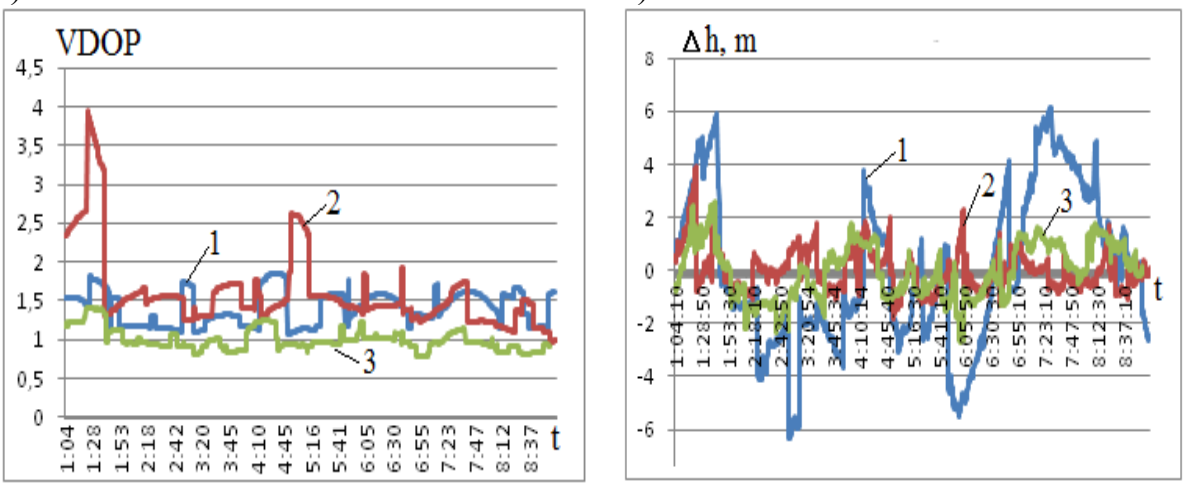


Рисунок 7 – Результаты полунатурного эксперимента: а) вертикальный ГФ; б) погрешность измерения высоты

При работе в совмещенном режиме значения VDOP лежат в пределах 0,78-1,4 при среднем значении 0,99 на исследуемом интервале времени.

Таким образом, ГЛОНАСС в целом обеспечивает в районе аэродрома Усть-Кут лучшие условия навигационного сеанса, чем GPS. Работа по совмещенной группировке обеспечивает значительное улучшение геометрического фактора и достаточно стабильные условия навигационного сеанса на всем исследуемом интервале наблюдения.

Однако, несмотря на меньшее значение VDOP, точность измерения высоты приемником CH-4312 по ГЛОНАСС хуже, чем по GPS. Так, рассчитанная по всей выборке измерений на исследуемом интервале времени среднеквадратическая погрешность измерения высоты составила 3,94 м (ГЛОНАСС), 0,53 м (GPS) и 1,19 м (ГЛОНАСС/GPS). При этом работа по ГЛОНАСС/GPS обеспечивает точность измерения высоты, близкую к точности GPS.

Особо следует отметить, что при полунатурном моделировании влияние эфемеридных погрешностей и условий распространения радиосигналов на точность измерений во всех режимах работы приемника одинаково.

Натурный эксперимент проводился для данных альманаха на 15.03.2015 в точке с координатами N=52°15´25´´, E=104°21´22´´, H=503,2 м (геодезически привязанный пункт в г. Иркутск) на интервале времени 05.30-11.00 UTC.

Результаты натурного эксперимента представлены на рис. 8 (а – изменение VDOP, б – текущие значения погрешности измерения высоты). На рисунке кривые 1, 2, 3 соответствуют работе приемника по ГЛОНАСС, по GPS и в совмещенном режиме ГЛОНАСС/GPS.

а) б)

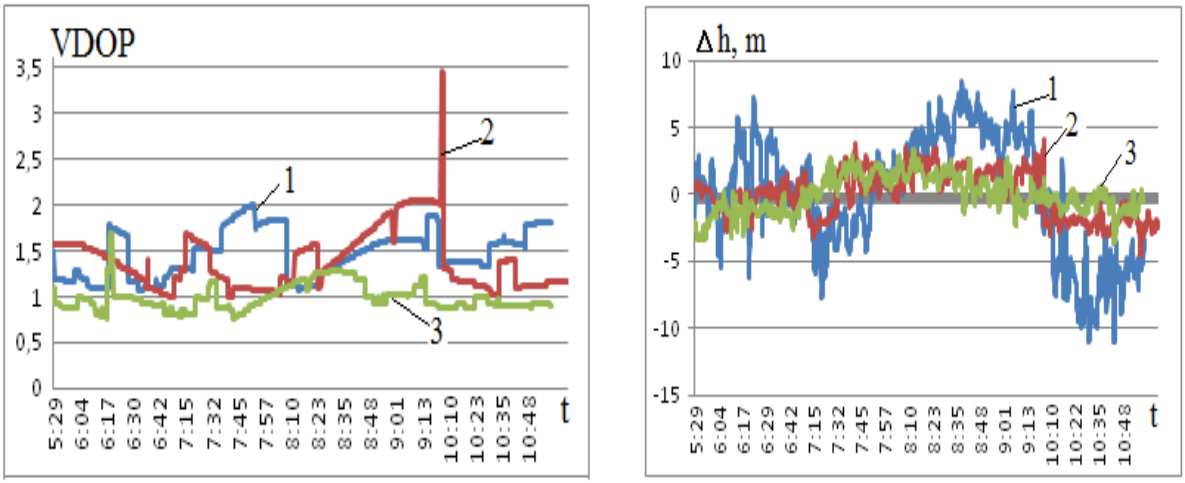


Рисунок 8 – Результаты натурного эксперимента: а) вертикальный ГФ; б) погрешность измерения высоты

При работе по GPS на исследуемом интервале времени VDOP изменяется от 1,0 до 3,5, при этом среднее значение составляет 1,39. Для ГЛОНАСС вертикальный ГФ изменяется в меньшем диапазоне – от 1,05 до 2,0, при этом среднее значение составляет 1,47, что несколько хуже, чем у GPS. При работе в совмещенном режиме VDOP изменяется от 0,8 до 1,7 при среднем значении 0,99 на интервале наблюдения.

Натурный эксперимент показал, что погрешность измерения высоты при работе по ГЛОНАСС хуже, чем при работе по GPS, а при работе приемника в совмещенном режиме точность измерения высоты будет хуже, чем при работе по GPS. Аналогичные результаты получены и для точности определения горизонтальных координат.

Таким образом, экспериментально показано, что несмотря на улучшение условий навигационного сеанса при работе по совмещенной группировке ГЛОНАСС/GPS, точность навигационных определений приемником CH-4312 при работе только по GPS оказалась выше. Это может быть связано с особенностями схемной реализации радиочастотного тракта приемника, а также с отличиями структуры сигналов, используемых в ГЛОНАСС и GPS. По этой причине работа приемников в совмещенном режиме может быть рекомендована в случаях существенных сбоев в работе GPS.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. – Изд. 4-е, перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010.
2. Нечаев Е. Е. Методика построения рабочей зоны GPS на основе полунатурного моделирования / Е. Е. Нечаев, О. Н. Скрыпник // В сб. 24-я Международной Крымской конференции СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии. Материалы конференции. – В 2 т.: Т 1, 2014. – С. 284–285.
3. Информационно-аналитический центр ГЛОНАСС [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://glonass-iac.ru/ (дата обращения 10.03.2016)

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАБОТЫ ФЕДЕРАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ СУБСИДИРОВАНИЯ МЕЖРЕГИОНАЛЬНЫХ АВИАПЕРЕВОЗОК НА ТЕРРИТОРИИ РФ В РАМКАХ ПП № 1242

Мясников Д. А.

ЗАО «Авиакомпания «Ангара»
(г. Иркутск)

Рассматриваются характеристики и тенденции развития межрегионального рынка пассажирских воздушных перевозок. Представлены результаты реализации Государсвенной Федеральной Программы развития субсидирования авиаперевозок.

Последние 15 лет российский рынок авиаперевозок демонстрировал впечатляющий результат, среднегодовой темп прироста составлял порядка 12%, за исключением кризисных 2009 г. и 2014-2015 гг. Не смотря на высокие темпы развития рынка пассажирских перевозок воздушным транспортом в 2000−2014 гг., текущий рост объемных и финансовых показателей не связан с увеличением количества новых пассажиров. Это отмечают не только такие широко цитируемые эксперты как Александр Фридлянд, но и рядовые практики авиационного сообщества. Рост в основном происходит за счет увеличения числа поездок, которые совершают одни и те же пассажиры. Низкая авиационная подвижность населения в основном обусловлена высокой стоимостью авиаперевозок.

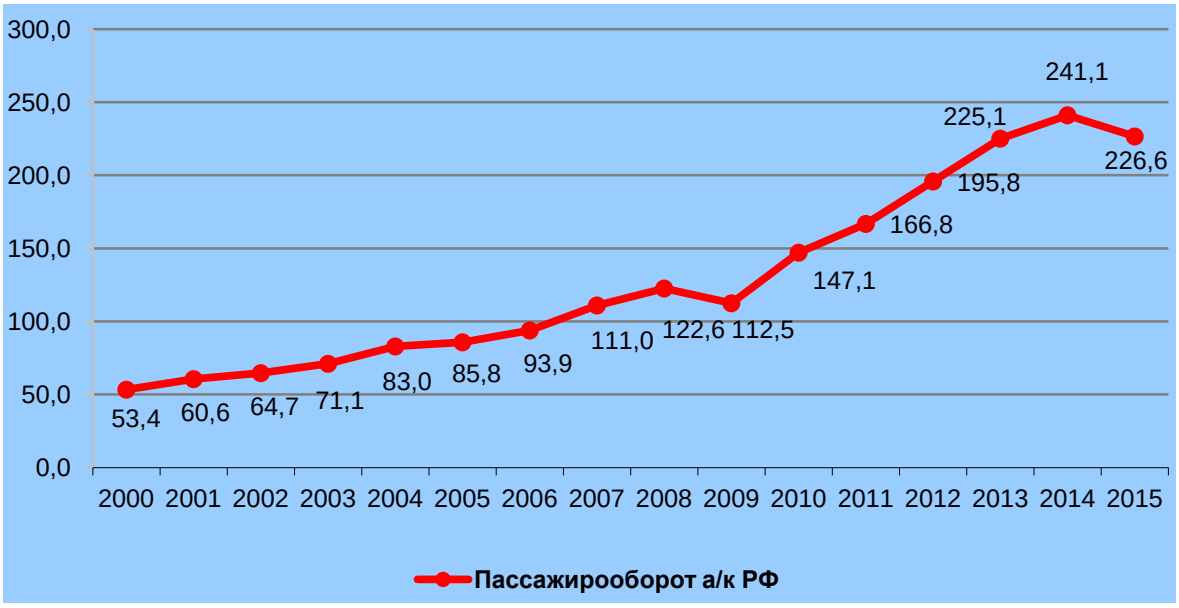


Рисунок 1 – Пассажирооборот авиакомпаний РФ

Средняя стоимость авиабилета на перелет «round trip», по тем же экспертным оценкам составляет порядка 70% ежемесячного дохода россиянина. Для сравнения, в США стоимость билета составляет 5−10% от среднего ежемесячного заработка. Не удивительно, что на магистральных направлениях основной объем годового пассажиропотока, за исключением летнего сезона отпусков, формирует так называемый «деловой пассажир», отличающийся почти предельной эластичностью спроса к стоимости авиаперелета.

На внутреннем рынке авиаперевозок РФ 10−15 лет системно сокращалось количество межрегиональных и местных маршрутов, а пассажиропоток переориентировался на крупнейший национальный хаб − Московский авиационный авиаузел (МАУ). В настоящее время уже три четверти всех внутренних перелетов связаны с московскими аэропортами, а более 60% пассажирооборота авиаперевозок на расстояния до 1000 км приходится на воздушные линии, пунктом отправления или прибытия в которых является Москва. По данным Росавиации за период 1991–2015 гг. доля региональных авиалиний в структуре внутрироссийских перевозок уменьшилась с 75 до 25%, местных – с 27 до 3%. Количество прямых авиационных связей между регионами Российской Федерации сократилось в несколько раз.

Вытеснение местных и региональных авиаперевозок привело к тому, что на внутреннем авиасообщении в настоящее время превалируют средне- и дальне-магистральные перевозки. Средняя дистанция полета пассажира на внутренних авиалиниях РФ составляет 2200 км, на международных линиях –3200 км. Для перевозок на этих воздушных линиях в 75% случаев используются среднемагистральные узкофюзеляжные самолеты. Опыт современного авиарынка России доказал, что такие линии обладают устойчивым всесезонным пассажиропотоком и не требуют финансовой поддержки со стороны государства.

С конца 2014 года отрасль авиационных перевозок, как и экономика России в целом, испытывает серьезные экономические проблемы, приводящие в отдельных случаях к банкротству лидеров отрасли, что наглядно показал в 2015 году пример авиакомпании «ТРАНСАЭРО». В течение 2015 года кризис нарастал, особенно в 4 квартале, когда спад пассажирооборота достиг порядка 20%. Согласно консолидированному мнению экспертов российского авиарынка кризис носит затяжной и структурный характер: на фоне инфляции затрат и девальвации рубля меняется структура перевозок: уходят рентабельные международные направления и растет доля убыточных внутренних перевозок.

В сложившихся экономических реалиях, после бурного роста в последние 15 лет, перспективы развития авиаперевозок России можно

связать с тремя основными взаимодополняющими рыночными тенденциями:

1. Дальнейшее структурирование российского рынка авиаперевозчиков, выражающееся в сокращении общего количества авиакомпаний путем слияний и поглощений, а также диверсификации авиа-бизнеса как по структуре, так и по направлениям и специфике авиаперевозок.

2. Постепенное развитие низкостоимостного сегмента авиаперевозок (low-cost), как в его классической модели, представленной сегодня лишь одной низкобюджетной авиакомпанией «Победа» (входит в структуру Аэрофлота), так и внедрением элементов low-cost в традиционные бизнес-модели магистральных и межрегиональных авиаперевозок (появление «безбагажных» тарифов в линейке авиакомпаний S7 и Уральские авиалинии в конце 2015 года).

3. Развитие механизмов государственного субсидирования местных и межрегиональных авиаперевозок как на федеральном уровне, так и на уровне Федеральных округов и субъектов РФ, что соответствует общемировой практике, ради сохранения транспортной доступности отдаленных регионов.

Каждое из выделенных направлений заслуживает отдельного развернутого исследования. В данном материале хотелось бы более подробно остановиться на результатах работы Минтранса РФ, которое с 2013 года совместно с Росавиацией, впервые в истории новой России, выстраивает комплексную систему субсидирования межрегиональных авиаперевозок для устранения сложившихся дисбалансов в структуре авиарынка Российской Федерации.

При создании механизмов субсидирования региональных и межрегиональных авиаперевозок отечественное законодательство во многом опиралось на зарубежный опыт, где подобная практика привела к законодательному закреплению системы «Publicservice obligation» (PSO) − системы обязательств авиакомпаний по выполнению субсидируемых государством «необходимых» (социально-значимых) авиационных перевозок, обеспечивающих реализацию «равных» прав и возможностей жителей государства. Цель PSO − исключение транспортной дискриминации населения удаленных пунктов и обеспечения ему того же уровня гражданских прав и возможностей, как и у остальных жителей страны, в первую очередь по свободе передвижения, доступу к лечению, образованию, банковской системе.

Для того чтобы коммерческий перевозчик принял обязательство по выполнению перевозок в таких условиях, естественно, предусматривается спектр мер, стимулирующих его к выполнению авиаперевозок, отнесенных к социальной сети авиалиний.

В публикациях на тему государственной поддержки авиаперевозок чаще всего выделяют практику США, Австралии и Канады, как государств, имеющих значительные величины финансирования PSO и размеры сети субсидируемых маршрутов, функционирующих в северных, удаленных регионах с недостаточно развитой сетью наземных транспортных коммуникаций.

Например, до 75% региональных авиаперевозок в Австралии выполняется с применением государственной поддержки − субсидирования в размере 45% от величины коммерчески обоснованного тарифа. Аналогичные оценки справедливы и для сети социально значимых авиалиний на Аляске, геоклиматические условия которой аналогичны условиям северных и восточных территорий РФ.

Практика Канады интересна тем, что одним из основных направлений в государственной и региональной политике развития региональных авиационных перевозок является поддержка аэропортов.

В других странах мира система PSO имеет ограниченный характер, в основном направленный на поддержание отдельных авиалиний на островные части государства. В Великобритании к подобной сети относятся авиалинии в пределах Шотландии. Португалия субсидирует маршруты с материка на Азорские острова и Мадейру, Испания поддерживает маршруты на Канарские острова. Норвегия − маршруты, связывающие центр с отдаленными областями запада и севера страны.

Основные принципы софинансирования программы авиаперевозок в США включают:

– при авиаобслуживании должен осуществляться подвоз пассажиров к узловому аэропорту, определенному Федеральной Авиационной Администрацией (ФАА) США как средний или большой узловой аэропорт;

– авиаобслуживание должно осуществляться не более чем с одной промежуточной посадкой при полете к узловому аэропорту;

– обслуживание населенных пунктов, для которых пассажиропоток составлял в среднем более 11 пассажиров в день в любой календарный год должно осуществляться самолетом, располагающим по крайней мере 15 местами для пассажиров;

– выполнение рейсов должно осуществляться в разумные сроки, принимая во внимание потребности пассажиров по пересадке на стыковочные рейсы.

Финансирование программы осуществляется на уровне около 100 млн долларов США в год.

Государственная Федеральная Программа развития субсидируемых авиаперевозок в России стартовала в 2013 году с момента принятия Постановления Правительства РФ от 27 марта 2013 г. № 265

«О предоставлении субсидий из федерального бюджета организациям воздушного транспорта в целях обеспечения доступности региональных перевозок пассажиров воздушным транспортом на территории Северо-Западного, Сибирского, Уральского и Дальневосточного федеральных округов».

Отличительной особенностью этой схемы госфинансирования являлось:

а) ограниченный срок действия 20 апреля – 31 декабря 2013 г.;

б) ограниченный перечень конкретных направлений полетов – 32 маршрута на территории обозначенных федеральных округов;

в) механизм софинансирования стоимости авиаперевозки фактического пассажира по принципу 50% субсидия – 50% предельная величина тарифа на маршруте;

г) построение тарифа с применением субсидируемого тарифа не допускалось.

Рынок давно ждал, а заинтересованные стороны, и в первую очередь удаленные регионы, активно лоббировали внедрение какой-либо государственной поддержки внутренних межрегиональных авиаперевозок. Так как в условиях растущего рынка происходила переориентация не только пассажиропотоков с региональных на магистральные линии (через МАУ), но и развивалась тенденция перехода авиакомпаний с убыточных внутренних направлений полетов на международные.

Первый опыт создания алгоритма субсидирования регионального рынка авиаперевозок показал, с одной стороны, высокую востребованность предложенного инструмента, особенно небольшими региональными авиакомпаниями. А с другой стороны, выявил явные недостатки разработанной схемы – дополнительное финансирование не привело какой-либо положительной реструктуризации рынка. Выделенные средства просто пропорционально распределились между авиаперевозчиками и не привели ни к появлению новых, ни к увеличению частоты полетов действующих авиакомпаний на субсидируемых линиях. Ограниченный перечень маршрутов, большая часть из которых уже работала, не повлиял на развитие сети межрегиональных авиаперевозок федеральных округов, участвовавших в эксперименте. Единственным неоспоримым результатом Программы явилось снижение стоимости субсидируемого перелета для пассажиров, что увеличило пассажиропоток в 2013 году практически на всех датируемых линиях.

Региональные авиаперевозчики приветствовали государственную поддержку своих традиционных рынков, однако, в дальнейшем снижение средней тарифной ставки на действующих рынках, негативно отразилось на коммерческих результатах работы на маршрутах, вышедших из программы субсидирования в 2014 году. Причиной этого явилось

ограниченный период действия ПП № 265 и переориентация государственной поддержки на открытие новых маршрутов и развитие хабовой системы региональных авиаперевозок. Только 8 маршрутов (25%) продолжили субсидироваться в 2014 году в рамках нового ПП № 1242.

Результатом доработки механизма субсидирования межрегиональных авиаперевозок в 2014 году стала Программа, утвержденная Постановлением Правительства РФ от 25 декабря 2013 г. № 1242 «О предоставлении субсидий из федерального бюджета организациям воздушного транспорта на осуществление региональных воздушных перевозок пассажиров на территории Российской Федерации и формирование региональной маршрутной сети Российской Федерации». В новых принципах госфинансирования был учтен негативный опыт 2013 года и создан долгосрочный механизм, ориентированный не только на поддержку межрегиональных авиаперевозок как таковых, но и содержащий реальные инструменты, побуждающие авиакомпании развивать сеть региональных маршрутов на основе хабовой схемы авиаперевозок, открывать новые направления полетов.

Ключевые принципы субсидирования межрегиональных авиаперевозок ПП №1242 (и последующей редакции ПП РФ от 06.06.2015 № 556):

а) срок действия: 2014−2016 гг.;

б) хабовый принцип построения сети межрегиональных маршрутов – любой маршрут должен связывать узловой аэропорт (Санкт-Петербург, Екатеринбург, Новосибирск, Краснодар, Сочи, Уфа, Красноярск, Самара, Ростов-на-Дону, Хабаровск, Владивосток, Казань, Пермь, Иркутск, Минеральные Воды, Тюмень, Калининград, Якутск, Южно-Сахалинск) и любой аэропорт иного региона РФ, аэропорты МАУ исключены;

в) субсидируется перевозка только на региональных ВС ограниченной емкостью 4–112 пассажирских кресел;

г) расстояние субсидируемой межрегиональной авиаперевозки ограничено 1 200 км, исключение 2 400 км для маршрутов в ДФО;

д) распространяется лишь на маршруты с низким пассажиропотоком до 8 000 пассажиров в год, исключение 10 000 пассажиров для маршрутов в ДФО;

е) механизм софинансирования полной стоимости рейса, независимо от фактической загрузки при условии ограниченного уровня предельного тарифа на маршруте;

ж) внедрены конкурсные алгоритмы выбора авиаперевозчика, предлагающего ВС с большей емкостью и частотой рейсов, при минимальной сумме субсидии;

и) существует механизм контроля работы авиаперевозчика через комплексный показатель эффективности субсидирования (КПЭ),

гарантирующий минимальный заявленный уровень загрузки для утвержденной частоты рейсов на ВС определенной емкости.

к) субсидирование полетов в удаленные и труднодоступные территории (согласно перечня) производится на 25% выше базового уровня.

В 2015 году в действующий механизм субсидирования межрегиональных авиаперевозок был усовершенствован. Ключевые изменения были внесены в части снятия ограничения на минимально допустимое количество еженедельных рейсов в летний период (с 3-х до 1), а также снятие дополнительных ограничений (предельное расстояние, наличие хабового аэропорта в маршруте) для направлений полетов софинансируемых за счет региональных бюджетов. Кроме того, именно таким направлениям теперь будет предоставлено первоочередное финансирования в рамках годового лимита средств.

С позиции практического бизнеса несомненным достоинством нового Постановления стала его ориентация на региональных авиаперевозчиков, дающая возможность, с одной стороны, поддержать маршруты с низкими объемными и коммерческими характеристиками, а с другой стороны – разделить с государством финансовые риски при запуске новых межрегиональных авиамаршрутов.

Результаты работы нового механизма субсидирования межрегиональных авиаперевозок, закрепленного ПП №1242, в 2014–2015 гг. можно считать успешными (рис. 1). Причем объективный положительный результат подтверждается не только удовлетворительными отчетами соответствующих ведомств и отсутствием попыток секвестра бюджета Программы даже на кризисный 2016 год, но и значительным интересом со стороны региональных авиакомпаний. По информации заместителя руководителя ФАВТ Клима О. О., курирующего данную Программу ежегодный объем заявок авиаперевозчиков более чем в 20 раз превышает утвержденный годовой бюджет в 3,5 млрд рублей.

Рисунок 2 – Общие результаты субсидирования межрегиональных авиаперевозок в рамках ПП № 1242 в 2014−2016 гг.

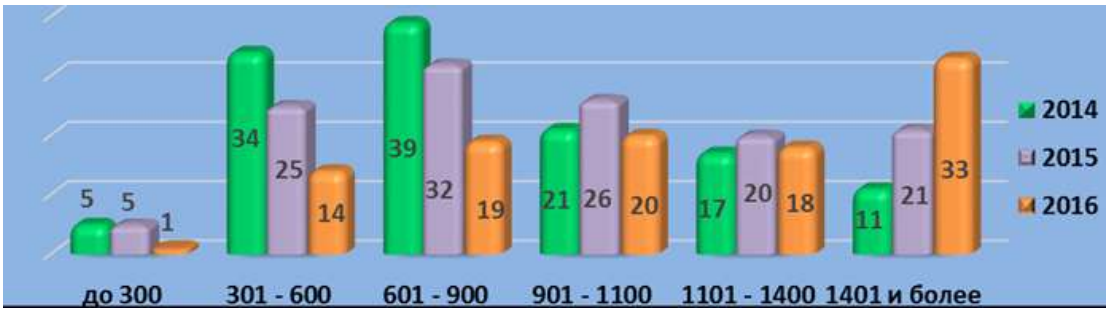


Рисунок 3 − Распределение количества субсидируемых маршрутов в зависимости от протяженности

Рисунок 4 – Распределение субсидируемого пассажиропотока в зависимости от протяженности маршрутов

Без соответствующего увеличения объемов финансирования не стоит ожидать в 2016 году роста объемных показателей Программы субсидирования межрегиональных авиаперевозок при 99% исполнения бюджета 2015 года. Гораздо более интересные процессы произошли за два года действия программы в структуре межрегиональных авиаперевозок России (рис. 3−4).

Первое что позволил выявить опыт практического применения Программы – отсутствие интереса региональных авиаперевозчиков к выполнению полетов на маршрутах до 300 км, даже на условиях субсидирования. В первую очередь это обусловлено тем, что основной парк региональных авиакомпаний представлен ВС емкостью 19–70 кресел, в то время как на столь коротких маршрутах предпочтительна эксплуатация самолетов меньшей емкости. С учетом обширной территории России, существует дефицит аэродромной инфраструктуры для территорий гораздо большей площади, в то время как радиус в 300 км экономически целесообразно обслуживать автотранспортом.

Второе заметное изменение структуры субсидируемых авиаперевозок заключается в постепенном смещении сети субсидируемых полетов с категории маршрутов 300–900 километров, к маршрутам протяженностью 1000–1400 и более. Увеличение количества более

протяженных маршрутов в структуре субсидий 2015 года обусловливает рост показателей пассажиропотока в этих категориях.

Среди причин подобного смещения приоритетов необходимо отметить несколько факторов:

а) условия ПП1242 предполагают механизм прекращения субсидирования в случае достижения порогового годового значения в 8 000 пассажиров, уровень пассажиропотоков в западной части страны гораздо выше и зачастую превышает предельную величину, это объясняется более высокой плотностью населения, менее удаленным (до 1200 км) расположением крупных населенных пунктов, сосредоточением основных хабовых аэропортов Программы, т. о. выбор подходящих маршрутов, удовлетворяющих этому критерию, год от года усложняется;

б) полеты в некоторые регионы, преимущественно крайнего севера и Дальнего востока, субсидируются по повышенной ставке, а также финансируются в приоритетном порядке, что в условиях ухудшения экономической ситуации на рынке авиаперевозок и ограниченного финансирования Программы, заставляет авиаперевозчиков заявляться именно на эту категорию маршрутов.

Подобные тенденции демонстрирует и перераспределение сети субсидируемых маршрутов между Федеральными округами РФ (рис. 5−7).

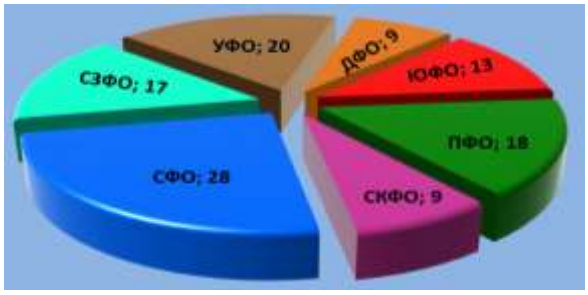


Рисунок 5 – Структура распределения субсидируемых маршрутов на территории РФ в 2014 г.

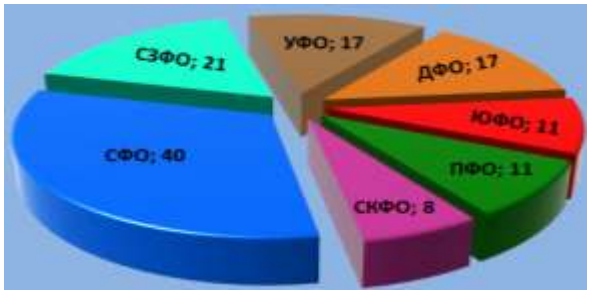


Рисунок 6 – Структура распределения субсидируемых маршрутов на территории РФ в 2015 г.

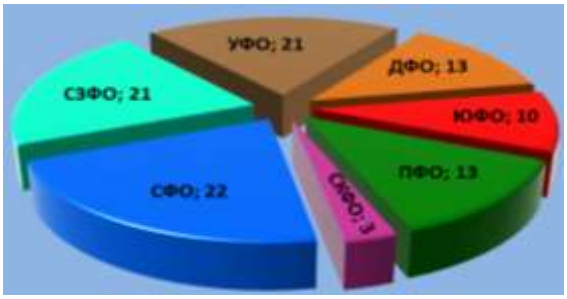


Рисунок 7 – Структура распределения субсидируемых маршрутов на территории РФ в 2016 г.

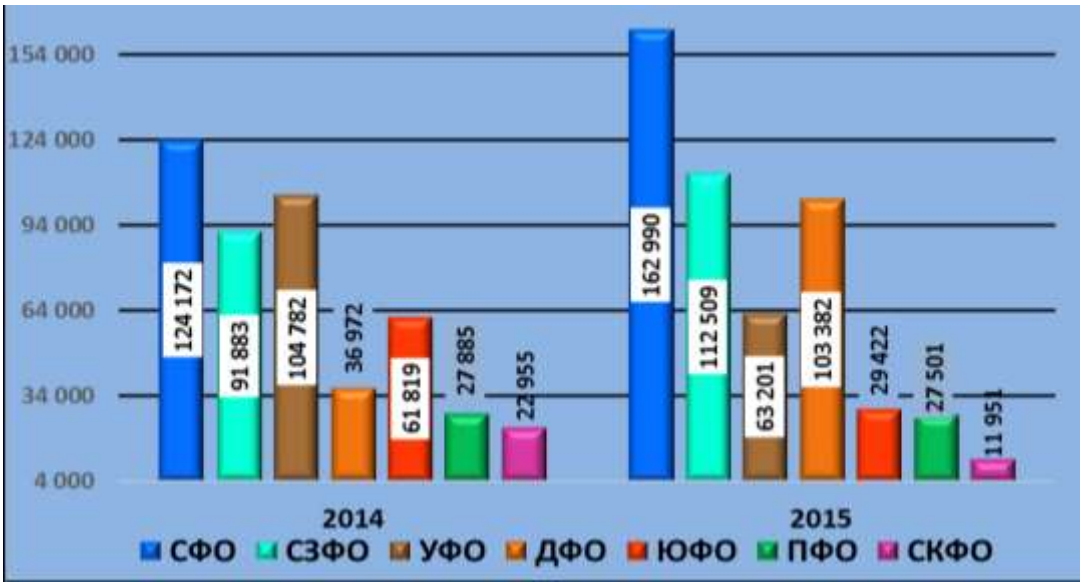


Рисунок 8 – Динамика пассажиропотока субсидируемых авиаперевозок на территории РФ в 2014−2015 гг.

Анализ динамики субсидируемых пассажиропотоков, сформировавшихся в сети межрегиональных воздушных авиаперевозок в 2014–2015 гг. (рис. 8), позволяет сформулировать следующие основные выводы:

1. Привлекаемый субсидируемый пассажиропоток в большей степени зависит от концентрации и уровня развития узловых аэропортов (хабов), включенных в ПП №1242, на территории федерального округа. Если результаты субсидируемых перевозок в СФО определяются концентрацией 3-х крупнейших сибирских аэропортов − а/п Толмачево, а/п Емельяново и а/п Иркутск, то второе место Северо-Западного федерального округа по пассажиропотоку в полной мере обеспечивается связями с Санкт-Петербургом. С другой стороны, крупный и территориально протяженный УФО представлен в ПП №1242 лишь Екатеринбургом и Тюменью, причем аэропорт Тюмени пока в полноценный хаб не сформировался, что подтверждают результаты 2015 года.

2. Рост доли авиамаршрутов на территории ДФО, подробно изученный при анализе сети маршрутов субсидируемых авиаперевозок, подтверждается почти 70% увеличением пассажиропотока в период 2014–2015 гг.

Финансовые результаты действия Программы субсидирования межрегиональных авиаперевозок являются коммерческой тайной каждой авиакомпании, так как маршруты распределяются на конкурсной основе. В открытых источниках финансовые результаты действия ПП № 1242 в разрезе авиаперевозчиков не публикуются и, соответственно, не подлежат анализу.

В завершении экспресс-обзора результатов первой комплексной Программы субсидирования межрегиональных авиаперевозок хотелось бы сформулировать некоторые рекомендации по дальнейшему развитию механизма государственной поддержки, неоднократно озвучиваемые региональными авиаперевозчиками – активными участниками ПП № 1242, на различных дискуссионных площадках и в рамках обсуждений на уровне ФАВТ:

1. Продлить действие Программы субсидирования межрегиональных и региональных авиаперевозок на период 2017–2020 гг., начать диалог со всеми заинтересованными сторонами об основных принципах и условиях применения нового механизма поддержки региональной авиации.

2. Доработать Приложения к правилам предоставления субсидий в рамках ПП № 1242 в части предельного уровня выделяемых субсидий, установленного тарифа и необходимого КПЭ для маршрутов 1400–2400 км., сейчас максимальная сумма субсидий рассчитана для расстояния в 1400 км в то время как действие Программы распространяется до 2 400 км для ДФО, исключить субсидирование маршрутов до 300 км

3. Предусмотреть механизм распространения действия повышающего коэффициента, учитывающего удаленность и труднодоступность, на всю территорию СФО и ДФО, так как в восточной части России слабо развита аэропортовая инфраструктура (малая плотность аэродромов с ИВПП, регламентный режим работы, безальтернативность запасных и др.)

АВТОМАТИЗАЦИЯ И КОНТРОЛЬ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ СТЕНДА – ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТ ПРИ СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЯХ РЕДУКТОРА

Попов В. М.
povlamix@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

После ремонта вертолета на авиаремонтном заводе необходимо проводить контроль качества выполненных работ. С этой целью вертолет подвергают испытаниям, контролируют выходные параметры отремонтированного блока или системы и заполняют лист контрольных испытаний. В настоящее время лист контрольных испытаний редуктора вертолета на различных режимах работы двигателей заполняется оператором вручную. В процессе записи допускаются ошибки, описки, а иногда повторение режима работы двигателя. Для уменьшения негативного влияния человеческого фактора предлагается использовать систему технического зрения.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целью задачи является оцифровка значений датчиков трех приборных панелей стендового вертолета МИ-8МТ методами технического зрения и обработка циклограмм контрольных и сдаточных испытаний на базе четырех видеокамер, компьютера и программного обеспечения NI LabVIEW, обладающих следующими возможностями:

– распознавание положения датчиков трех приборных панелей видеокамерами;

– оцифровка значений датчиков и вывод их показаний поверх реального изображения приборов;

– обеспечение стабильной работы системы технического зрения в различных условиях освещенности за счет подстройки параметров источников света, и динамическая подстройка видеокамер при изменении положения датчиков;

– обработка циклограмм контрольных и сдаточных испытаний;

– представление информации о контролируемых параметров работы редуктора на сменных носителях.

2 СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ И ПРОГРАММНАЯ СРЕДА

Проблема использования технического зрения состоит в том, что стендовый вертолет для проверки параметров работы редуктора сертифицирован, опломбирован, нет возможности подключения к датчикам.

Цель использования видеокамер в данной работе состояла в нахождении координат положения приборов на щитке для дальнейшей обработки их изображений с целью оцифровки показаний.

Камера должна предоставлять изображение, удобное для анализа и вывода результата, что при переводе на объективные характеристики означает низкий уровень шумов и геометрических искажений. В работе использовались бытовые web-камеры с интерфейсом USB.

Интерфейс внешней панели приборов вертолета создается в программной среде LabVIEW в окне, содержащего лицевую панель, в которой операции по созданию внешнего интерфейса выполняются с помощью палитры элементов.

Согласно контролируемым параметрам вертолета был разработан первоначальный макет лицевой панели, в котором двенадцать приборов размещены по принципу системности и компактности (рис. 1) [1].

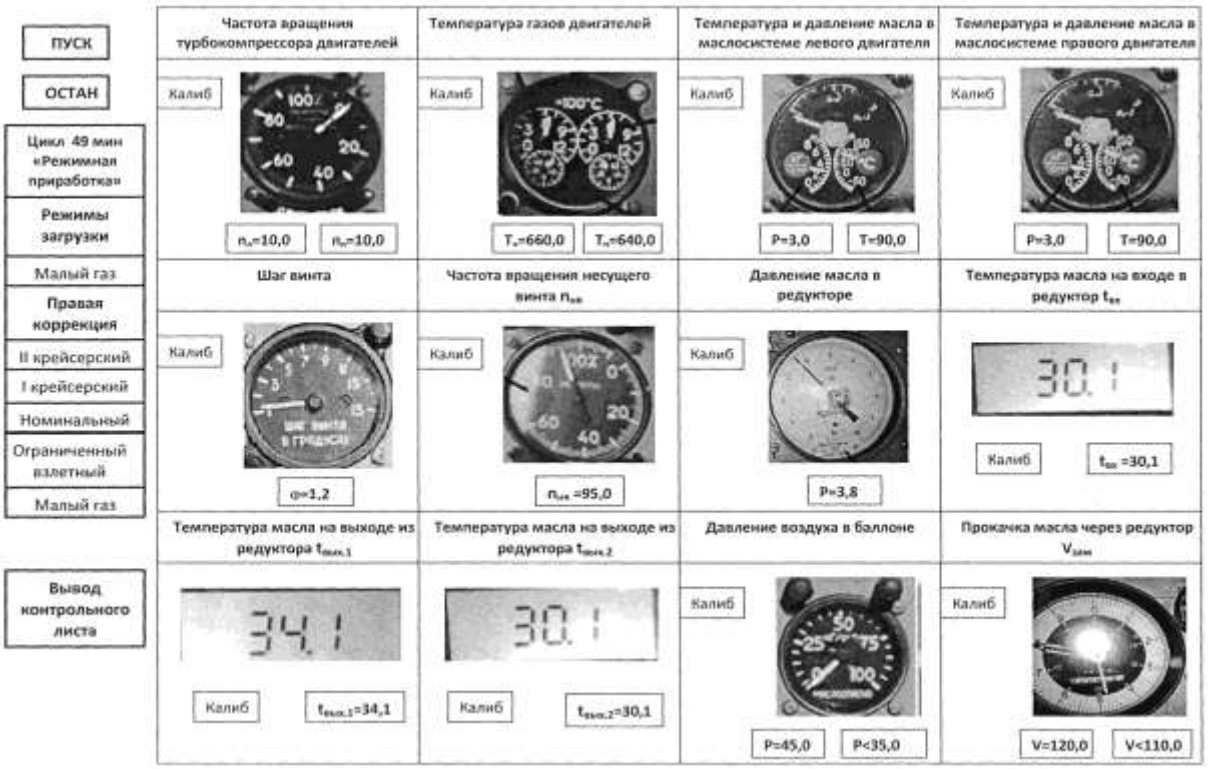


Рисунок 1 − Первоначальный макет окна лицевой панели

На основе первоначального макета окна лицевой панели (рис. 1) был разработан интерфейс пользователя (рис. 2), в состав которого входят:

– 12 окон для отображения изображения приборов;
– 4 кнопки для выбора камер;
– 1 кнопка запуска программы;
– 1 кнопка калибровки приборов;
– 1 кнопка остановки программы;
– 20 кнопок выбора режима работы;
– 4 кнопки для активации выбора камер.

При нажатия кнопки «Калибровать» возле каждого окна отображения приборной панели (прибора) появляется своя кнопка калибровать с порядковым номером «Калиб №».

После проведения калибровки всех 12 приборов программа готова к контрольным испытаниям редуктора. Для этого необходимо нажать на кнопку «Пуск» (рис. 3).

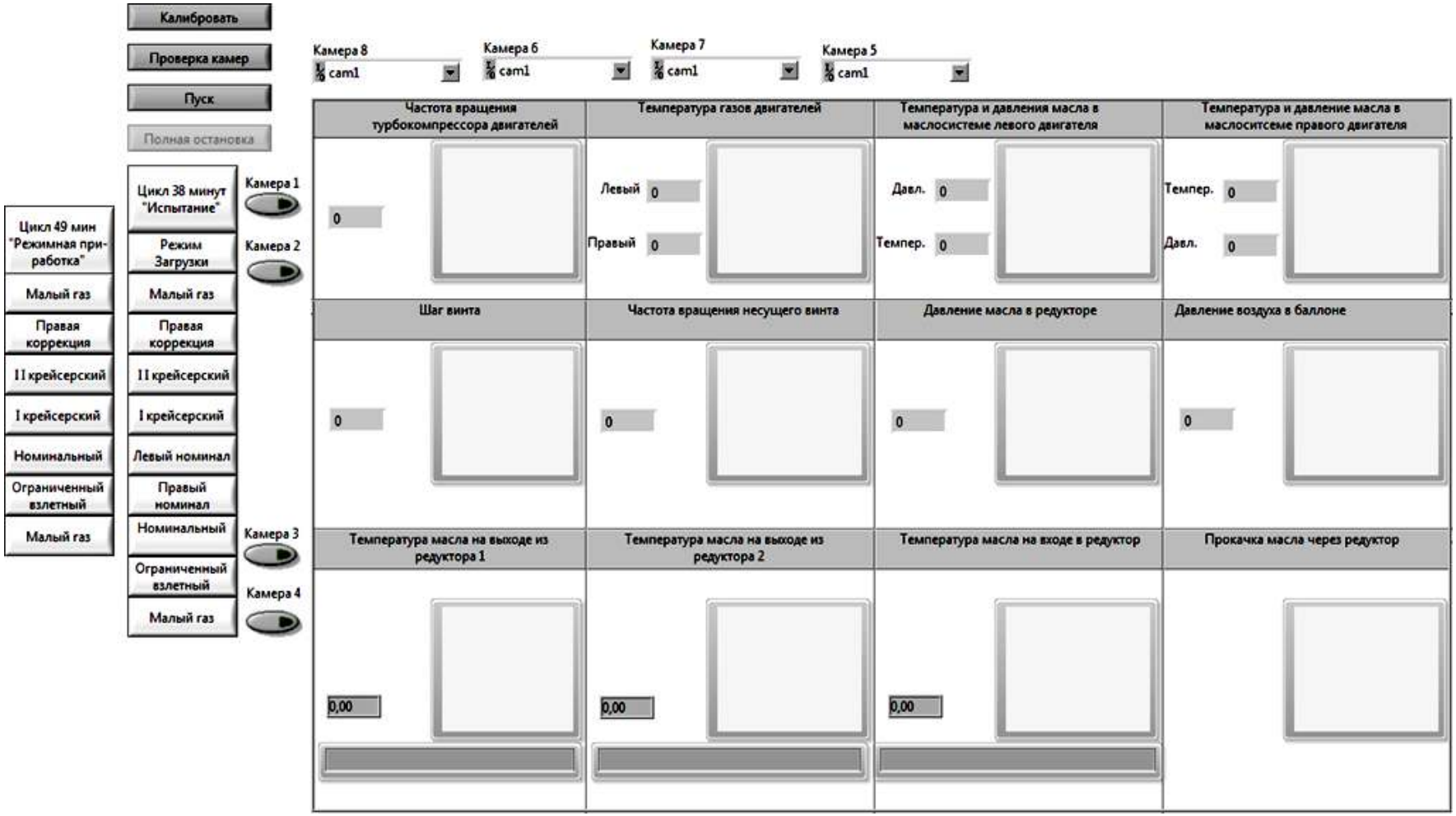


Рисунок 2 – Интерфейс внешней панели приборов вертолета после включение программы

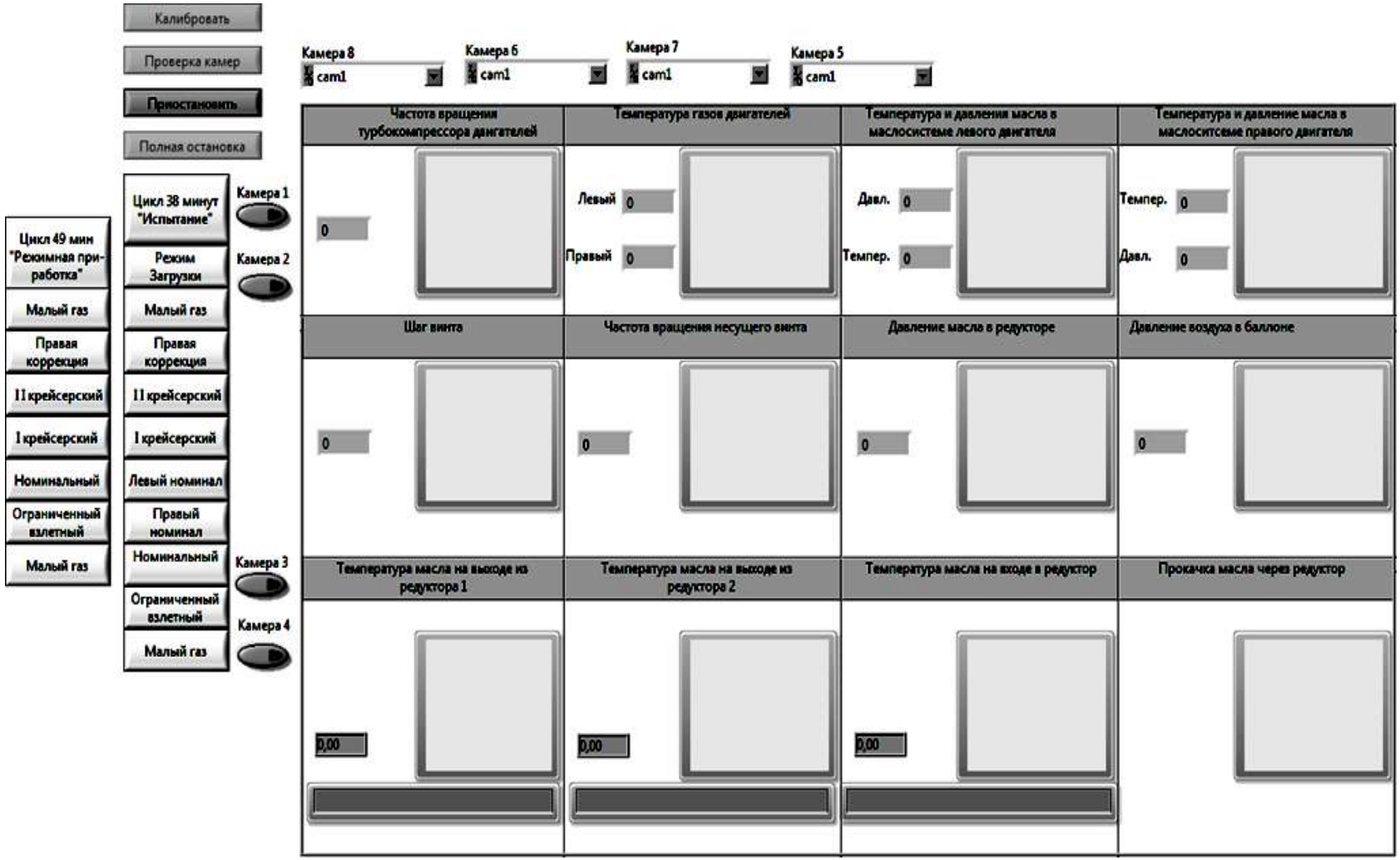


Рисунок 3 − Интерфейс внешней панели приборов вертолета во время работы программы

3 ОБРАБОТКА ИЗОБРАЖЕНИЯ

Конечной целью обработки изображения является оцифровка контролирующих приборов, расположенных на приборных панелях [1]. Программное обеспечение, как правило, совершает несколько шагов для обработки изображений. Все операции с видеокамерами и изображением производятся с помощью пакета NI IMAQ Vision с модулем NI Vision Assistant, являющегося дополнением к среде NI LabVIEW.

Для заполнения контрольного листа испытаний необходимо перевести показания приборов из аналоговых в цифровые значения с помощью метода оцифровки. С этой целью были разработаны виртуальные приборы (ВП) оцифровки стрелочных и цифровых приборов. За основу построения стрелочного и цифрового приборов были взяты стандартные ВП, которые представлены на рис. 4 и 6.

На рис. 4 изображен стрелочный ВП «IMAQ Get Meter 2 VI», который осуществляет калибровку измерителя и датчика с помощью трех точек измерения: основание стрелки, начало шкалы и конец шкалы.

Этот ВП вычисляет положение точек дуги, которые пересекает конец стрелки [2]. Блок-диаграмма созданного ВП представлена на рис. 5.

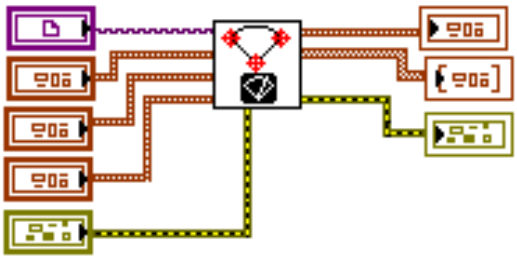


Рисунок 4 − Виртуальный стрелочный прибор IMAQ Get Meter 2 VI

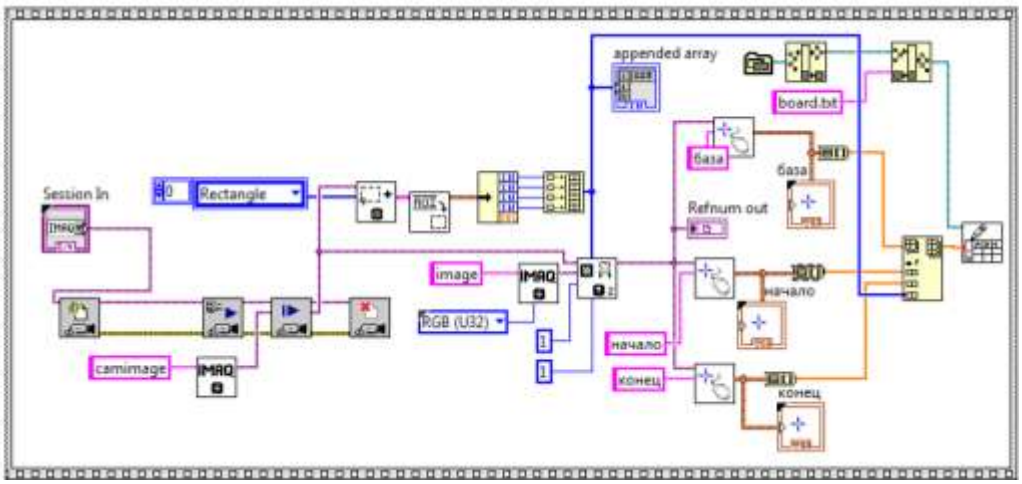


Рисунок 5 − Блок-диаграмма разработанного виртуального прибора оцифровки стрелочных приборов

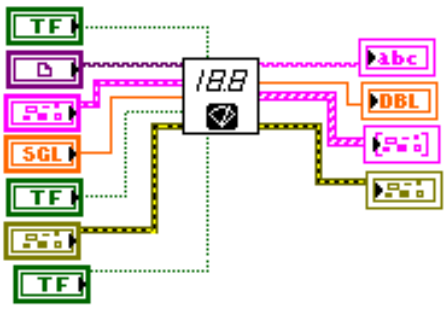


Рисунок 6 − Виртуальный цифровой прибор IMAQ Read LCD VI

На рис. 6 изображен цифровой ВП «IMAQ Read LCD VI», который формирует изображение ЖК-дисплея цифрового прибора, используя дескриптор области интереса. ВП распознает ЖК или светодиодные индикаторы.

4 ОБРАБОТКА И СОХРАНЕНИЕ ДАННЫХ В LABVIEW

Обработка данных отдельно от сбора обычно требует их записи в двоичный, текстовый или файл специфического формата. LabVIEW поддерживает большое количество стандартных форматов файлов, а технология DataPlugins дополнительно расширяют возможности поддержки. С помощью DataPlugins можно описать формат любого файла, чтобы приложение LabVIEW могло корректно извлечь записанные данные [2].

Для автоматизации формирования контрольного листа испытаний (рис. 7) главного редуктора вертолета на различных режимах работы двигателя был разработан аналог листа контрольных испытаний, который осуществляется посредством построения таблицы HTML, в которой построчно заполняются (формируются) данные, получаемые в результате работы программы.

Создание контрольного листа испытаний редуктора осуществляется генерацией HTLM кода в LabVIEW.

Создание верхней и нижней части таблицы контрольного листа осуществляется с помощью готового пакета, который разрабатывается с помощью NOTE PAD.

При запуске программы появляется окно, в котором следует заполнить следующие значения: редуктора, заводского номера, номера левого и правого двигателя, номера главного редуктора, температуру наружного воздуха, атмосферное давление. Эти значения необходимы для формирования верхней части таблицы (рис. 7).

Форма ПКД № 122	**Контрольный лист**	Лист №
Редуктор ВР-14 7870.0100, 7870.0200	**Предъявительского (сдаточного) испытания главного редуктора.**	Код карты ВР14-10-147
Заводской №		Всего стр. 1 / Стр. 1

ПАРАМЕТРЫ

t воз.	В бар.,	Двигатель №_____ левый					Двигатель №_____ правый					Главный редуктор №_____															
		Время	n тк	t г.	Рм	t м	Время	n тк	t г.	Рм	t м	Шаг винта	n нв	Рм наги	tм. Вход	tм. Выход		Насосы НШ-39		АК-50	Генераторы						
																		Р осн.	Р дубл	Р Возд	I1	U 1	P 1	I2	U 2	P 2
°C	мм. рт.ст	час. мин.	%	°C	Кгс/см²	°C	час. мин.	%	°C	Кгс/см²	°C	φ	%	Кгс/см²	°C	°C tм.1	°C tм.2	Кгс/см²	Кгс/см²	Кгс/см²	A	B	кВ	A	B	кВ

Наработка редуктора за испытание: Режимная наработка _____, час. Не режимная наработка _____, час. Ресурсная наработка _____, час

ИСПЫТАТЕЛЬ _____ «___» _____ 20___г. МАСТЕР _____ «___» _____ 20___г.
Подпись, фамилия — подпись, фамилия

ЛЕТЧИК _____ «___» _____ 20 ___г. БОРТ. ИНЖЕНЕР _____ «___» _____ 20___г.

МАСТЕР ОТК _____ « » 20 г.

Рисунок 7 − Контрольный лист сдаточных испытаний главного редуктора

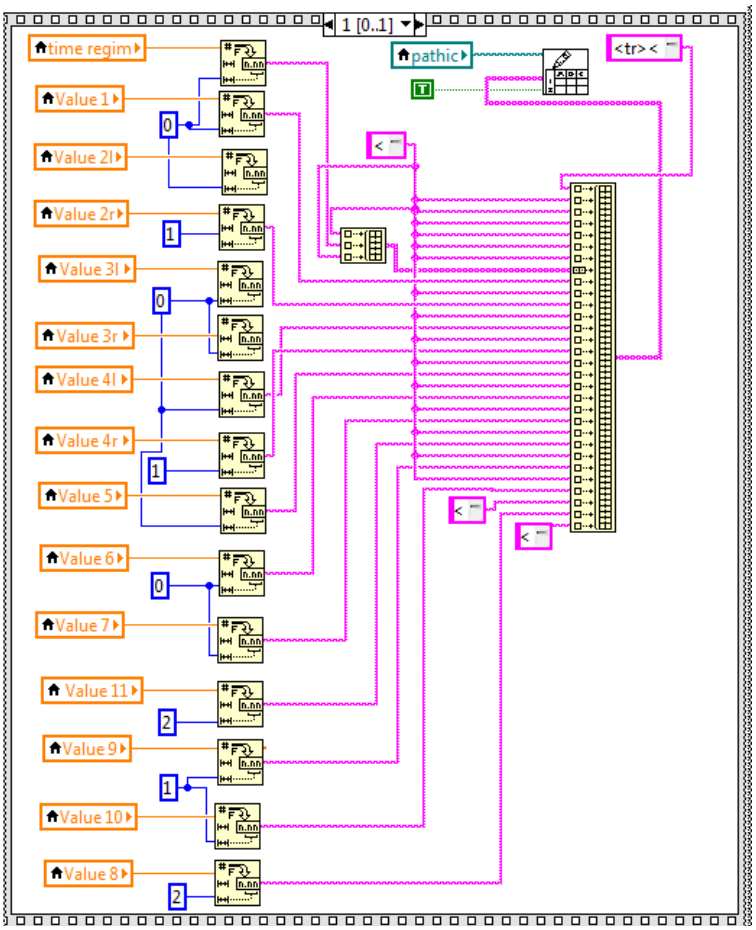


Рисунок 8 – Блок-диаграмма формирования контрольного листа испытаний

Заполнение таблицы осуществляется построчно путем создания массива, который заполняется с помощью некоторых вставок HTML отвечающих за создание поле таблицы, в которое записываются показания приборов. Полученные значения преобразуются в строку и заполняются в массив. Потом этот строковый массив заносится в таблицу.

На рис. 8 представлена блок-диаграмма формирование контрольного листа.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Итогом проведенной работы стало создание компьютерного рабочего места оператора, функции которого легко выполнит летчик, позволяющего в автоматизированном режиме при минимальном его участии получать и обрабатывать системой технического зрения и среды LabVIEW показания двенадцати приборов трех приборных панелей стендового вертолета Ми-8МТ для формирования циклограмм контрольных и сдаточных испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Попов В. М. Использование технического зрения для диагностики параметров редуктора вертолета / В. М. Попов // Материалы IV научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России». − Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2014. – С. 25−30.
2. Попов В. М. Автоматизация измерений и обработка циклограмм при контрольных испытаниях редуктора вертолета на основе технического зрения / В. М. Попов // Материалы международного симпозиума «Компьютерные измерительные технологии» − 2015. − М: Национальный Исследовательский университет, Высшая школа экономики, 2015. – С. 26−29.

БИНАРНЫЙ ЦИКЛ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Исаев А. И., Скоробогатов С. В.
isaew_alexandr@mail.ru[1], maestro.ru@mail.ru[2]

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье затрагивается проблема обеспечения максимальной эффективности газотурбинных двигателей, работающих на углеводородном топливе. Дается анализ спектра критериев, ограничивающих повышение энергоэффективности ГТД. Предлагается способ, включающий в себя ряд технических мероприятий, направленный на решение проблемы по отводу тепла от рабочего тела перед турбиной и использование его в бинарном цикле на газотурбинной установке для привода электрогенератора.

Обеспечение максимальной эффективности газотурбинных двигателей (ГТД) является основным направлением развития двигателестроения. Как известно, ключевыми критериями, в данном случае, выступают: степень повышения давления $\pi_к$ и величина подогрева Δ. Причем увеличение этих параметров напрямую сопрягается с необходимостью изменения геометрии фронтового устройства (ФУ) и обеспечением стехиометрического коэффициента избытка воздуха α=1.

На сегодняшний день, благодаря применению передовых материалов и использованиию эффективных способов охлаждения рабочих поверхностей проточной части двигателей, в современных ГТД температура в зоне горения может достигать порядка 2000 К.

Эта температура высока, но не является максимально эффективной. Так, при правильно организованном сжигании авиационного керосина, достижима температура около 2500 К.

Широкое распространение в камерах сгорания ГТД получили завихрители потока, использование которых придало жаровой трубе узнаваемый облик (рис. 1, 2). Подобная сепарация потока за компрессором обусловлена необходимостью выдерживания расстояния между устройствами торможения потока, в силу чего количество воздуха, которое можно пропустить через ФУ с целью организации топливно-воздушной смеси с последующим сжиганием, ограничено 30–35%.

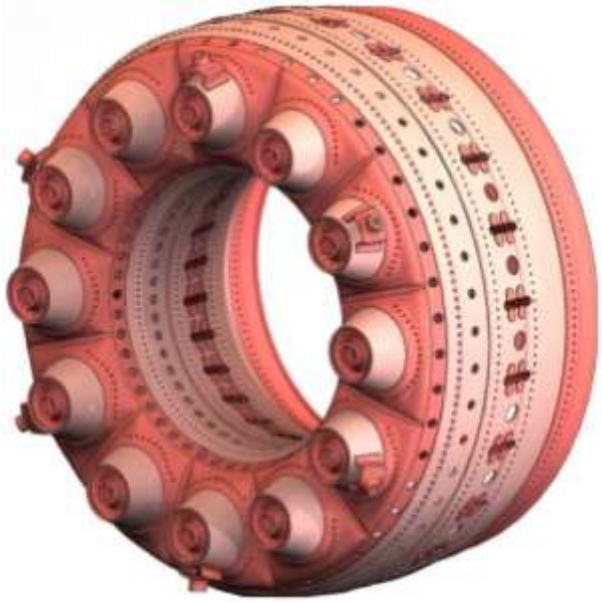


Рисунок 1 − Жаровая труба двигателя АИ-25

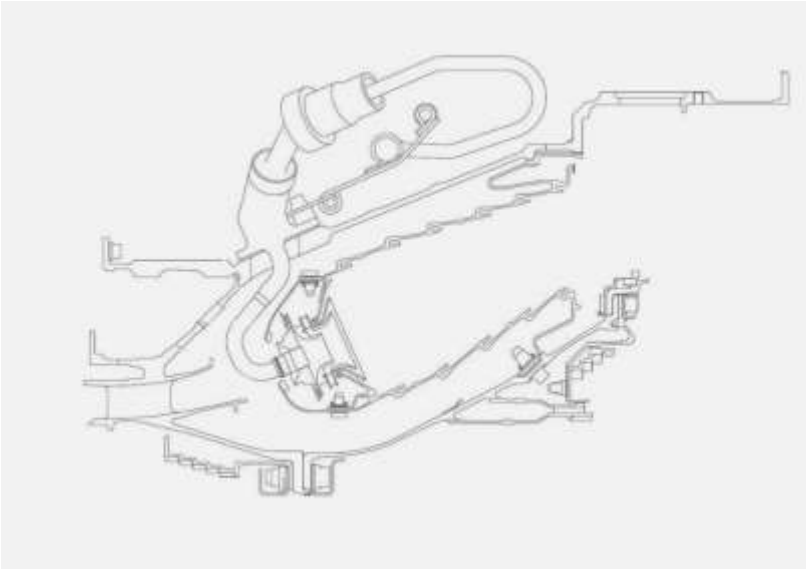


Рисунок 2 − Однозонная камера сгорания двигателей CFM-56

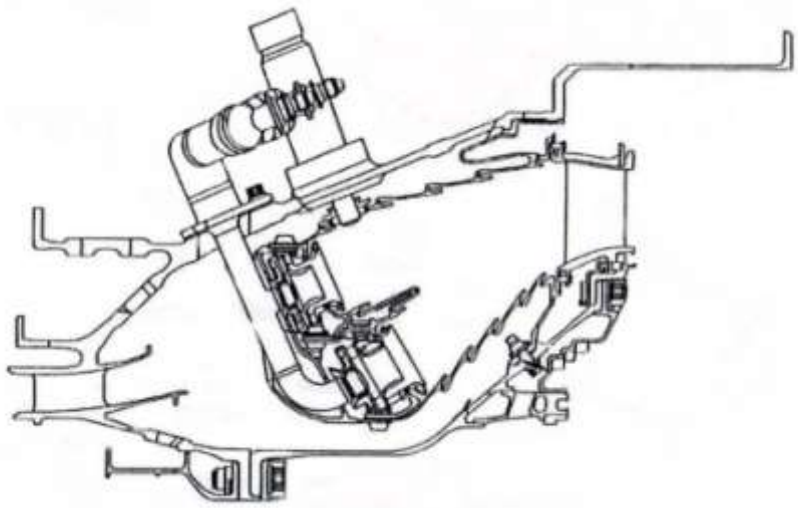


Рисунок 3 − Двухзонная камера сгорания двигателей CFM-56

Остальная часть воздуха направляется на охлаждение и смешение. На ситуацию можно повлиять путем увеличения сечений ФУ или размещения их в два ряда, образую двухзонную область горения (рис. 3).

Однако такой подход, в конечном итоге, приведет к увеличению габаритов камеры сгорания и, как следствие, к увеличению веса. Поэтому более эффективным подходом является переконфигурация ФУ с целью ухода от продольной организации течения к поперечной за счет использования уголкового стабилизатора пламени в сплошном кольцевом канале.

Увеличение температуры рабочего тела повлечет за собой необходимость в ее последующем понижении перед входом в турбину. Такое охлаждение можно осуществить подводом вторичного потока холодного воздуха, либо иного рабочего тела, например, воды, с использованием переданной ей энергии в цикле работы парогазовой установки.

Парогазовые (ПГУ) энергетические установки тепловых электростанций являются неотъемлемой частью системы генерации электроэнергии, потребность в которой увеличивается с каждым годом, не только в России, но и в целом по миру [1]. В связи с этим, актуальной является задача усовершенствования схем существующих ПГУ, а так же поиск новых конструкций, с целью увеличения значений пиковых мощностей.

ПГУ широко распространены в энергетике из-за простоты конструкции и эффективности производства электрической энергии. Принцип действия ПГУ основан на применении бинарного цикла, когда выходные газы энергетической газотурбинной установки (ГТУ) передают

большую часть теплоты пароводяному рабочему телу. Существуют схемы ПГУ контактного типа и с котлом-утилизатором (КУ).

В ПГУ с КУ пар, генерируемый КУ, направляется в паротурбинную установку (ПТУ), где вырабатывается дополнительное количество электроэнергии. Отработанный пар, в виде конденсата, затем вновь подается в КУ. Поскольку пароводяное рабочее тело используется в замкнутом цикле, к достоинствам данного типа установок можно отнести отсутствие необходимости дополнительной водоподготовки. Данный тип установок позволяет вырабатывать электроэнергию с КПД 55–60% [2], Дальнейшее увеличение КПД связано с оптимизацией конструкции КУ с целью увеличения эффективности теплообмена между отработанными газами ГТУ и пароводяным рабочим телом, а также применением дополнительных контуров, что приводит к усложнению всей конструкции ПГУ [3].

Другой путь повышения КПД ПГУ связывают с усовершенствованием конструкций, входящих в их состав ГТУ. В основе ПГУ используются газотурбинные двигатели, работающие при коэффициенте избытка воздуха $a > 1$. В данных двигателях температура выхлопных газов понижается путем подмешивания вторичною воздуха, идущего в обход жаровой трубы, и перед лопатками турбины она не превышает 1600 К. Основным способом форсирования мощности подобных установок, является дополнительный ввод воды или пара в тракт высокого давления, что позволяет получить дополнительный КПД 5–8% [2]. Однако это отрицательно сказывается на организации процесса горения, а также может приводить к помпажу компрессора из-за ограниченной пропускной способности лопаток турбины.

Большинство существующих на сегодняшний день схем ПГУ не позволяют достичь существенного увеличения пиковых мощностей и высоких показателей КПД. В связи с этим, предлагается следующая модель конструкции ПГУ контактного типа.

В предлагаемой схеме ПГУ контактного типа КУ отсутствует, а пароводяное рабочее тело вступает в непосредственный контакт с отработанными газами ГТУ. При этом ввод воды предполагается за камерой сгорания (КС). Модель предполагает максимально возможное использование ресурсов ГТУ при стехиометрическом горении с $a = 1$, в которой весь объем воздуха, поступающий от компрессора, без разделения его на первичный и вторичный потоки, задействован в процессе горения. Максимально возможная температура при этом определяется температурой сгорания топлива и составляет порядка 2500 К. Впрыск воды предполагается в испарительную камеру (ИК), расположенную за КС, что никак не повлияет на устойчивость процесса горения. При этом вода будет выполнять как функции вторичного

рабочего тела, так и, за счет отбора температуры газов на парообразование, понижать температуру отработанных газов перед лопатками турбины (рис. 4). Объем ИК определяется из соображений выбора давления перегретого пара перед турбиной. Поскольку в данной схеме предполагается значительное увеличение расхода парогазовой смеси через лопаточный аппарат турбины, последний должен быть соответственно рассчитан на большие расходы, чтобы избежать помпажа компрессора.

Предполагаемые значения пиковой мощности данной схемы ПГУ значительно превосходят существующие типы ПГУ.

Энергетическая эффективность предлагаемого типа ПГУ определяется двумя факторами: возможностями цикла Брайтона, как основного цикла, рабочим телом которого является воздух и парогазового цикла Ренкина. На сегодняшний день энергетическое использование цикла Брайтона, лежащего в основе принципа действия ГТУ, составляет ~ 40% от максимальной мощности возможной при заданной степени повышения давления и максимальной температуры горения топливовоздушной смеси. Повышение температуры газа в цикле Брайтона до максимальной связано с решением проблемы теплового состояния турбины. В результате до 60% от максимально возможной теплоты цикла остается не использованной. Неиспользованный ресурс теплоты предполагается задействовать в бинарном цикле – цикле Ренкина, представляющем собой совокупность процессов: повышение давления воды до давления газа в КС; впрыск воды при постоянном давлении в ИК и смешение с продуктами сгорания и последующего расширения парогазовой смеси на турбине.

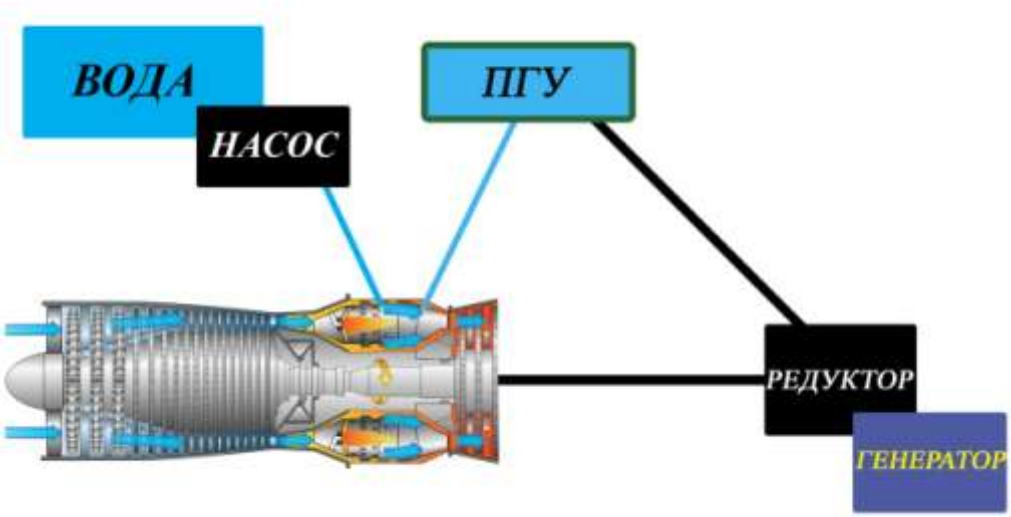


Рисунок 4 − Предлагаемая схема энергетической установки

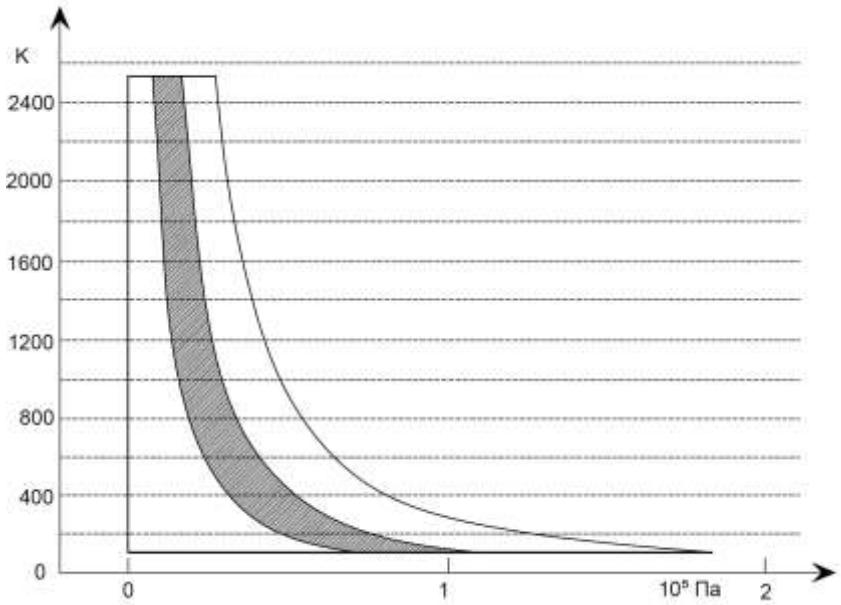


Рисунок 5 − Сопоставление работ цикла Брайтона (заштрихованная область) и цикла Ренкина

Для определения эффективности предлагаемой схемы, при условии одинаковых значений давления в КС и ИКи одинаковой температуре парогазовой смеси, были проведены расчеты бинарного цикла при следующих параметрах: $T_{нач}$ = 288 К (газа, воды), p = 101320 Па, степень повышения давления π = 25 и допустимая температура газа перед турбиной $T_{доп}$ =1500 К.

Результаты расчета представлены на рис. 5. Из рисунка видно, что работа цикла Ренкина, как минимум, в три раза превышает работу цикла Брайтона.

Теплота, передаваемая из цикла Брайтона в цикл Ренкина:

$$Q_{св} = c_n (T_{\max} - T_{доп}), \tag{1}$$

где T_{max} − максимально возможная температура сгорания топлива, c_n − условная теплоемкость газов в КС, $Q_{св}$– теплота, используемая для расширения парогазовой смеси.

Суммарная теплота цикла определяется, как:

$$Q = Q_{воды} + r + Q_n, \tag{2}$$

где $Q_{воды}$ – теплота используемая для нагрева воды до кипения, r – теплота фазового перехода, Q_n- теплота перегрева пара.

Отношение:

$$Q_{св}/Q = m \approx 0{,}23 \div 0{,}3 \tag{3}$$

дает расход воды в ИК по отношению к воздуху. Таким образом, из (3) следует, что для понижения температуры газа до допустимой, необходимо затратить 200 – 300 грамм воды на 1 кг воздуха.

Степень реализации работы цикла определяется коэффициентом:

$$k_{ц\Sigma} = l_{\Sigma} / l_{ц\max}, \qquad (4)$$

где $l_{цmax}$ – максимальная работа цикла, $l_{\Sigma}=l_{n\Sigma}-l_{сж.воды}$ – суммарная работа парогазового цикла равная разности работ расширения парогазовой смеси $l_{n\Sigma}$ и сжатия воды $l_{сж.воды}$.

Термический КПД цикла Брайтона:

$$\eta_t = l_ц / Q_1, \qquad (5)$$

где $Q_1=c_p(T_{доп}-T_к)$ – подведенная в результате сгорания топлива теплота, $T_к$ – температура воздуха за компрессором, в конце процесса сжатия, $1_ц$ – работа цикла Брайтона.

Суммарный термический КПД бинарного цикла тогда запишется, как

$$\eta_{t\Sigma} = l_{\Sigma} / Q_{\Sigma}, \qquad (6)$$

где $Q_{\Sigma} = c_p(T_{max}-T_к)$.

На рис. 6 приведены расчеты работы и термического КПД циклов Брайтона и Ренкина для различной допустимой температуры на выходе из ИК. Анализ показывает, что в бинарном цикле работа увеличивается практически в два раза. При этом, $\eta_{t\Sigma}$ бинарного цикла всегда меньше η_t цикла Брайтона (рис. 6б).

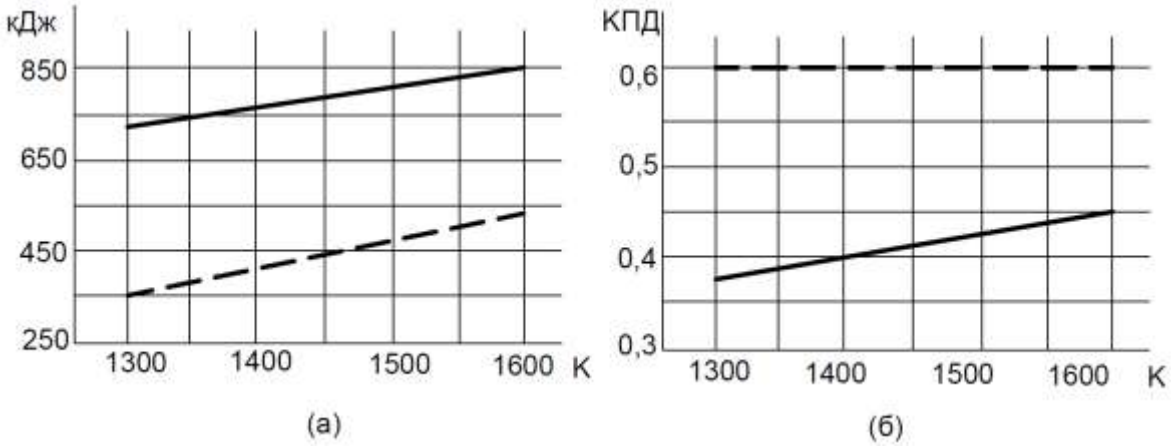


Рисунок 6 − Зависимость (а) работы и (б) термического КПД циклов Брайтона (штриховая линия) и Ретина (сплошная линия) от допустимой температуры.

Предлагаемая модель ПТУне требует предварительной химической подготовки воды, поскольку ввод воды за КС и превращение

ее в перегретый пар предотвращает появление солевых отложений в проточной части турбины и коррозию лопаточного аппарата турбины [4].

ЛИТЕРАТУРА

1. Маркетинговое исследование «Российский рынок турбин». Консалтинговая компания «Амико», Москва, 2009. – 116 с.
2. Цанаев С. В., Буров В. Д., Ремезов А. Н. Газотурбинные и парогазовые установки тепловых электростанций: учебное пособие для вузов / Под ред. Цанаева С. В. – М.: Издательство МЭИ, 2002. – 584 с.
3. Основы современной энергетики: Курс лекций для менеджеров энергетических компаний. В двух частях. / Под общей редакцией чл. – корр. РАН Е. В. Аметистова. − Часть 1. Современная теплоэнергетика / Трухний А. Д., Макаров А. А., Клименко В. В. – М.: Издательство МЭИ, 2002. – 368 с.
4. Манушин Э. А. Газовые турбины: проблемы и перспективы. Энергоатомиздат, 1986. – 168 с.

К ПРОБЛЕМЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРЕДПОЧТЕНИЙ АКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Крыжановский Г. А.[1], Купин В. В.[2]
[1]kryzhanovskiy_ga@spbguga.ru, [2]kupinv@mail.ru

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации (г. Санкт-Петербург)

Учет предпочтений активного элемента – диспетчера УВД необходим в целях прогноза его действий, которые определяют состояние динамической воздушной обстановки. Такой прогноз осуществляется средствами индивидуально-адаптивной автоматизации в целях устранения неопределенности при построении модели развития ДВО и выработки на ее основе краткосрочных и/или оперативных рекомендаций по выбору действий и параметров. Для оценки предпочтений активного элемента предлагается использовать специфическую модель ситуационно-динамической мотивационной готовности и волевой регуляции оператора, определяющей потенциальные возможности и готовность диспетчера УВД к выбору тех или иных стратегий решения и действий в наблюдаемой ситуации.

ВВЕДЕНИЕ

В сложных человеко-машинных системах организации воздушного движения (ОрВД), представляющих собой вариант реализации автоматизированных информационно-управляющих систем (АИУС) [1], одной из основных функций является поддержка принятия решения человеком-оператором – активным элементом (АЭ).

Наличие одного или нескольких АЭ в простейшем контуре управления воздушным движением (УВД), обладающих такими свойствами и характеристиками, как свобода выбора и наличие собственных предпочтений в целеполагании и процессах принятия решения (ППР), приводит к выводу о классификации системы ОрВД как активной системы.

При исследовании активных систем основной задачей является построение механизмов управления с учетом предпочтений активных элементов [2]. В связи с этим, выявление предпочтений активных элементов является ключевой проблемой, подходы к решению которой, как правило, базируются на экспериментальной фиксации отношения активного элемента к тем или иным объектам (действиям, явлениям, событиям, ситуациям).

Однако в задачах прогноза важным является вопрос о том, что формирует предпочтения, определяющие выбор действий и характер деятельности операторов системы ОрВД. Известно, что обобщающим понятием, определяющим действия и всю деятельность в различных условиях, является мотивация [3–5].

Психические процессы и явления, образующие мотивацию, являются основными на этапе «предрешения», предшествующем принятию решения оператором, и выбору им действий в виде рече-функциональных актов (РФА), влияющих, в свою очередь, на состояние динамической воздушной обстановки (ДВО) при управлении воздушным движением.

Оценка мотивационной составляющей состояния оператора является одной из задач, так называемых, средств индивидуально-адаптивной автоматизации – средств, учитывающих, в том числе, и состояние оператора в условиях реальной деятельности [6].

1 СРЕДСТВА ИНДИВИДУАЛЬНО-АДАПТИВНОЙ АВТОМАТИЗАЦИИ В СИСТЕМЕ УВД

Средства, реализующие функцию поддержки принятия решения в системе ОрВД, имеют одно общее свойство – все они реализуются посредством информационно-управляющего поля [7] (интерфейса типа «АИУС – субъект управления (АЭ) – объект управления»), являясь различными формами предоставления информации, предназначенной для учета активным элементом при принятии решения.

По критерию располагаемого ресурса времени для обнаружения, восприятия и переработки информации, принятия на ее основе решения и реализации требуемого действия (РФА), инструменты функции поддержки принятия решения могут носить характер: долгосрочный (средства планирования использования воздушного пространства), среднесрочный (Medium-Term Conflict Detection – MTCD), краткосрочный (Short-term conflict alert – STCA), оперативный (в реальном масштабе времени).

Кроме того, в зависимости от функционального назначения этих инструментов, предоставляемая информация может носить характер: «справки» (дополнительные сведения, необходимые для принятия решения), прогноза (вектор прогнозируемого положения воздушного

судна, трек по плану, «что-если» и т. п.), предупреждения, индикации различного рода ограничений для учета при принятии решения, рекомендации по выбору (значений) параметров планируемого АЭ действия («эластичный вектор», управление скоростью), рекомендаций по выбору действий и параметров.

Интерес представляют инструменты краткосрочных и/или оперативных рекомендаций по выбору действий и параметров. Такие инструменты реализуются, например, в средствах автоматизации управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов (ВС) – Arrival Manager / Departure Manager (AMAN/DMAN) [8].

Генерация рекомендаций диспетчеру-оператору по управлению потоками прилетающих ВС осуществляется в рамках решения задачи траекторного управления [9], основанного на прогнозе пространственно-временных траекторий прилетающих ВС.

Такой прогноз строится на основе наблюдаемого состояния ДВО и модели развития ДВО в условиях, наблюдаемых в момент времени t_0 и глубине прогноза τ:

$$M_{AMAN}(S_{t_0},\tau): S_{t_0} \to \{S_{t_0+\tau}\}. \quad (1)$$

Среди факторов, обуславливающих неопределенность прогноза на основе модели (1), ключевыми являются, собственно, действия диспетчера-оператора при УВД.

2 УЧЕТ ФАКТОРА АКТИВНОСТИ В РАЗВИТИИ ДВО

Итак, описание ДВО в средствах индивидуально-адаптивной автоматизации, обеспечивающих функцию поддержки принятия решения, должно включать сведения о действиях, предпринимаемых диспетчером-оператором, независимо от того, кто является их инициатором – машина или человек. Тогда динамическая воздушная обстановка может быть представлена как

$$S(A,L,U),$$

где A – известные и измеряемые параметры (параметры движения, летно-технические характеристики ВС, характеристики радиотехнических и спутниковых средств навигации и пр.); L_{jk} – интервалы эшелонирования между j-м и k-м ВС; U – совокупность диспетчерских разрешений и указаний, информации (выработанных в результате ППР и переданных экипажам ВС посредством РФА) диспетчеров УВД.

Часто указывают на следующие четыре вида ДВО:

S_1 – типовая (штатная, стандартная, расчетная) ситуация, при которой не прогнозируются события, связанные с возникновением конфликтов движения и особых ситуаций в полете;

S_2 – усложненная ситуация, при которой прогнозируются события конфликтов движения и/или особые ситуации в полете, но сбоев в УВД нет;

S_3 – сложная ситуация, когда в результате потенциально прогнозируемых конфликтов и/или особых ситуаций в полете происходят сбои в УВД;

S_4 – конфликтная (особая) ситуация, когда один или несколько ВС сближаются на расстояния, менее установленных ($L_{jk}<L^{(доп)}$), и/или в полете ВС возникают особые случаи.

При этом сбои в УВД определяются как ошибки диспетчеров УВД или задержки в ППР, следствием которых являются авиационные происшествия или инциденты.

Переход из $S_{1,2,3}$ в S_4 происходит часто из-за монотонных и медленных изменений параметров, которые приводят к скачкообразным переходам $S_{1,2,3}$ => S_4, как выясняется, причиной такого перехода является неустойчивость.

Исследования динамических систем вида ДВО можно основывать на анализе решении дифференциальных уравнений вида:

$$\frac{dL_{jk}}{dt} = \frac{1}{\tau_s} F_{jk}\left(U_j^{(1)},\ldots,U_j^{(n)}\middle|A_{jk}\right), \tag{2}$$

где τ_s – характерные интервалы времени изменения ППР, определяющие РФА s-го диспетчера УВД; F_{jk} – в общем случае нелинейная функция, описывающая взаимодействия элементов простейшего контура УВД при постоянных A_{jk} и изменениях в $U_j^{(r)}$ (r = 1,…, n).

Решения (2), приводящие к скачкам в переходах между состояниями, возможны при потере устойчивости. Анализ таких явлений основывается обычно на исследовании малых отклонений от соответствующего решения стационарного решения, при котором F_{jk} ($U_j^{(r)}$, A_{jk}) = 0.

Виртуальные малые отклонения $\delta U_j^{(r)}=f_j$ и

$$\frac{d(\delta U_j^{(r)})}{dt} = \sum_{k=1}^{N} a_{jk}\delta U_k, \tag{3}$$

где $a_{jk} = \left.\frac{\delta F_{jk}}{\delta U_k}\right|_{U_k=\overline{U}_k}$ ($\overline{U}_k$ – стационарное значение U_k); N – количество ВС, находящихся в рассматриваемой зоне ответственности УВД.

Из (3) следует, что

$$\delta U_j(t) = \sum_{k=1}^{N} \Delta_{jk}(0)\cdot e^{\lambda_{jk}t},$$

где Δ_{jk} (0) – малые значения; δU_j (0) – аналогично-малые.

Значения параметра λ_{jk} находятся из решения алгебраического уравнения вида

$$\left| a_{jk} - Kr_{jk}\lambda_j \right| = 0,$$

где λ_j – числа Ляпунова, которые при наличии устойчивости должны быть отрицательными; Kr_{jk} – символ Кронекера:

$$Kr_{jk} = \begin{cases} 0 \ \ при \ \ j \neq k, \\ 1 \ \ при \ \ j = k. \end{cases}$$

Здесь числа Ляпунова являются собственными числами системы вида ДВО – S_i, характеризующие внутренние свойства такой системы. Анализ уравнений (2) позволяет оценить интервал предсказуемости поведения S_i:

$$T = \frac{1}{\operatorname{Re}\lambda}.$$

Если исходить из того, что успешно подготовленный и находящийся в нормальном психофизиологическом состоянии оператор системы УВД обладает достаточно высокой профессионально-мыслительной способностью (ПМС), то в соответствующем состоянии ДВО его память и ПМС генерируют результаты ППР – РФА в виде $U(t)$, тогда ошибки оператора могут быть описаны моделью из [4]:

$$\frac{d(\delta U(t))}{dt} + K[M(t)] \cdot \delta U(t - \tau(t)) = U^*(t), \tag{4}$$

где $\tau(t)$ характеристика запаздывания; $K[M(t)]$ – характеристика мотивации; φ – объем памяти (ПМС), $U^*(t_0) = \varphi(t)$ – объем памяти (ПМС) при $t \to T$.

Наступление условия устойчивого равновесия при $t \to T$ связано, следуя (4), выполнением условия

$$\frac{d(\delta U(t))}{dt} = 0 \to \delta U(t) = \frac{U^*(t)}{K[M(t)]},$$

т. е. при значительных величинах мотивации, ошибки принимают малые значения.

Таким образом, используя индивидуальные параметры обучаемого (или оператора УВД), такие как $K[M(t)]$, $\tau(t)$, $U^*(t)$ и $\varphi(t)$, в [4] введено понятие индивидуальной интегральной характеристики обучаемого (оператора) – «личико»:

$$\ell := K[M(t)] \cdot \tau(t), \tag{5}$$

которая характеризует, в основном, заинтересованность обучаемого, т. е. его мотивацию.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Описанный подход близок к экспериментально установленной характеристике в виде «электронного паспорта летчика» [10] или оператора УВД [11]. Дальнейшее его развитие необходимо в целях построения адаптивных автоматизированных информационно-управляющих систем. Пример обобщенной схемы функционирования средства AMAN с блоком индивидуальной адаптации представлен на рис. 1.

Соответствующие модели характеристик деятельности операторов УВД, с учетом многообъектности, иерархичности и многоплановости решаемых ими задач контроля и управления, сложности ППР и режима работы в масштабе реального времени, должны учитывать фактическое состояние операторов, компонентами которого являются физиологические, когнитивные и психо-эмоциональные состояния, мотивация и волевая регуляция.

Два последних компонента, как показывают экспериментальные исследования, могут значительно варьироваться, в зависимости от ситуации, и определять потенциальные возможности и готовность АЭ к выбору тех или иных стратегий решения, действий.

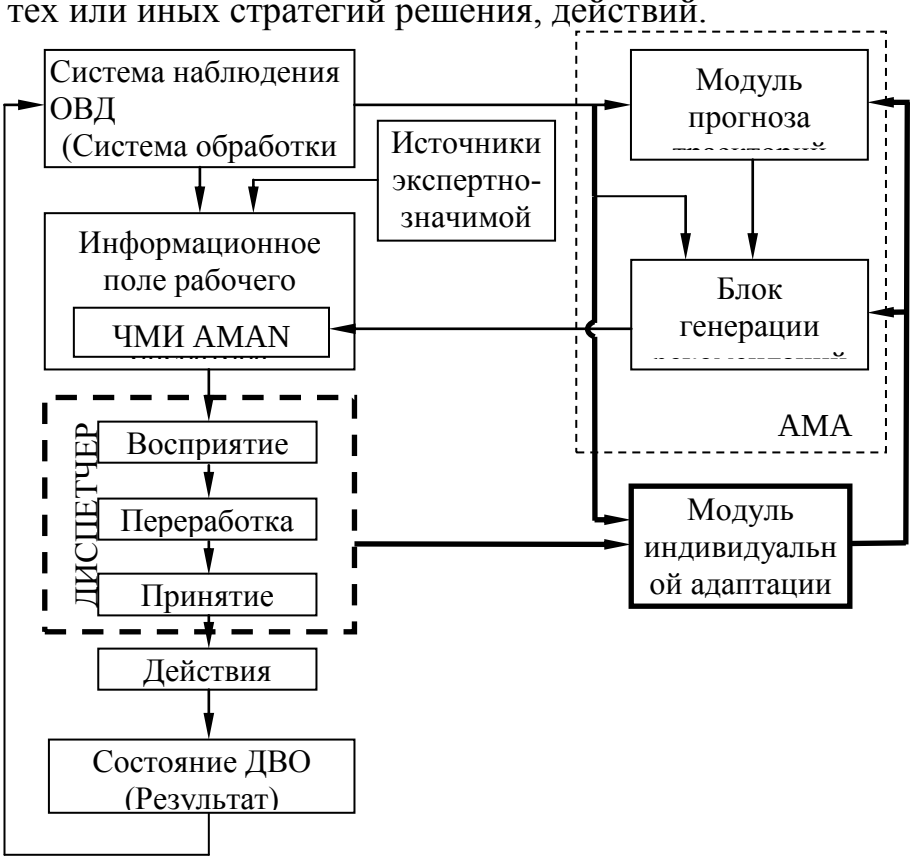


Рисунок 1 – Обобщенная схема функционирования средства AMAN с блоком индивидуальной адаптации

Поэтому, кроме мотивации и запаздывания (5), для адаптивных АИУС УВД необходимо построение и использование специфической модели ситуационно-динамической мотивационной готовности и волевой регуляции оператора.

Особенностью такой модели является использование данных о параметрах этапов восприятия, переработки и принятия решения, в зависимости от наблюдаемой ДВО.

ЛИТЕРАТУРА

1. Теряев Е. Д. Агентные технологии в автоматизированных информационно-управляющих системах. Часть II. Агентные решения в задачах контроля и управления / Е. Д. Теряев, К. В. Петрин // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. – № 10. – С. 11–21.
2. Новиков Д. А. Теория управления организационными системами / Д. А.Новиков. – М.: МПСИ, 2005. – 584 с.
3. Хекхаузен Х. Мотивация и деятельность / Х. Хекхаузен. – 2-е изд. – СПб.: Питер; М.: Смысл, 2003. - 860 с.
4. Солодова Е. А. Новые модели в системе образования: Синергетический подход / Е. А. Солодова. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2013. – 344 с.
5. Крыжановский Г. А. Моделирование транспортных процессов / Г. А. Крыжановский. – СПб.: СПБГУ ГА, 2014. – 264 с.
6. Prinzel L.J. 3rd., Parasuraman R., Freeman F.G., Scerbo M.W., Mikulka P.J., Pope A.T. Three experiments examining the use of electroencephalogram, event-related potentials, and heart-rate variability for real-time human-centered adaptive automation design. NASA/TP-2003-212442. Hampton: NASA Langley Research Center. 2003.
7. Желтов С. Ю. Оперативное целеполагание в антропоцентрических объектах с позиции концептуальной модели «Этап». I. Структуры алгоритмов поддержки процесса решения задачи экипажем / С. Ю. Желтов, Б. Е. Федунов // Известия РАН. Теория и системы управления. 2015, – № 3. – С. 57–71.
8. Global Air Navigation Plan 2013–2028 / Doc 9750-AN/963. – ICAO, Fourth Edition – 2013.
9. Купин В. В. Подходы к решению задач траекторного управления в активной системе организации воздушного движения / В. В. Купин, В. В. Панфёров, А. П. Плясовских, Ю. Е. Хорошавцев // Транспорт Российской Федерации. 2012. – № 6 (43). – С. 19–24.
10. Базлев Д. А. Построение характеристических множеств для индивидуально-адаптированной поддержки лётчика при выполнении типовых полётных режимов. / Д. А. Базлев,

В. Н. Евдокименков, М. Н.Красильщиков // Изв. РАН. Теория и системы управления. – 2008. – № 4. – С.97–108.
11. Крыжановский Г. А. Подходы к моделированию и оценке доминирующей мотивационной тенденции операторов транспортных систем / Г. А. Крыжановский, В. В. Купин // Проблемы управления и моделирования в сложных системах: Труды XVI Международной конференции. – Под ред.: акад. Е.А.Федосова, акад. Н. А. Кузнецова, проф. В. А. Виттиха. – Самара: Самарский научный центр РАН, 2014. – С. 358–364.

УЛУЧШЕННЫЙ МЕТОД ВЫЧИСЛЕНИЙ ПРИ ОБРАБОТКЕ СИГНАЛОВ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ОБЪЕКТОВ

Емельянов А. В., Гордеев В. Н.

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж)

В качестве информативного параметра, характеризующего объект радиолокационного наблюдения, используются отдельные частотные составляющие исходных сигналов, в частности, доплеровская частота. Объём информации, поступающий на обработку в вычислитель от станции радиолокационного наблюдения, довольно велик, что обуславливает актуальность снижения вычислительных затрат при выполнении преобразований. Предложенный в работе метод позволяет осуществлять частотно-временной анализ сигнала с помощью рекурсивного оценивания спектра скользящего дискретного преобразования Фурье.

Одним из этапов обработки сигналов радиолокационного наблюдения является преобразование их из пространственно-временной в частотно-временную область. Это связано с тем, что в большинстве случаев в качестве информативного параметра, характеризующего объект наблюдения (его тип, скорость движения, пространственное положение и т. п.) используются отдельные частотные составляющие исходных сигналов, в частности, доплеровская частота [1]. Объём информации, поступающей на обработку в вычислитель от станции радиолокационного наблюдения, довольно велик, что обуславливает актуальность снижения вычислительных затрат при выполнении преобразований.

Пусть исходный временной сигнал x представлен множеством дискретных отсчётов $\{x(n)\}, n = 0,1,2,\ldots,(N-1),\ldots$. Задачи анализа подобных сигналов часто предполагают, в качестве одного из этапов

обработки, применение того или иного ортогонального преобразования. В случае, если сигнал x является нестационарным, анализ может выполняться с использованием частотно-временных преобразований, например, оконного (скользящего) преобразования Фурье, или вейвлет-преобразования. Последнее отличается тем, что для расчета различных спектральных коэффициентов используются окна разной ширины.

Предположим, обработка сигнала ведется в окне, включающем N точек $x(m)\ldots x(m+N-1)$, где $m=0,1,2,\ldots$ задаёт положение окна в исходном сигнале. Для каждого положения окна рассчитывается N-точечное дискретное преобразование Фурье (ДПФ):

$$S(k)=\sum_{n=0}^{N-1}x(m+n)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}nk\right),\quad k=0\ldots(N-1), \tag{1}$$

где $S(k)$ – k-й спектральный коэффициент преобразования.

Если на N наложить дополнительное ограничение в виде равенства некоторой целой степени числа 2, то для вычисления можно применить классический быстрый алгоритм с прореживанием по времени или частоте. В этом случае, для расчета спектра при каждом положении окна, требуется примерно $Nlog_2N$ комплексных умножений.

Предположим, что в процессе обработки сигнала $x(n)$ положение окна изменяется с постоянным шагом L (будем считать $L<N$). В случае $L=1$ имеется возможность рекурсивного вычисления скользящего спектра [2]. Действительно, для некоторого смещения m окна обработки выражение имеет вид

$$\begin{aligned}S_m(k)&=x(m+0)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}0\cdot k\right)+x(m+1)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}1\cdot k\right)+\ldots\\&\ldots+x(m+N-1)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}(N-1)\cdot k\right)\end{aligned} \tag{2}$$

Для следующего положения окна, имеющего смещение $(m+1)$, выражение (1) будет иметь вид:

$$\begin{aligned}S_{m+1}(k)&=x(m+1)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}0\cdot k\right)+x(m+2)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}1\cdot k\right)+\ldots\\&\ldots+x(m+N)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}(N-1)\cdot k\right)\end{aligned} \tag{3}$$

Сравнительный анализ выражений (2) и (3) позволяет найти рекуррентную формулу, описывающую связь спектров $S_m(k)$ и $S_{m+1}(k)$:

$$S_{m+1}(k)=\left(S_m(k)-x(m+0)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}0\cdot k\right)\right)exp\left(i\frac{2\pi}{N}k\right)+$$
$$+x(m+N)exp\left(-i\frac{2\pi}{N}(N-1)k\right) \quad (4)$$

Выражение в скобках – разность исходного спектрального коэффициента $S_m(k)$ и элемента $x(m+0)$, взвешенного на соответствовавшую ему комплексную экспоненту, определяет выбывание этого элемента из нового окна. Множитель $exp\left(i\frac{2\pi}{N}k\right)$ корректирует фазу комплексных экспонент для всех остальных слагаемых спектрального коэффициента $S_m(k)$ в соответствии с новым положением окна; а последнее слагаемое выражения (4) определяет включение в окно нового элемента $x(m+N)$.

Учитывая, что $exp\left(-i\frac{2\pi}{N}(N-1)k\right)=exp\left(i\frac{2\pi}{N}k\right)$, после раскрытия скобок выражение можно представить в виде

$$S_{m+1}(k)=\left(S_m(k)-x(m+0)+x(m+N)\right)exp\left(i\frac{2\pi}{N}k\right). \quad (5)$$

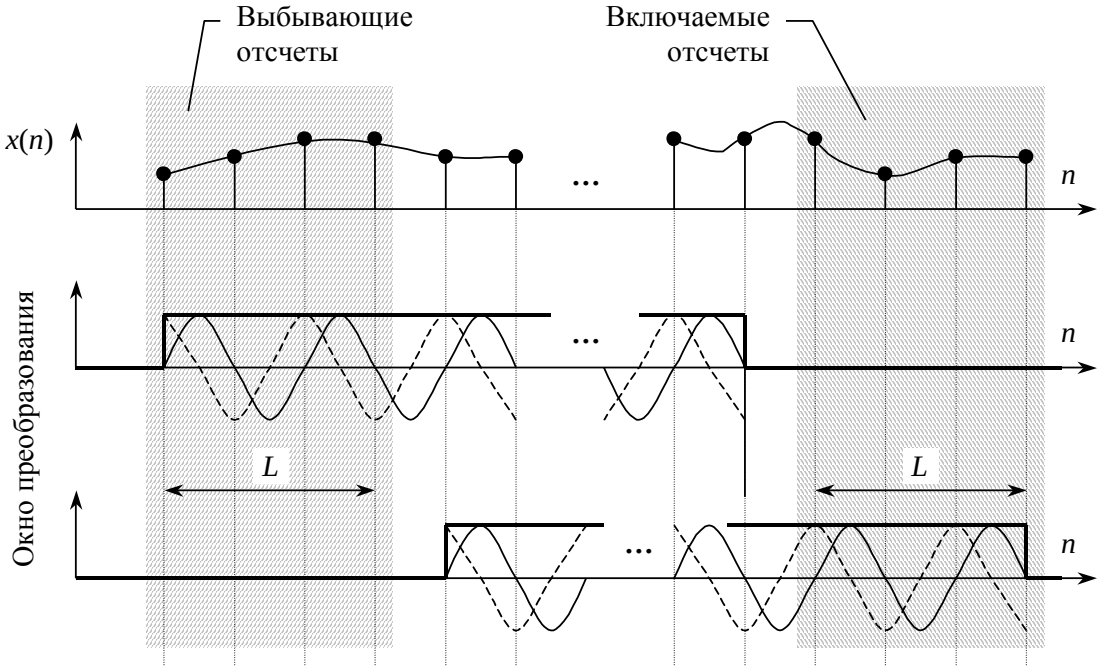


Рисунок 1 – Вычисление оконного ДПФ для малых значений шага сдвига окна

Таким образом, выражение (5) позволяет осуществлять частотно-временной анализ сигнала, вычисляя скользящий спектр Фурье. При этом для оценки спектра в расчете на отдельное положение окна требуется лишь N комплексных умножений, то есть в $log_2 N$ раз меньше, чем при использовании классического быстрого преобразования Фурье (БПФ).

Рассуждая аналогичным образом, можно построить рекуррентное выражение для расчета спектральных коэффициентов в том случае, когда шаг смещения окна L больше единицы (рис. 1).

В этом случае увеличивается количество слагаемых, соответствующих выбывшим и вновь включенным отсчетам сигнала, а также изменяется значение комплексной экспоненты, корректирующей фазу. С учетом вышеперечисленного, выражение (5) можно обобщить на случай произвольного L следующим образом:

$$\begin{aligned} S_{m+L}(k) = S_m(k) exp\left(i\frac{2\pi}{N}Lk\right) + \left[-x(m+0)+x(m+N)\right] exp\left(i\frac{2\pi}{N}Lk\right) + \\ +\left[-x(m+1)+x(m+N+1)\right] exp\left(i\frac{2\pi}{N}(L-1)k\right) + \ldots \\ \ldots + \left[-x(m+L-1)+x(m+N+L-1)\right] exp\left(i\frac{2\pi}{N}1\cdot k\right). \end{aligned} \quad (6)$$

Прямое вычисление $S(k)$ по формуле (6), очевидно, требует $N \cdot L$ комплексных умножений, поэтому при шаге смещения окна $L > log_2 N$, с вычислительной точки зрения, более выгодным оказывается использование обычного алгоритма БПФ.

Представим выражение (6) в следующей форме:

$$\begin{aligned} S_{m+L}(k) = S_m(k) exp\left(i\frac{2\pi}{N}Lk\right) + exp\left(i\frac{2\pi}{N}k\right) \times \\ \times \sum_{n=0}^{L-1}\left[-x(m+L-1-n)+x(m+N+L-1-n)\right] exp\left(i\frac{2\pi}{N}nk\right) = \\ = S_m(k) exp\left(i\frac{2\pi}{N}Lk\right) + exp\left(i\frac{2\pi}{N}k\right)\sum_{n=0}^{L-1} x_m^*(n) exp\left(i\frac{2\pi}{N}nk\right), \end{aligned} \quad (7)$$

где $x_m^*(n)$ определяется выражением

$$x_m^*(n) = -x(m+L-1-n) + x(m+N+L-1-n)$$

Сумма в выражении (7) по форме сходна с преобразованием Фурье, но для расчета N спектральных коэффициентов здесь используются только L отсчетов сигнала. Это обуславливает возможность построения быстрого алгоритма оценки спектра сигнала. Действительно,

если предположить, что L – четное, сумму в выражении (7) можно разбить на две: сумму отсчетов с четными индексами и сумму отсчетов с нечетными

$$\sum_{n=0}^{L-1} x_m^*(n) exp\left(i\frac{2\pi}{N}nk\right) = \sum_{n=0}^{L/2-1} x_m^*(2n) exp\left(i\frac{2\pi}{N/2}nk\right) + \\ +exp\left(i\frac{2\pi}{N}k\right)\sum_{n=0}^{L/2-1} x_m^*(2n+1) exp\left(i\frac{2\pi}{N/2}nk\right). \quad (8)$$

Здесь так же, как и в известном алгоритме БПФ, количество комплексных умножений за счет прореживания сокращается примерно вдвое. Однако, в отличие от БПФ, количество этапов, определяемое L, оказывается меньше.

Предложенный метод позволяет осуществлять частотно-временной анализ сигнала с помощью рекурсивного оценивания спектра скользящего ДПФ. При этом требуется примерно в $log_2(N) - log_2(L)$ раз меньше комплексных умножений по сравнению с известным алгоритмом БПФ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кузьмин С. З. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации / С. З. Кузьмин. – М.: Радио и связь, 1986. – 256 с.
2. Рабинер Л. Теория и применение цифровой обработки сигналов / Л. Рабинер, Б. Гоулд. – М.: Мир, 1978. – 848 с.

ПРИМЕНЕНИЕ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ИСТОЧНИКОВ ОСВЕЩЕНИЯ В ОГНЯХ МАЛОЙ ИНТЕНСИВНОСТИ УГЛУБЛЕННОГО ТИПА

Адакин В. А.[1], Иревлина П. С.[2]
[1]AWA-adakin@yandex.ru, [2]polina.irevlina.95@mail.ru

Ульяновский институт гражданской авиации
им. первого маршала авиации Б. П. Бугаева
(г. Ульяновск)

Работа посвящена расчёту и применению альтернативных источников освещения в огнях малой интенсивности (ОМИ). В работе проводится сравнение ОМИ по силе света с различными источниками света. Разработана оптимальная конструкция ОМИ углубленного типа со светодиодными источниками света.

Система светосигнального оборудования аэродрома – это совокупность светосигнальных огней (приборов), размещенных по определенной схеме на аэродроме и предназначенных для обеспечения взлета, заключительного этапа захода на посадку, посадки и руления воздушных судов.

Основная задача светосигнального оборудования (ССО) взлётно-посадочной полосы – обеспечивать безопасную посадку и взлёт воздушных судов в тёмное время суток и в сумерках, а также в условиях ограниченной видимости [1].

Основные типы ССО − это огни малой интенсивности (ОМИ) и огни высокой интенсивности (ОВИ), используемые для захода на посадку по I, II и III категориям.

В системе ОМИ применяются галогеновые лампы, лампы накаливания и другие лампы, потребляющие большую мощность электроэнергии. Если рассмотреть ОМИ с применением галогеновых ламп белого цвета HLX 64361 Z фирмы Osram, мощностью 100 Вт, то следует отметить, что данные лампы расходуют примерно 19710 кВт энергии в год, это 60312,6 руб. в год. В современных условиях развития отраслей Министерства транспорта РФ, а также государственной программы внедрения отечественных технологий, приоритетным направлением является необходимость внедрения альтернативных отечественных источников света с малыми экономическими затратами.

Такой альтернативой в эффективном использовании электрической энергии и сокращении электрозатрат могут служить диодные источники освещения.

Анализ диодных источников освещения показал, что самыми эффективными являются сверхяркие диоды LED-SMD. Они являются

высокоэффективными источниками искусственного освещения и являются альтернативой традиционным, устаревшим источникам света. Прежде всего, они обеспечивают максимальные показатели освещённости на единицу потребляемой мощности. При этом, их КПД достигает 80%, для сравнения у галогеновых ламп не превышает 30%. Использование сверхярких светодиодов обеспечивает существенное сокращение энергопотребления. Кроме того, срок их службы во много раз превышает срок службы применяемых источников света. Также следует отметить и другие особенности: сверхяркие светодиоды имеют компактные размеры, просты в установке, механически прочны и способны надёжно работать даже в самых экстремальных условиях, экологически безопасны, так как не содержат вредных веществ.

Сверхяркие светодиоды широко используются как источники прямого света. Прямой светодиодный свет применяется для освещения, например, в мощных светодиодных прожекторах, архитектурной подсветке, промышленных и уличных светильниках. Также они широко используются в портативной, цифровой технике для подсветки экранов и приборных панелей, в фонариках и прочих мобильных устройствах.

Анализируя возможность применения светодиодных источников в огнях ВПП, были выбраны диоды Российской фирмы «ОПТОГАН».

Сравнительная характеристика данных диодов приведена в табл. 1.

Таблица 1 – Характеристики диодов и галогеновой лампы

Название	Потребляемая мощность одной ед., Вт	Сила светового потока одной ед., кд	Угол излучения, град	Ток, А	Цвет излучения	Ресурс, ч
OLP-5065F6A-09A «ОПТОГАН»	1,3	70	120	0,35	белый	2000
Галогеновая лампа «Osram»	100	2500	30	6,6	белый	1500

При оснащении огней ВПП диодами фирмы «ОПТОГАН» (Россия) OLP-5065F6A-09A, для обеспечения необходимой силой света в 2500 кд (для ОМИ) понадобится 36 диодов на один огонь, при этом мощность всего огня будет равна 46,8 Вт, что меньше мощности галогеновой лампы на 53,2 Вт.

Применение диодов российской фирмы «ОПТОГАН» в огнях малой интенсивности на ВПП приведёт к снижению потребления электрической энергии и, как следствие, к повышению экономической эффективности. Для внедрения диодов в качестве источников света в огни, необходимо изменить внутреннее основание огня для крепления источников света.

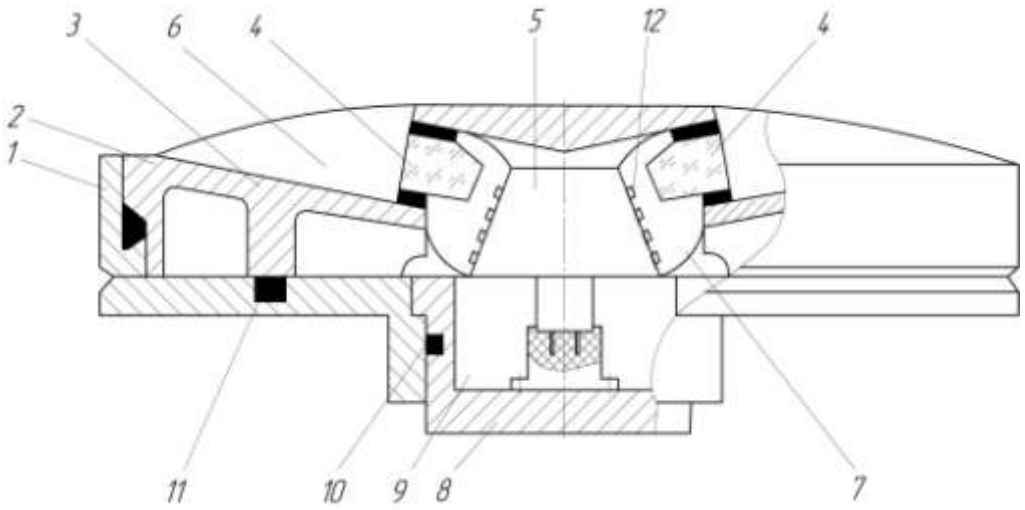


Рисунок 1 – Огонь со светодиодным источником света: 1 – алюминиевый цилиндрический корпус; 2 – верхняя крышка; 3 – упрочнающая перемычка; 4 – гермотизированные призмы; 5 – диодная панель; 6 – окно; 7 – вогнутый отражатель; 8 – фланцевое днище; 9 – центральное отверстие; 10 – уплотнение, через которе установлено фланцевое днище; 11 – кольцевое уплотнение; 12 – светодиод

Стандартный огонь состоит из основания, корпуса с патроном, лампы накаливания и линзы, которая смонтирована в корпусе огня. Основание огня снабжено устройством, которое позволяет ориентировать направление максимального излучения света по отношению к горизонту. Это устройство представляет собой панель с тремя винтами, регулирующими положение основания по вертикали.

Вместо галогеновой лампы предлагается вставить панель, на которую крепятся светодиоды. Панель представляет собой усечённую пирамиду с основаниями 200 мм и 15,7 мм. Угол наклона усеченного конуса составляет 12°. Усеченная пирамида разделена на четыре сектора. Светодиоды размещаются на двух сторонах с углом в 120°. Диоды располагаем в шахматном порядке для равномерного излучения света. Чтобы обеспечить необходимую силу света в 2500 кд, понадобится 36 диодов.

На ВПП длиной 3200 м устанавливаются 54 осевых огня углубленного типа на расстоянии 60 м. При этом потребляемая мощность *P* стандартных источников освещения составит:

$$P = 54 \cdot 100 = 5400 \text{ Вт.}$$

При использовании в качестве источника света светодиода OLP-5065F6A-09A мощность составит *P*= 2527,2 Вт. Результаты показывают, что использование альтернативных источников света

светодиодов OLP-5065F6A-09A, приводит к сокращению потребляемой мощности на 2872,8Вт.

В среднем огни ВПП горят по 10 часов в сутки, следовательно, потребляемая мощность огней ВПП в течение года составит:

– со стандартным источником освещения 19710 кВт в год;
– со светодиодами фирмы «ОПТОГАН» 9224,28 кВт в год.

С учетом стоимости 1 кВт электроэнергии на сегодняшний день, расчёты показывают, что использование огней со светодиодами фирмы «ОПТОГАН» экономически выгоднее на 32086,3 руб., а ресурс в 1,5 раза выше при излучении одинаковой силы света в 2500 кд.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фрид Ю. В. Электросветосигнальное оборудование аэродромов / Ю. В. Фрид, Ю. К. Величко, В. Д. Козлов и др. – М.: Транспорт, 1988. – 318 с.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ЭТАПЕ ПОСАДКИ НА ОСНОВЕ ОПТИМИЗАЦИИ РАЗМЕЩЕНИЯ ПСЕВДОСПУТНИКОВ

Арефьев Р. О.
aqua160905@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается актуальность использования псевдоспутника (ПС), как функционального дополнения спутниковых систем навигации в высоких широтах. Рассмотрен метод оптимизации расположения ПС. Представлены результаты исследования геометрического фактора ГЛОНАСС+ПС в районе аэродрома Хатанга.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что посадка является наиболее сложным и ответственным этапом полёта, поскольку в процессе посадки происходят значительные изменения режимов полета, в связи с чем существенно возрастает психологическая нагрузка на членов экипажа. Управление посадкой осуществляется в непосредственной близости от земли, и существует опасность столкновения с ней. Анализ статистики летных происшествий

показывает, что наибольшая их доля приходится именно на этот этап полета.

В процессе посадки воздушное судно (ВС) должно быть точно выведено на весьма ограниченный участок земной поверхности – взлетно-посадочную полосу (ВПП). При этом на процесс посадки большое влияние оказывают метеорологические факторы, а также высокая плотность и интенсивность воздушного движения в районе аэродрома [1].

К характеристикам систем посадки предъявляют высокие требования по точности и надежности определения положения ВС относительно ВПП. Эти параметры обеспечивают заданный уровень безопасности полетов. При этом надежность достигается многократным резервированием посадочных систем, точность – используемыми средствами посадки и их техническими характеристиками.

В настоящее время основным средством обеспечения посадки являются радиотехнические инструментальные системы посадки, удовлетворяющие I, II и III категориям метеоминимума [2]. Недостатками данных систем являются: сложность и высокая стоимость оборудования, необходимость оперативного и периодического контроля параметров (секторов излучения, состояния подстилающей поверхности, влияющего на параметры глиссады).

Использование инструментальных систем посадки на аэродромах с низкой интенсивностью воздушного движения, расположенных в малоосвоенных и труднодоступных регионах, является экономически не выгодным. Поэтому требуется новый технологический подход, который позволит обеспечить требуемый уровень безопасности полетов при одновременном повышении эффективности аэронавигационного обеспечения посадки в указанных районах.

Согласно Радионавигационному плану Российской Федерации [3], спутниковые системы навигации (ССН) станут основным средством навигационного обеспечения на всех этапах полета ВС, включая заход на посадку и посадку. Однако ССН присущ ряд существенных недостатков (низкая помехоустойчивость, влияние геометрического фактора (ГФ), нарушение целостности, сбои в работе бортовых приемников, ухудшение точности при ионосферных возмущениях, высоком уровне солнечной активности и т. д.), что снижает эффективность их применения для решения задач самолетовождения и посадки именно в малоосвоенных и труднодоступных регионах. Для компенсации некоторых из перечисленных факторов используются функциональные дополнения космического (SBAS) или наземного (GBAS) базирования.

Функциональные дополнения ССН также подвержены влиянию ряда атмосферных явлений, в частности, ионосферных возмущений. Пространственные и временные изменения в ионосфере могут обусловить

местные или региональные погрешности, связанные с ионосферными возмущениями, которые не могут быть скорректированы в архитектуре SBAS или GBAS [2]. Поэтому указанные методы повышения точности навигационных определений ССН не обеспечивают заданных показателей точности и надежности аппаратуры потребителей ССН в высоких широтах [4].

Для повышения точности ССН в зонах удаленных аэродромов предлагается использовать псевдоспутники (ПС). Установленный на земле ПС будет передавать сигналы, идентичные сигналам космических спутников (КС). За счет отсутствия у ПС эфемеридных и ионосферных погрешностей, а также увеличения количества навигационных опорных точек, используемых для решения навигационной задачи, следует ожидать повышения точности определения координат ВС на этапе посадки. При этом необходимо определить потребное количество ПС и их оптимальное размещение относительно ВПП для создания целостного, точного и надежного интегрированного навигационно-временного поля в зоне аэродрома.

О степени оптимальности размещения ПС можно судить по значениям вертикального VDOP (vertical delusion of precision) и горизонтального HDOP (horizontal delusion of precision) ГФ, оказывающими на этапе посадки определяющее влияние на точность решения навигационной задачи.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

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

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.

Для решения задачи оптимального размещения ПС был использован метод прямого поиска Хука – Дживса, основным достоинством которого является простота используемого алгоритма.

Суть метода состоит в следующем. Задаются некоторой начальной точкой, координаты которой образуют вектор $\overline{\mathrm{x}[0]} = (B0 \quad \mathrm{L}0 \quad \mathrm{H})^{\mathrm{T}}$. Изменяя компоненты вектора $\overline{\mathrm{x}[0]}$, обследуют окрестность данной точки, в результате чего находят направление, в котором происходит уменьшение минимизируемой функции *f(x)=VDOP* [5]. В выбранном направлении осуществляют спуск с выбранным шагом *d* до тех пор, пока значение функции уменьшается. После того, как в данном направлении не удается найти точку с меньшим значением функции *f(x)*, уменьшают величину шага спуска [6].

Алгоритм оптимизации заключается в следующем:

1. Выбирается точка с начальными координатами: широтой B0, долготой L0 и высотой H, которая в дальнейшем остается постоянной.

2. Выбирается шаг d, с которым будут изменяться начальные координаты.

3. Проводится расчет VDOP в точке с координатами B0, L0.

4. На следующем шаге нужно циклически изменять координаты с шагом d в окрестности точки с начальными координатами, в результате чего формируются вектора координат:

$$\begin{aligned} \overline{B1} &= B0 \pm d \\ \overline{L1} &= L0 \pm d. \end{aligned} \quad (1)$$

5. Рассчитывается $\overline{VDOP}$ для множества точек, полученных из векторов $\overline{B1}, \overline{L1}$.

6. Выбирают из векторов $\overline{B1}, \overline{L1}$ такие координаты $B1_n, L1_n$, при которых выполняется условие $VDOP(B0, L0) > VDOP_n(B1_n, L1_n)$.

7. Точка с координатами $B1_n, L1_n$ становится начальной, и алгоритм с п. 4–6 повторяют.

8. Если условие в п. 6 не выполняется, или точка выходит за ограниченную зону, расчет заканчивается на крайней точке.

2 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для решения задачи был разработан программный комплекс моделирования движения орбитальной группировки ГЛОНАСС, реализованный в среде программирования LabView. Предварительно была оценена адекватность имитационного моделирования путем сопоставления формируемых комплексом выходных данных с результатами натурных экспериментов и данными Информационно-аналитического центра ГЛОНАСС [7]. Задача оптимизации размещения ПС на основе метода Хука-Дживса решалась на примере аэродрома Хатанга (координаты 71,98° с.ш., 102,493° в.д., высота 30 м над уровнем моря).

Из документации Jeppesen [8] данного аэродрома была выбрана область пространства для ограничения зоны поиска оптимального расположения ПС (две точки входа в глиссаду T1, T2 и точка ВПП, как точка с начальными координатами (рис. 1)).

Для моделирования орбитальной группировки был выбран альманах ГЛОНАСС на дату 07.05.2014. В соответствии с предложенным алгоритмом оптимизации был произведен расчет VDOP с шагом в один час в течение дня. Каждой точке (ПС) присваивалось имя значения часа.

Результаты математического моделирования представлены на рис. 2.

Рисунок 1 – Зона ограничения аэродрома Хатанга

Полученные результаты показали, что решение задачи оптимизации с дискретностью 1 час в течение суток приводит к различным точкам оптимального размещения ПС. Это объясняется тем, что спутниковая группировка ГЛОНАСС изменяется в течение дня в зоне аэродрома Хатанга, соответственно и изменяется VDOP. Так же наблюдается значительный разброс точек в зависимости от времени суток, однако большая часть оптимальных точек расположения ПС сосредоточена вдоль посадочной траектории. Существуют точки, где есть 4 совпадения (точки 4, 5, 13, 21), а также парные совпадения (точки 3, 19 и 22, 14). Также существует область радиусом примерно 24 км в правой нижней части исследуемой зоны, в которой наблюдается группировка точек оптимального размещения ПС.

Рисунок 2 – Результаты математического моделирования

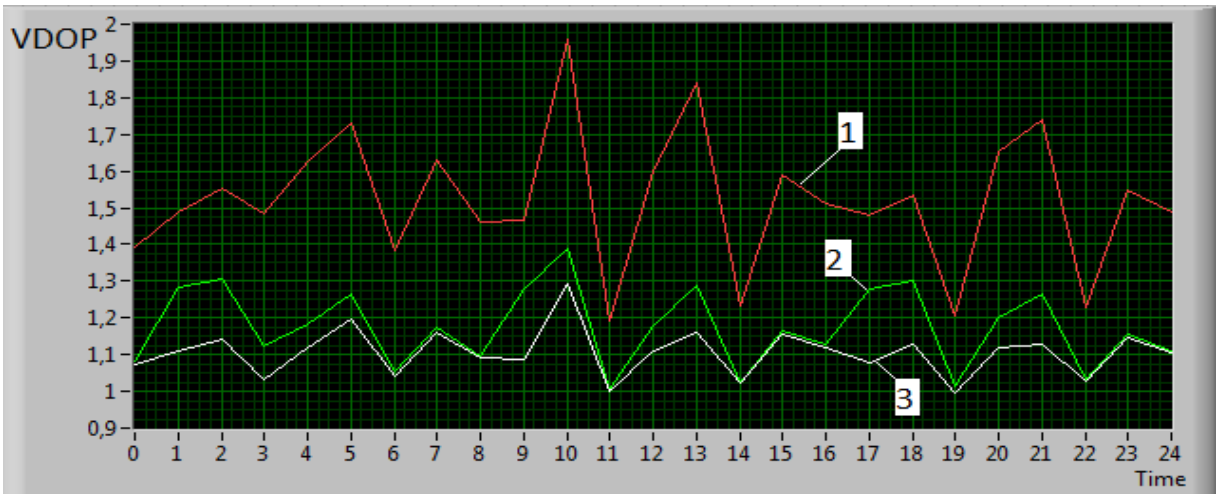


Рисунок 3 – Суточное изменение среднего VDOP

На рис. 3 представлены результаты суточного изменения среднего VDOP для всей посадочной траектории аэродрома Хатанга без ПС (кривая 1), с ПС, расположенным в фиксированной точке (кривая 2), и с ПС, расположенным оптимально для каждого часа в течение суток (кривая 3). Из полученных результатов следует, что использование ПС обеспечивает значительное, практически двукратное при неблагоприятных значениях, улучшение VDOP (при использовании ПС ГФ изменяется в пределах от 0,99 до 1,29, без ПС – от 1,19 до 1,96, при произвольном расположении ПС – от 1 до 1,38).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, оптимальное расположение ПС, используемого в качестве функционального дополнения ССН, значительно улучшает ГФ в вертикальной плоскости, что, соответственно, позволяет увеличить точность определения координат (в данном случае – высоты) на этапе посадки.

Метод Хука-Дживса прост в реализации, однако требует значительных вычислительных ресурсов из-за необходимости проведения многократных расчетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Скрыпник О. Н. Радионавигационные системы воздушных судов: учебник / О. Н. Скрыпник. – М.: Инфра-М, 2014. – 208 с.
2. Приложение 10 к конвенции о международной гражданской авиации. Авиационная электросвязь. Том 1. Издание шестое. Июль 2006 года – 31 с.

3. Радионавигационный план Российской Федерации (в редакции приказа Минпромторга России № 1177 от 31 августа 2011.) – Утвержден приказом Минпромторга России №118 от 2 сентября 2008.
4. Аполлонов А. А. Улучшение точностных и надежностных характеристик аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем в высоких широтах / А. А. Аполлонов // Научный Вестник МГТУ ГА, 2010. № 158. – С. 91.
5. Скрыпник О. Н. Методика построения и анализ полей точности ГЛОНАСС в заданной зоне воздушного пространства / О. Н. Скрыпник, Р. О. Арефьев, Н. Г. Астраханцева // Научный Вестник МГТУ ГА, 2015. – № 221. – С. 43-49.
6. Трифонов А. Г. Постановка задачи оптимизации и численные методы ее решения [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://matlab.exponenta.ru/optimiz/book_2/2_1.php (дата обращения: 01.03.2016)
7. Информационно-аналитического центр координатно-временного и навигационного обеспечения ФГУП ЦНИИмаш [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://glonass-iac.ru/ (дата обращения 01.03.2016).
8. JEPPESEN SANDERSON, INC., 2014, ALL RIGHTS RESERVED UOHH/HTG KHATANGA

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ, РАЗМЕЩЕННОЙ НА ОБОЛОЧКЕ ДИРИЖАБЛЯ

Неудакин А. А., Артюх А. С., Малугин К. А.

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж)

Для повышения эффективности обнаружения малозаметных воздушных и наземных целей актуально использование дирижабля радиолокационного обнаружения, оснащенного радиолокационной станцией *P*-диапазона с крупноапертурной активной фазированной антенной решеткой (АФАР), размещенной на поверхности оболочки. В данной статье рассматривается вариант размещения антенны РЛС в виде АФАР на боковой поверхности оболочки дирижабля. Для оценки направленных свойств АФАР, размещенной на оболочке дирижабля, была разработана математическая модель ее диаграммы направленности. Для этого форму оболочки дирижабля аппроксимировали эллипсоидом вращения.

В последнее десятилетие в области радиолокационной техники обнаружения большой интерес у специалистов вызывают радиолокационные комплексы аэростатного базирования. Интерес к летательным аппаратам данного типа появился в конце прошлого века, что обусловлено определенными научно-техническими достижениями: появлением особо легких и прочных синтетических конструкционных материалов, новой технологии получения недорогого гелия. Основными преимуществами РЛС обнаружения, размещенной на дирижабле или привязном аэростате, являются: практически неограниченный по длительности контроль воздушного пространства, минимальная стоимость жизненного цикла, малая заметность в инфракрасном и радиолокационном диапазонах волн, большая грузоподъемность и относительная простота подготовки летно-подъемного состава [1].

Наиболее глобальным и дорогостоящим проектом исследования применения аэростатов для решения задач противовоздушной обороны является комплекс обнаружения крылатых ракет JLENS, разрабатываемый американской компанией Raytheon [2]. Основным элементом данного комплекса является привязной аэростат, в гондоле которого установлена обзорная РЛС (рис. 1).

В данной статье рассматривается вариант размещения антенны РЛС в виде активной фазированной антенной решетки (АФАР) на боковой поверхности оболочки дирижабля. Большая площадь оболочки дирижабля (длина дирижаблей достигает 260 м) позволяет разместить большое количество приемо-передающих модулей (в порядке 10^4) с шагом, обеспечивающим ширину диаграммы направленности (ДН) АФАР $2\theta_{0.5} \leq 0.5^0$ в *P* – диапазоне (λ=70 см), а благодаря ее выпуклой форме существенно увеличить угол сканирования. Таким образом, оболочка дирижабля образует крупноапертурную конформную АФАР выпуклой формы, работающей в дециметровом диапазоне, являющимся наиболее эффективным при решении задач обнаружения малозаметных целей [3].

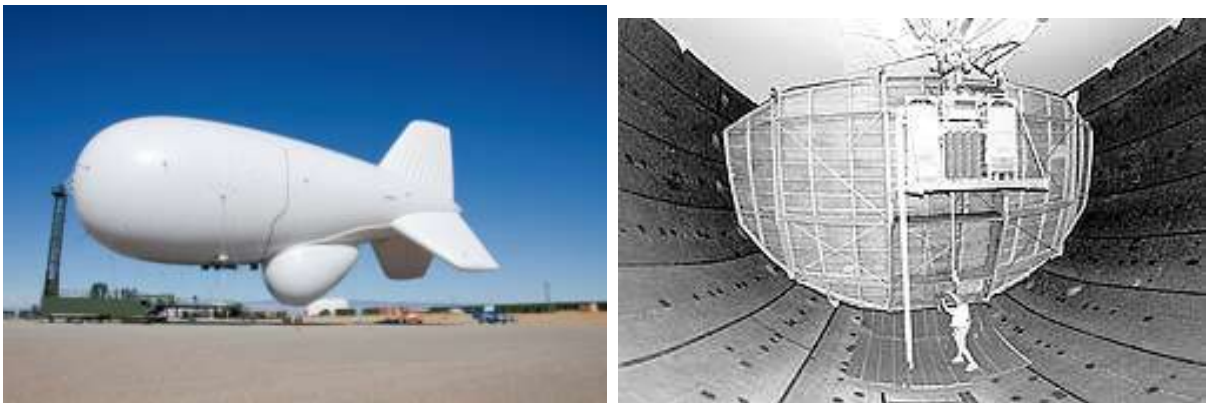


Рисунок 1 – Аэростат 420К с РЛС L 88 внутри гондолы

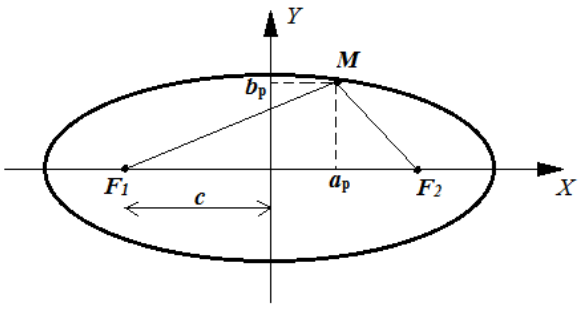


Рисунок 2 – К определению радиуса кольца

Для оценки направленных свойств АФАР, размещенной на оболочке дирижабля, была разработана ее математическая модель, позволяющая задать координаты излучателей. Для этого форму оболочки дирижабля аппроксимировали эллипсоидом вращения. Предлагается размещать излучатели вдоль параллельных окружностей, расстояние между которыми a_p по большой полуоси эллипсоида a равно половине рабочей длины волны Λ/2 (шагу решетки). Расстояние между излучателями вдоль параллелей также соответствует шагу решетки $d_\varphi = \Lambda / 2$. Таким образом, решетка представляет собой эллипсоид вращения, разбитый на кольца излучателей в направлении большой полуоси. Координата каждого кольца в данном случае будет определяться выражением

$$\grave{a}\eth = \frac{\Lambda(\eth - 1)}{2}, \qquad (1)$$

где p – порядковый номер кольца. Общее количество колец будет равно

$$\grave{I} = \frac{4\grave{a}}{\Lambda} + 1. \qquad (2)$$

Для определения координаты каждого излучателя в p-м кольце необходимо определить радиус каждого кольца. С этой целью необходимо рассмотреть главное свойство эллипса, заключающееся в том, что сумма расстояний от двух фокусов эллипса F_1 и F_2 до любой точки на эллипсе M является постоянной величиной и равна удвоенному значению большой полуоси $2a$. Рассмотрим треугольник $\Delta\, F_1MF_2$ на поясняющем рис. 2.

На рисунке видно, что высота данного треугольника равна радиусу кольца b_p с координатой a_p и, согласно теореме Пифагора будет определяться выражением

$$b_p = \sqrt{|F_1M|^2 - (c + a_p)^2}, \qquad (3)$$

где c – фокальное расстояние. Значение b_p можно вычислить также через сторону $M\,F_2$:

$$b_p = \sqrt{\left|F_2M\right|^2 - \left|c - a_p\right|^2}\,, \tag{4}$$

где $\left|F_2M\right| = 2a - \left|F_1M\right|$. Решая два уравнения (3) и (4) относительно $\left|F_1M\right|$ получим конечное выражение

$$\left|F_1M\right| = \frac{(c + a_p)^2 - \left|c + a_p\right|^2 + 4a^2}{4a}\,. \tag{5}$$

Таким образом, подставляя выражение (5) в выражение (3), можно определить радиус кольца излучателей b_p. Зная значение радиуса, определяем количество излучателей в каждом p-м кольце

$$N\eth = \frac{4\pi b_p}{\Lambda}\,, \tag{6}$$

При этом угол между излучателями в p-м кольце будет равен

$$\alpha\eth = \frac{2\pi}{N_p} = \frac{\Lambda}{2b_p}\,. \tag{7}$$

На рис. 3 представлена антенная решетка, построенная с помощью программы MAPLE в цилиндрической системе координат, на основе полученной математической модели, представленной выражениями (1) – (7).

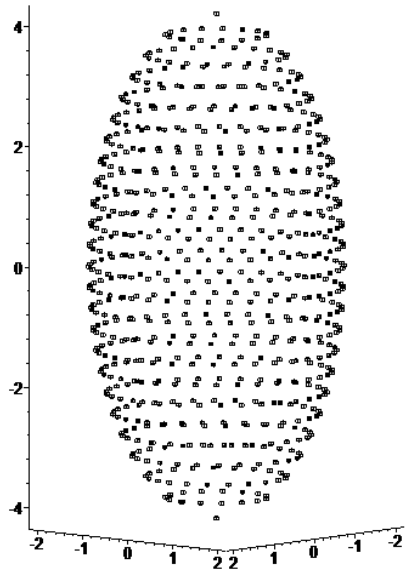


Рисунок 3 – Модель антенной решетки

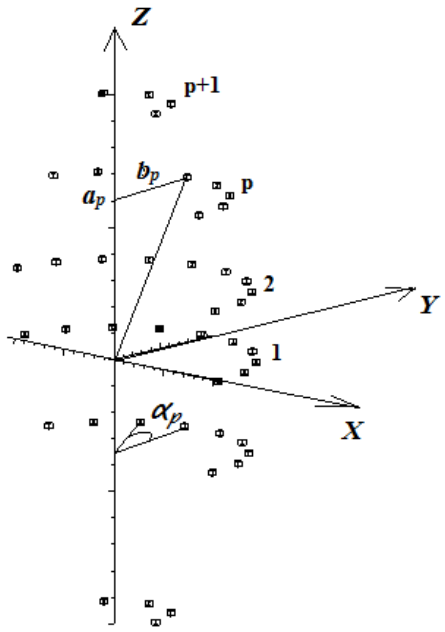


Рисунок 4 – К математическому описанию ДН антенной решетки, размещенной на боковой поверхности оболочки дирижабля

На основе математической модели антенной решетки была разработана математическая модель ее ДН, позволяющая рассчитывать основные параметры характеристик направленности АФАР, имеющих форму эллипсоида вращения, в частности, боковой поверхности оболочки дирижабля (рис. 4).

ДН такой решетки описывается следующим выражением:

$$f(\theta,\varphi)=\sum_{p=1}^{M}\sum_{q=1}^{N_p}A_p\,\mathrm{e}^{j(\Phi-\Phi_B)}, \tag{8}$$

где: θ,φ – координаты сферической системы координат; q – порядковый номер излучателя в p-м кольце; A_p – амплитуда возбуждения излучателей p-го кольца; Ф – фазовый сдвиг из-за разности хода лучей; $\Phi_в$ – фаза возбуждения излучателей, обеспечивающая сложение полей в направлении луча $\theta_л$, $\varphi_л$.

Фазовый сдвиг из-за разности хода лучей определяется по формуле

$$\Phi=k\left(b_p\sin\theta\cos(\varphi-\alpha_p q)+a_p\cos\theta\right), \tag{9}$$

а управляемая фаза возбуждения q-го излучателя p-го кольца имеет вид

$$\Phi_B=k\left(b_p\sin\theta_л\cos(\varphi_л-\alpha_p q)+a_p\cos\theta_л\right), \tag{10}$$

На рис. 5 и 6 представлена равно амплитудная ДН антенной решетки, построенная в программной среде MAPLE, согласно полученной математической модели, представленной выражениями (8) – (10) без учета ДН отдельного излучателя.

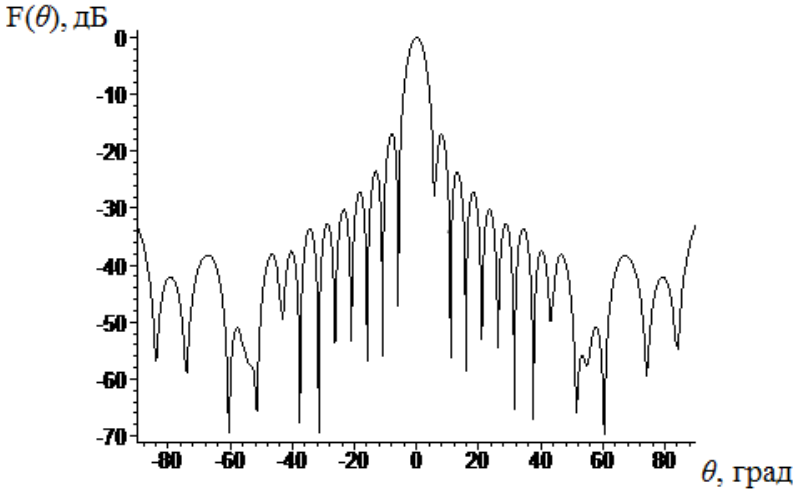


Рисунок 5 – ДН АФАР, размещенной на боковой поверхности дирижабля, в плоскости

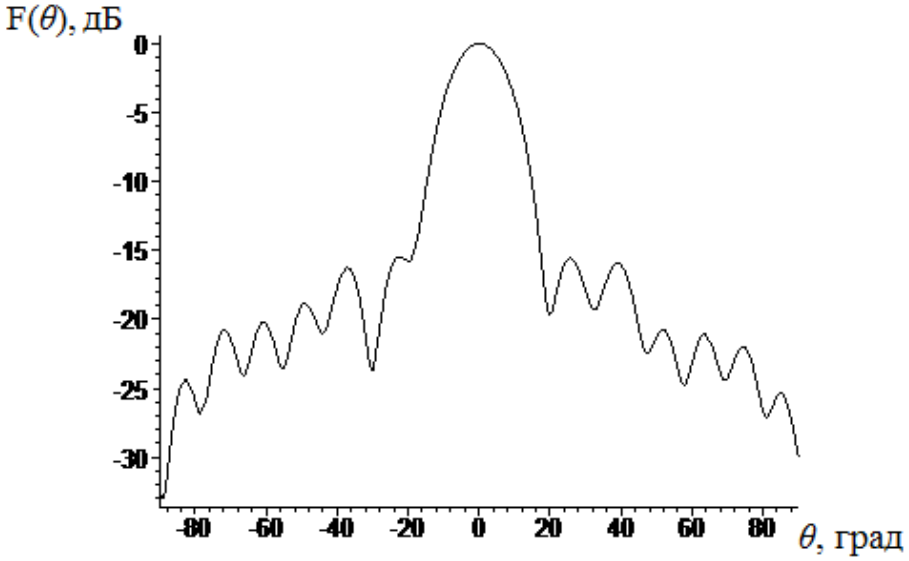


Рисунок 6 – ДН АФАР, размещенной на боковой поверхности дирижабля, в плоскости $\varphi = \frac{\pi}{2}$

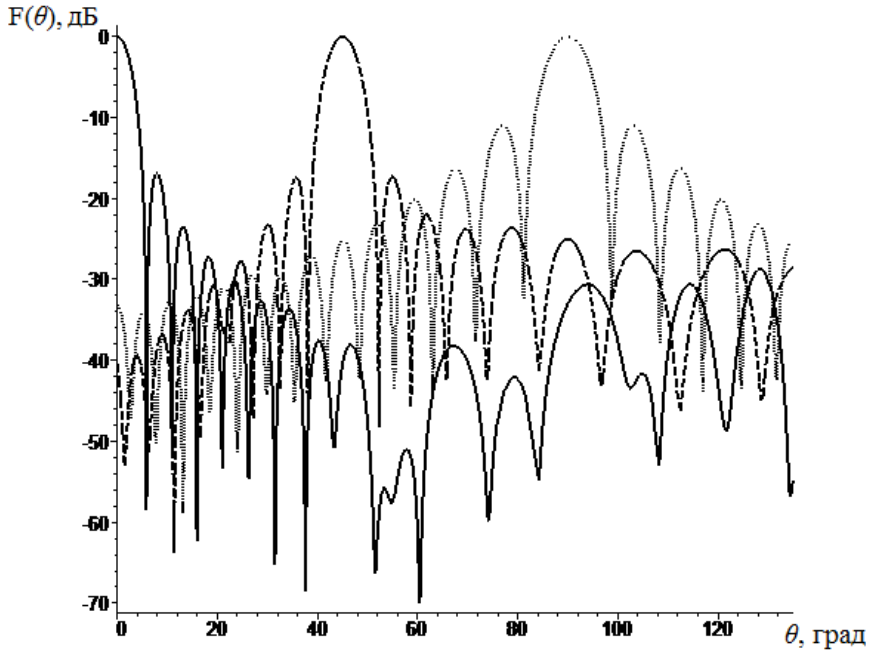


Рисунок 7 – ДН АФАР при $\theta_л = 0^0, 45^0, 90^0$

На рис. 7 представлена ДН антенной решетки при сканировании луча в азимутальной плоскости.

Из рис. 5, 6 и 7 видно, что наблюдается ярко выраженный максимум ДН и достаточно низкий уровень боковых лепестков (УБЛ). При сканировании, как и полагается, ширина ДН и УБЛ возрастает с увеличением угла отклонения от нормали к решетке. Однако в сравнении с плоскими антенными решетками данный рост значительно меньше, и даже при значениях угла сканирования $\pm 90^0$ главный лепесток ДН не разрушается, а УБЛ не превышает -10 дБ. Кроме того, УБЛ можно уменьшить, используя специальное спадающее к краям амплитудное распределение токов излучателей, как это делается в плоских решетках.

Сканирование в угломестной плоскости не рассматривается, поскольку здесь решетка является осесимметричной и форма ДН остается неизменной.

ЛИТЕРАТУРА

1. Верба В. С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Роль и место в составе общегосударственной единой информационно-управляющей системы военного назначения // Радиотехника. 2010, № 8. – С. 6 – 8.

2. Привязные аэростаты и их применение [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://pentagonus.ru (дата обращения 18.03.2016). – Загл. с экрана.
3. Верба В. С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Состояние и тенденции развития / В. С. Верба. – М.: Радиотехника, 2008. – 432 с.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ СИНХРОНИЗАЦИИ В ШИРОКОПОЛОСНЫХ СИСТЕМАХ СВЯЗИ

Патрикеев О. В.
po_2010@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассмотрен метод повышения точности синхронизации широкополосных систем связи, основанный на использовании в канале синхронизации оценки степени искажения принимаемых шумоподобных сигналов и отказе от определения времени задержки по принятому сигналу, в том случае, если он сильно искажён помехой. Данный метод снижает влияние помех на канал синхронизации и повышает точность измерения времени задержки принимаемого сигнала, что также приводит к уменьшению вероятности ошибок в канале обработки информации.

Системы связи с шумоподобными сигналами (ШПС) известны более полувека. За это время их преимущества стали очевидными, а их многие недостатки устранены. В настоящее время системы связи с ШПС получают все более широкое распространение.

Системы связи с ШПС занимают особое место среди различных систем связи, что определяется их свойствами [1]:

1. Они обладают высокой помехозащищенностью при действии мощных сосредоточенных по спектру или по времени помех.

2. Обеспечивают кодовую адресацию большого числа абонентов и их кодовое разделение при работе в общей полосе частот.

3. Они обеспечивают совместимость приёма информации с высокой достоверностью с одновременным измерением параметров движения объекта с высокой точностью и разрешающей способностью.

Все эти свойства систем связи с ШПС были известны давно, но, поскольку мощности помех были относительно невысоки, а элементная база не позволяла реализовать устройства формирования и обработки в

приемлемых габаритах, то долгое время системы связи с ШПС широкого развития не получали. В настоящее время положение резко изменилось [1]:

1. Мощность помехи на входе приёмника может на несколько порядков превышать мощность полезного сигнала. Для обеспечения высокой помехозащищенности при подобных помехах необходимо использовать ШПС со сверхбольшими базами (десятки − сотни тысяч), ансамбли (системы) сигналов должны состоять из десятков − сотен миллионов ШПС со сверхбольшими базами. Следует отметить, что основы теории ШПС со сверхбольшими базами сформировались только в последнее время.

2. Реализация устройств формирования и обработки таких сигналов стала возможной благодаря бурному развитию сверхбольших интегральных схем (СБИС), специализированных микропроцессоров (СМП) (сигнальных процессоров), приборов с поверхностными акустическими волнами (ПАВ) (конвольверы, согласованные фильтры), приборов с зарядовой связью (ПЗС). Все эти причины и вызвали новый период расцвета систем связи с ШПС, в результате которого появились широкополосные системы связи (ШСС) второго поколения.

3. Помимо применения в условиях воздействия мощных помех, системы связи с ШПС начинают успешно конкурировать с широко распространенными системами связи с частотной модуляцией и частотным разделением каналов, применяемых для связи с подвижными объектами (стандарт МДКР или CDMA). Создание малогабаритных устройств формирования и обработки ШПС с базами $\boldsymbol{B}=10^2...10^3$ позволяет широко внедрять ШПС в системы связи и управления подвижными объектами, работающие в условиях внутрисистемных помех и многолучевого распространения радиоволн (например, в крупных городах).

Назначение любой системы связи, в том числе и широкополосной, заключается в приёме (выделении) передаваемой информации. Приём ШПС, несущих информацию, в ШСС осуществляется на фоне помех, т. е. для приёма информации необходимо выделять ШПС из помех. Приём ШПС, как, впрочем, и любых других сигналов, осуществляется с помощью оптимальных приемников, минимизирующих вероятность ошибки. Структура оптимального приемника зависит от вида передаваемой информации (фазовая или частотная манипуляция и т. п.) и от степени «известности» сигнала в точке приёма (когерентный или некогерентный прием и т. п.). Но в любом случае в состав оптимального приемника входит согласованный фильтр (СФ) или коррелятор, состоящий из умножителя и интегратора, генератор ШПС (ГШПС) и решающее устройство (РУ) (рис. 1). Согласованный фильтр или коррелятор служат для оптимального приёма ШПС, а решающее устройство определяет символ передаваемой информации.

Напряжение на выходе согласованного фильтра или коррелятора представляет собой автокорреляционную функцию (АКФ) ШПС, с которым фильтр (коррелятор) согласован. Максимум АКФ на выходе согласованного фильтра (коррелятора) будет в момент окончания ШПС и равен

$$U_{\max} = a\,E, \tag{1}$$

где: a – постоянный коэффициент, E – энергия сигнала.

Решающее устройство оптимального приёмника в момент окончания сигнала принимает решение о том, какой сигнал $\boldsymbol{S(t)}$ был передан или определяет, какой информационный символ $\boldsymbol{\alpha}$, был передан. Но для того, чтобы принять решение в момент окончания сигнала, надо знать (или предварительно измерить) момент прихода сигнала и момент его окончания.

В теории оптимального приёма при определении структурных схем оптимальных приёмников считается, что все параметры принимаемого сигнала, в том числе и его запаздывание по времени, в точке приёма известны. В этом случае оптимальный приёмник для приема ШПС действительно содержит только согласованный фильтр и решающее устройство. Но в реальных условиях в начале сеанса связи время запаздывания сигнала неизвестно. Его надо измерить и ввести в том или ином виде в решающее устройство. Следовательно, в реальных системах связи оптимальный приёмник должен помимо согласованного фильтра или коррелятора содержать также синхронизатор (С), измеряющий время задержки $\boldsymbol{t_З}$ и определяющий моменты времени $\boldsymbol{t_З}$, $\boldsymbol{T+t_З}$, $\boldsymbol{2T+t_З}$ и т. д., в которые осуществляется принятие решения о переданном информационном символе (рис. 2).

Таким образом, оптимальный приёмник при неизвестной задержке ШПС в точке приёма должен выполнять две функции:

– измерение времени задержки $\boldsymbol{t_З}$ ШПС в начале приёма информации (процесс поиска ШПС по времени);

– создание меток времени, соответствующих окончанию ШПС, и обеспечение совпадения (синхронности) меток с центром АКФ на выходе согласованного фильтра или коррелятора (процесс синхронизации ШПС).

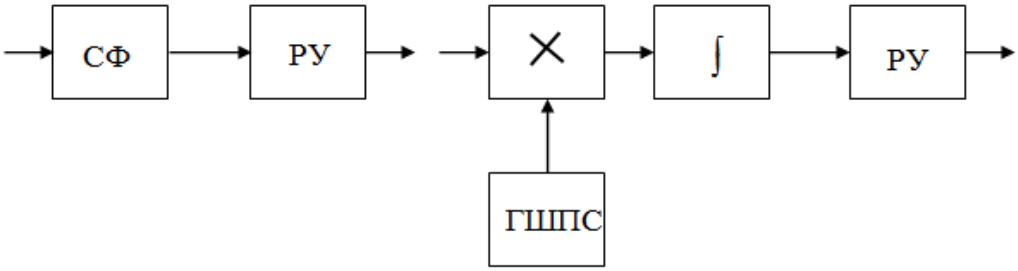


Рисунок 1 – Оптимальные приёмники ШПС

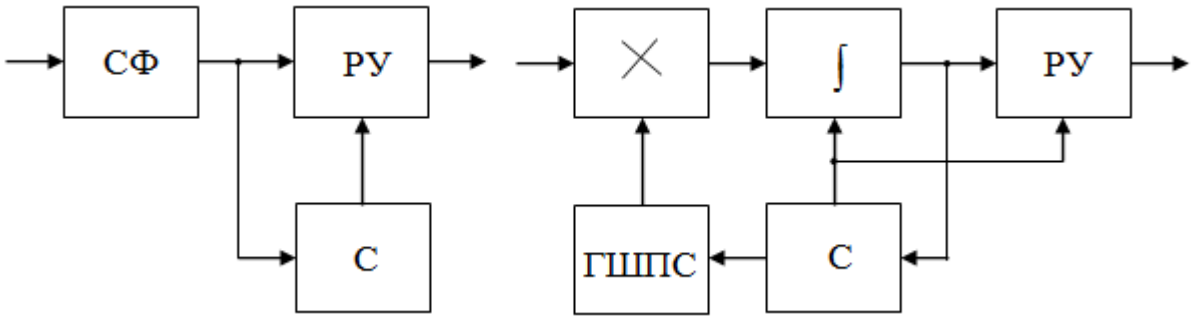


Рисунок 2 – Оптимальные приёмники ШПС с синхронизаторами

Согласованный фильтр, как и все пассивные фильтры, является устройством, инвариантным к задержке ШПС: задержка АКФ равна задержке ШПС и при любой задержке ШПС на выходе согласованного фильтра всегда будет АКФ от ШПС на входе. Тем не менее, для приёма информации необходим синхронизатор, обеспечивающий поиск ШПС (точнее, поиск центрального пика АКФ) и последующую синхронизацию моментов окончания ШПС (максимумов АКФ) с расчётными моментами.

Коррелятор является эквивалентом согласованного фильтра при приёме сигнала с известной задержкой с точки зрения помехоустойчивости приема: коррелятор и согласованный фильтр обеспечивают одинаковую помехоустойчивость. Но коррелятор не является устройством, инвариантным к задержке ШПС. Напряжение на выходе коррелятора зависит от времени задержки

$$U_{кор} = a \int_{t_0}^{T+t_0} S(t - t_з) \cdot S_0(t - t_0) dt \,, \qquad (2)$$

где: $t_з$ – время задержки ШПС на входе приемника; t_0 – время задержки опорного ШПС в генераторе относительно начала координат; a – постоянная.

Лишь при $t_0 = t_з$ напряжение на выходе коррелятора совпадает с максимумом, который имеет место на выходе согласованного фильтра

$$U_{кор} = a\,E \,. \qquad (3)$$

Но, если $t_0 \neq t_з$, то $U_{кор} \approx 0$ (совпадает с соответствующим значением бокового пика АКФ), т. е. на выходе коррелятора максимума уже не будет. Поэтому в корреляторе при неизвестном времени задержки необходимо производить его измерение.

Синхронизатор обеспечивает поиск ШПС (измерение времени задержки $t_з$) и последующую синхронизацию. Напряжение на вход синхронизатора поступает с интегратора. Если измеренное время задержки не совпадает с истинным (напряжение на выходе интегратора не

превышает заранее установленный порог), то синхронизатор изменяет время задержки ШПС в генераторе ШПС. Кроме того, синхронизатор должен обеспечить включение и выключение интегратора (момент t_0 и $T+t_0$), а также подачу отсчетных импульсов на решающее устройство. Если длительность ШПС T, а длительность центрального пика АКФ $\tau_0=T/B$, то всего имеется $B = T/\tau_0$ интервалов неопределенности по задержке. Поэтому в процессе поиска ШПС синхронизатор должен обеспечить перестройку задержки ШПС в генераторе от нуля до $T-\tau_0$ с интервалом τ_0. Как только задержка ШПС на входе совпадет с задержкой ШПС в генераторе, напряжение на выходе интегратора превысит установленный порог и синхронизатор останавливает процесс поиска ШПС и переходит к осуществлению процесса синхронизации отсчетных моментов с моментами окончания ШПС, а решающее устройство начинает принимать решения о символах передаваемой информации.

Таким образом, в оптимальном приёмнике с согласованным фильтром и в оптимальном корреляционном приёмнике при неизвестной задержке ШПС необходим синхронизатор, который сначала осуществляет поиск ШПС, а затем синхронизацию. Основное отличие синхронизаторов обоих приёмников заключается в том, что синхронизатор корреляционного приёмника должен изменять задержку ШПС в ГШПС, а процесс поиска ШПС в корреляционном приёмнике осуществляется путем просмотра всех интервалов неопределенности. Поэтому время поиска ШПС в корреляционном приёмнике может в B раз превышать время поиска ШПС в оптимальном приёмнике с согласованным фильтром. При больших базах ШПС подобное увеличение времени поиска ШПС может быть чрезмерным, и поэтому необходимо применять методы более быстрого поиска ШПС. В то же время согласованные фильтры на большие базы являются очень сложными устройствами и их реализация затруднительна. Поэтому для их обеспечения быстрого поиска ШПС и относительной простоты оптимальных приёмников на практике используются комбинированные методы приёма, основанные на совместном применении согласованных фильтров (на малые базы) и корреляторов.

1. Поиск и синхронизация ШПС является серьезной проблемой теории и техники ШСС, поскольку быстрый поиск и устойчивая синхронизация обеспечивают надежный приём информации. Поэтому решению проблемы поиска и синхронизации ШПС уделяется серьезное внимание. Несмотря на принципиальную ясность процессов измерения и синхронизации, до сих пор многие вопросы поиска и синхронизации ШПС остаются открытыми. В первую очередь, не решена окончательно задача построения оптимального синхронизатора с максимальным быстродействием при минимальных потреблениях мощности, массе и

габаритов, обеспечивающего поиск и синхронизацию ШПС с большими и очень большими базами ($\boldsymbol{B}>10^3 ... 10^7$).

Как следует из приведенных рассуждений, синхронизатор должен обеспечивать поиск ШПС, а затем его синхронизацию. Оба эти процесса происходят при воздействии шумов или помех (преднамеренных или системных). Поэтому и процесс поиска, и процесс синхронизации сопровождаются ошибками. Следовательно, необходимо так выбирать параметры синхронизатора, чтобы минимизировать ошибки измерения.

Одним из методов, позволяющих решить эту задачу, является приём и обработка ШПС совместно с оценкой качества принимаемого сигнала [2]. Это позволяет исключить из процесса дальнейшей обработки информации сигналы, которые сильно искажены помехами и являются источником ошибок для информационного канала. Очевидно, что такие сигналы также приводят к ошибкам в канале синхронизации и их следует исключить из процессов, связанных с измерением времени задержки приходящего сигнала и слежением за этим временем. Отказ от использования искажённых сигналов в канале синхронизации позволит уменьшить общий уровень помех, действующих на этот канал, что приведёт к уменьшению дисперсии оценки времени задержки.

Следовательно, использование оценки качества принимаемого сигнала в канале синхронизации позволяет увеличить точность измерения времени задержки и уменьшить ошибки синхронизации и, соответственно, уменьшить ошибки, возникающие при обработке принимаемой информации.

Структурная схема квазиоптимального приёмника с оценкой качества принимаемого сигнала в канале синхронизации приведена на рис. 3.

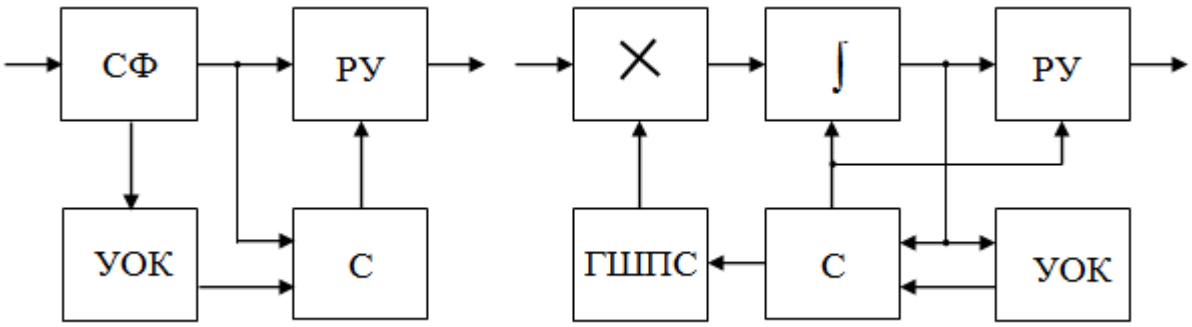


Рисунок 3 – Квазиоптимальные приёмники ШПС с синхронизаторами и устройствами оценки качества

В схему приёмника добавлено устройство оценки качества (УОК) принимаемого ШПС. УОК оценивает степень искажения ШПС помехами и передаёт эту информацию в синхронизатор (С), где она используется при определении или уточнении времени задержки принимаемого сигнала. В простейшем случае синхронизатор просто отказывается от измерения времени задержки по принятому искажённому ШПС, избегая тем самым внесения дополнительных ошибок в канал синхронизации.

Алгоритм оценки качества принимаемого ШПС для канала синхронизации может совпадать с алгоритмом оценки качества, используемым в информационном канале, что приведёт к упрощению общей структуры системы передачи информации. Например, это возможно в случае двухуровневой оценки качества $\boldsymbol{Q}$ [2], при этом алгоритм принятия решения $\boldsymbol{\eta}$ в информационном канале имеет следующий вид:

$$\eta = \begin{cases} a_j = \underset{i}{MAX}^{-1}\{W[\xi(t)/S_i(t)]\}, & Q = 1, \\ a_s, \quad Q = 0, \quad i = 0...M-1, \end{cases} \tag{4}$$

где: $\boldsymbol{a_j}$ – решение о приёме информационного символа, после приёма и демодуляции сигнала $\boldsymbol{S_i(t),\ i=0…M-1}$; $\boldsymbol{a_s}$ – отказ от принятия решения о приёме информационного символа (стирание символа); $\boldsymbol{W[\xi(t)/S_i(t)]}$ – апостериорная плотность вероятности *i*–го сигнала.

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

Алгоритм оценки качества принимаемого ШПС имеет следующий вид:

$$Q = \begin{cases} 1, \ W[\xi(t)/S_j(t)] \geq \lambda, \\ 0, \ W[\xi(t)/S_j(t)] < \lambda, \end{cases} \tag{5}$$

где: $\boldsymbol{\lambda}$ – порог сравнения, определяемый выражением

$$\lambda = \sum_{i=0}^{M=1} W\left[\xi(t)/S_i(t)\right]\left(C_e - C_s\right)/\left(C_e - C\right), \tag{6}$$

где $\boldsymbol{C,\ C_e,\ C_s}$ – 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 $\boldsymbol{C} = 0$, $\boldsymbol{C_e} = 1$, $\boldsymbol{C_s} = 0{,}5$, также $\boldsymbol{C_s}$ можно определить по критерию минимизации вероятности ошибки $\boldsymbol{P_{bs}}$ в информационном канале [2]:

$$C_{sopt} = \underset{C_s}{MIN}^{-1}\left[P_{bs}\left(C_s, h_b^2, M, k\right)\right], \tag{7}$$

где: $\boldsymbol{h^2_b}$ – отношение сигнал/помеха на бит передаваемой информации в канале связи; $\boldsymbol{M}$ – объём алфавита системы сигналов, используемой для передачи информации; $\boldsymbol{k}$ – количество информационных символов внешнего помехоустойчивого $\boldsymbol{M}$-ичного кода; $\boldsymbol{P_{bs}}$ – ошибка декодирования кодового блока внешнего помехоустойчивого кода, определяемая выражением

$$P_{bs} = \sum_{t}^{N} \sum_{s=s1}^{N-t} \left[N!/t!S!\left(N-t-S\right)!\right] P_{ne}^{t} P_s^{S} \left(1 - P_{ne} - P_s\right)^{N-t-S}, \quad t = 0...N, \tag{8}$$

где: $\boldsymbol{N}$ – длина внешнего помехоустойчивого кода; $\boldsymbol{t}$ – количество ошибок в кодовом блоке; $\boldsymbol{S}$ – количество «стёртых» символов; $\boldsymbol{P_{ne}}$ – вероятность необнаруженной ошибки приёма информационного символа; $\boldsymbol{P_s}$ – вероятность стирания информационного символа.

В этом случае оптимальный порог принятия решения $\boldsymbol{\lambda_{opt}}$ будет равен

$$\lambda_{opt} = \left(1 - C_{sopt}\right) \sum_{i=0}^{M=1} W\left[\xi(t)/S_i(t)\right]. \tag{9}$$

При превышении апостериорной плотностью вероятности $\boldsymbol{W[\xi(t)/S_j(t)]}$ этого порога, степень искажения принимаемого сигнала считается минимальной, оценка качества принимает максимальное значение $\boldsymbol{Q} = 1$ и сигнал поступает в канал синхронизации для измерения (уточнения) времени задержки.

Если полученное значение апостериорной плотности вероятности $\boldsymbol{W[\xi(t)/S_j(t)]}$ меньше этого порога $\boldsymbol{\lambda_{opt}}$, то степень искажения принимаемого сигнала считается максимальной, оценка качества принимает минимальное значение $\boldsymbol{Q} = 0$ и сигнал не поступает в канал синхронизации, а время задержки рассчитывается на основании результатов предыдущих измерений.

Таким образом, канал синхронизации дополнительно защищается от ошибок измерения времени задержки, возникающих в результате обработки сигналов сильно искажённых помехами, что приводит к повышению точности синхронизации и, как следствие, к уменьшению ошибок в информационном канале за счёт повышения точности определения положения пика корреляционной функции и соответствующего увеличения напряжения на выходе согласованного фильтра или коррелятора. Следует также отметить, что повышение

точности синхронизации достигается без дополнительного увеличения частотно-временных ресурсов системы связи, а в случае рассматриваемого примера с двухуровневой оценкой качества и без усложнения структуры системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Варакин Л. Е. Системы связи с шумоподобными сигналами / Л. Е. Варакин. – М.: Радио и связь, 1985. – 384 с.
2. Патрикеев О. В. Оценка качества принимаемых сигналов в широкополосных системах передачи дискретной информации/ О. В.Патрикеев // Исследования по геомагнетизму, аэрономии и физике Солнца. – Новосибирск: Наука, 1995. – Вып. 103. – С. 224–230.

АНАЛИЗ ОТКАЗОВ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ПРИБОРОВ И ИНТЕГРАЛЬНЫХ МИКРОСХЕМ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ (РАДИОЛОКАЦИОННЫХ, РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ, РАДИОСВЯЗНЫХ СИСТЕМ) ПРИ КЛИМАТИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ

Ткачёв О. Г.
oleg_tk_ov@mail.ru

Белорусская государственная академия авиации
(г. Минск, Республика Беларусь)

Как известно, бортовое оборудование воздушных судов, входящее в состав радиолокационных, радионавигационных и радиосвязных систем, подвержено различным климатическим воздействиям. Так как в элементную базу этого оборудования входят ПП и ИМС, то имеет место рассмотрение влияния климатических воздействий на их характеристики.

Как известно, бортовое оборудование воздушных судов, входящее в состав радиолокационных, радионавигационных и радиосвязных систем, подвержено различным климатическим воздействиям. Так как в элементную базу этого оборудования входят ПП и ИМС, то имеет место рассмотрение влияния климатических воздействий на их характеристики.

Вопросом возникновения отказов ПП и ИМС при климатических воздействиях посвящена обширная литература [1−4].

Видно, что в РЭС летательных объектов существует три основных вида отказов ПП и ИМС из-за влияния температуры: обрывы выводов, разрушение термокомпрессионных соединений и металлизации; к. з. p-n переходов и выход за установленные нормы величин электрических параметров.

Основной причиной отказов межсоединений в ИМС при влиянии влаги является электрохимическая коррозия. Этот процесс имеет место в пластмассовых корпусах ИМС при проникновении влаги через неплотные соединения между выводами и корпусом.

Наличие влаги на поверхности кристалла, или слоя SiO_2, вызывает увеличение ионного тока между выводами эмиттер-база и эмиттер-коллектор и накопление зарядов у соответствующих электродов. При этом наблюдается заметное уменьшение пробивного напряжения [5], увеличение емкостей: эмиттер-база $C_{эб}$, коллектор-база $C_{кб}$, увеличение времени задержки $t_з$ и времени нарастания фронта $t_ф$ [6].

Поскольку $t_з$ и $t_ф$ характеризуют фронт нарастания коллекторного тока при работе транзистора в импульсном режиме и зависят от $C_{эб}$, то при их увеличении быстродействие логических схем ухудшается. Кроме того, изменяется и предельная частота усиления по току. Поэтому исследование предельных изменений указанных характеристик ПП и ИМС, при многократных воздействиях, является одной из задач работы. К числу основных причин, влияющих на изменения электрических характеристик контактов (например, сопротивление контакта R_k), относят, прежде всего, образование интерметаллических фаз на границе раздела Au-Al, взаимную диффузию металлов и формирование пустот (эффект Киркендалла) [7].

В работе [7] отмечается, что разрушению контактов предшествует резкое увеличение R_k, но заранее обнаружить предшествующий обрыву рост R_k не всегда удается. Этот процесс часто начинает сказываться на величине электрических параметров ПП и ИМС, когда прирост R_k на несколько порядков превосходит его начальное значение. В этом состоянии контакт близок к электрическому обрыву. В большинстве случаев приходится наблюдать лишь заключительный этап процесса отказа, приводящий к полному обрыву контакта в течение 0,5–1ч.

В работе [7] исследовался рост R_k в зависимости от отношения ширины контакта b к толщине металлизации d. Показано, что для каждого температурного режима это отношение имеет критическую величину, ниже которой происходит резкий рост R_k. Однако в работе отсутствуют данные по определению критического отношения $(b/d)_{кр}$ для температуры, соответствующей условиям бортовой РЭА. Поэтому исследование предельного значения $R_{k\ пр}$ и критического отношения $(b/d)_{кр}$ контактов для данного случая также является одной из важных задач.

ЛИТЕРАТУРА

1. Нечаев А. М., Рубаха Е. А., Синкевич В. Ф. Моделирование отказов и машинные испытания при исследовании надежности мощных СВЧ транзисторов. – Микроэлектроника и полупроводниковые приборы. / Под ред. А. А. Васенкова и Я. А.Федотова. – М.: Сов. Радио, 1980. – Вып. 5. – С.98–117.
2. Кернер Б. С. Тепловой пробой транзистора в режиме постоянного и переменного сигнала / Б. С. Кернер, В. В. Осипов, В. Ф. Синкевич – Радиотехника и электроника, 1975. – т. 20, № 8. – С. 2172–2184.
3. Рубаха Е. А. Отказы мощных СВЧ транзисторов, вызванные электродиффузией / Е. А. Рубаха, В. Ф. Синкевич. – Электронная техника. Сер. 2, Полупроводниковые приборы, 1976. – Вып. 7. – С. 119–128.
4. Пруслина С. С. Надежность полупроводниковых приборов / С. С. Пруслина, А. С. Савина, В. Ф. Синкевич. – М.:Знание, 1976.
5. Лебедев В. И. Запас помехоустойчивости интегральных элементов / В. И. Лебедев // Под ред. И. Ф. Николаевского. – М.: Связь, 1970. – Сып. 5. – С. 104–115.
6. Файзулаев Б. Н. Переходные процессы в транзисторных каскадах/ Б. Н. Файзулаев. – М.: Связь, 1968.
7. Немчинов В. М. Темературный дрейф усилителя на полевом транзисторе с p-n переходом / В. М. Немчинов, С. Ф. Сиколенко / В сб. «Полупроводниковые приборы в технике электросвязи» / Под ред. И. Ф. Николаевского. – М.: Связь, 1969. – Вып. 4.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС МОДЕЛИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ГЛОНАСС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ УСЛОВИЙ НАВИГАЦИОННОГО СЕАНСА

Арефьева Н. Г.[1], Арефьев Р. О.[2]
[1]n_astrahanceva_awesome@mail.ru, [2]aqua160905@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В среде графического программирования LabView разработан программный комплекс моделирования орбитальной группировки ГЛОНАСС для исследования условий навигационного сеанса. В докладе представлены алгоритмы формирования и результаты адекватности работы комплекса.

ВВЕДЕНИЕ

Согласно принятой концепции развития системы организации воздушного движения, основным средством навигационного обеспечения всех этапов полета воздушных судов (ВС), включая заход на взлет и посадку, должны стать спутниковые системы навигации (ССН) [1].

Однако ССН присущ ряд существенных недостатков (низкая помехоустойчивость, влияние геометрического фактора (ГФ), нарушение целостности, сбои в работе бортовых приемников, ухудшение точности при ионосферных возмущениях, высоком уровне солнечной активности и т. д.), что снижает эффективность их применения.

Геометрический фактор зависит от расположения спутников относительно потребителя и оказывает значительное влияние на условия навигационного сеанса. Однако ГФ является детерминированной функцией, что при условии моделирования движения орбитальной группировки ГЛОНАСС позволит прогнозировать его значения на заданный интервал времени для заданной зоны воздушного пространства.

Поэтому становится актуальной задача разработки программного комплекса для моделирования орбитальной группировки ГЛОНАСС и исследования на ее основе ГФ системы.

1 ОПИСАНИЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА

Программный комплекс моделирования орбитальной группировки ГЛОНАСС был разработан в среде графического программирования Labveiw. Labveiw позволяет разрабатывать прикладное программное обеспечение для сбора, обработки и отображения информации и результатов расчетов, а также моделирования как отдельных объектов, так и автоматизированных систем в целом. Именно поэтому был выбран этот язык программирования.

Программный комплекс может применяться для оценки точности навигационно-временных определений ГЛОНАСС для неподвижных и динамичных потребителей. Он обеспечивает выполнение следующих функций:

– моделирование орбитального движения спутниковой группировки ГЛОНАСС по данным действующего альманаха системы;

– определение количества и номеров спутников, находящихся в зоне видимости;

– расчет и отображение графиков изменения пространственного, горизонтального и вертикального ГФ в любой заданной точке траектории движения ВС для любых заданных интервалов времени;

– расчет средних и среднеквадратических отклонений значений геометрических факторов на заданном интервале времени.

Рисунок 1 – Структурная схема программного комплекса

Структурная схема программного комплекса представлена на рис. 1. Программный комплекс состоит из 5 терминалов:

– терминал формирования траектории объекта (ВС);
– терминал обработки действующего альманаха ГЛОНАСС;
– терминал расчета движения орбитальной группировки ГЛОНАСС;
– терминал выбора рабочего созвездия;
– терминал формирования выходных данных.

1.1 Терминал обработки альманаха ГЛОНАСС

Терминал обработки альманаха ГЛОНАСС предназначен для преобразования файла альманаха ГЛОНАСС, взятого с веб-сайта Информационно-аналитического центра ГЛОНАСС [2], к нужному формату. Терминал преобразует информацию таким образом, чтобы сформировать 7 векторов по 24 элемента в каждом ($\overline{\mathrm{Lam}}$ – долгота узла, $\overline{\mathrm{dI}}$ – коррекция наклонения, $\overline{\mathrm{w}}$ – аргумент перигея, $\overline{\mathrm{e}}$ – эксцентриситет, $\overline{\mathrm{dT}}$ – поправка к среднему значению драконического периода обращения, $\overline{\mathrm{dTT}}$ – скорость изменения периода обращения, $\overline{\mathrm{Tw}}$ – время прохождения первого узла).

1.2 Терминал расчета движения орбитальной группировки ГЛОНАСС

Терминал расчета движения орбитальной группировки ГЛОНАСС использует алгоритм, реализованный на основе интерфейсного контрольного документа ГЛОНАСС [3]. В данном алгоритме координаты навигационных спутников (НС) рассчитываются в абсолютной геоцентрической системе координат (СК) (1), не связанной с Землей.

$$\begin{pmatrix} X_{0i} \\ Y_{0i} \\ Z_{0i} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_i(cosu_i * cos\Omega_i - sinu_i * sin\Omega_i * cosi_i) \\ r_i(cosu_i * sin\Omega_i + sinu_i * cos\Omega_i * cosi_i) \\ r_i * sinu_i * sini_i \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где u_i – аргумент широты; Ω_i – долгота восходящего узла; i_i – наклонение орбиты; r_i – радиус-вектор, характеризующий расстояние от НС до фокуса орбиты.

Так как ГЛОНАСС работает в связанной с Землей гринвичской геоцентрической СК ПЗ-90-02, необходимо выполнить координатные преобразования в прямоугольную геоцентрическую СК (2):

$$\begin{pmatrix} X(t_i) \\ Y(t_i) \\ Z(t_i) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_0(t_i)\cos S(t_i) + Y_0(t_i)sinS(t_i) \\ -X_0(t_i)\sin S(t_i) + Y_0(t_i)cosS(t_i) \\ Z_0(t_i) \end{pmatrix}, \quad (2)$$

$$S(t_i) = s + \omega_3(t_i - 3^h), \quad (3)$$

где s – истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания t_i – текущее время; $\omega_з$ – угловая скорость вращения Земли.

Истинное звездное время рассчитывается согласно выражению (4) [4]:

$$S = 6^h 41^m 50{,}54841 + 8640184.812866 * T + 0.093104T^2 - 6.2 * 10^{-6}T^3, \quad (4)$$

где $\mathrm{T} = (\mathrm{JD} - 2451545.0)/36525$ – промежуток времени в юлианских столетиях по 36525 средних солнечных суток, отсчитываемый от стандартной эпохи J2000.0 до рассматриваемого момента; JD – юлианская дата, отсчитываемая по всемирному времени от полудня 1 января 4713 года нашей эры.

Юлианская дата JD рассчитывается по алгоритму, представленному в [5].

На выходе терминала формируется 3 вектора координат $(\bar{X}, \bar{Y}, \bar{Z})$ в гринвичской геоцентрической СК по 24 элемента каждый.

1.3 Терминал формирования траектории объекта

Модель формирования траектории движения ВС представлена системой дифференциальных уравнений (5):

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}B(t) = \frac{V_N}{(R_M+h)} \\ \frac{d}{dt}L(t) = \frac{V_N}{[(R_N+h)cosB]} \end{cases}, \quad (5)$$

где B, L – текущие геодезические широта и долгота; V_N, V_E – северная и восточная составляющие скорости полета ВС; h – абсолютная высота; R_M, R_N – радиусы кривизны географического меридиана и первого вертикала.

1.4 Терминал выбора рабочего созвездия

Терминал выбора рабочего созвездия предназначен для выбора НС, находящихся в зоне видимости потребителя, т. е. выше плоскости горизонта, касательной к поверхности Земли в точке, соответствующей координатам ВС на поверхности Земли.

Координаты точки необходимо перевести из геодезической (B,L,H) в геоцентрическую (X,Y,Z) СК по системе уравнений:

$$\begin{pmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (R_N + H)\cos(B)\cos(L) \\ (R_N + H)\cos(B)\sin(L) \\ (R_N + H - e^2 R_N)\sin(B) \end{pmatrix}, \quad (6)$$

где e – эксцентриситет земного эллипсоида.

Уравнение касательной плоскости к эллипсоиду вращения имеет вид:

$$\frac{X_1\bar{X}}{a^2} + \frac{Y_1\bar{Y}}{a^2} + \frac{Z_1\bar{Z}}{b^2} - 1 = 0, \quad (7)$$

где X_1, Y_1, Z_1 – координаты точки; a – большая полуось; b – малая полуось эллипсоида.

Расстояние ρ от точки $P_o(x_o,y_o,z_o)$, соответствующей координатам НС, до касательной плоскости определяется выражением:

$$\rho = \frac{Ax_0 + By_0 + Cz_0 + D}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}}, \quad (8)$$

где $A = X_1 / a^2$, $B = Y_1 / a^2$, $C = Z_1 / b^2$, $D = -1$.

Если $\rho > 0$, то точка $P_0(x_o,y_o,z_o)$ и начало координат лежат по разные стороны касательной плоскости, т. е. НС находится в зоне видимости ВС.

Для обеспечения уверенного приема радиосигналов от НС, находящихся вблизи плоскости горизонта, вводится следующее условие

$$\rho \geq 5°. \quad (9)$$

Определим угол возвышения НС над касательной плоскостью

$$\sin\beta = \frac{\rho}{R}, \quad (10)$$

где $R = \sqrt{(x_0 - x)^2 + (y_0 - y)^2 + (z_0 - z)^2}$ – расстояние от точки до НС.

Отсюда с учетом (2.2) условие радиовидимости НС определяется как:

$$\beta = arcsin\,\frac{\rho}{R} - 5° \geq 0, \quad (11)$$

или с учетом того, что $\rho << R$, можно записать:

$$\frac{\rho}{R} \geq 5°. \quad (12)$$

Так как терминал оперирует с координатами спутников и точки, а также расстоянием R, то целесообразно произвести расчет элементов матрицы направляющих косинусов H для каждого видимого i-го НС:

$$\overline{\cos(\alpha_i)} = \frac{x_{i,k}-x}{R_i} = a_{i,x}; \overline{\cos(\beta_i)} = \frac{y_{i,k}-y}{R_i} = a_{i,y}; \overline{\cos(\gamma_i)} = \frac{z_{i,k}-z}{R_i} = a_{i,z}, \quad (13)$$

где $x_{i,k}, y_{i,k}, z_{i,k}$ – координаты спутника, x,y,z – координаты точки.

Таким образом, формируется 3 вектора направляющих косинусов $a_{i,x}, a_{i,y}, a_{i,z}$.

1.5 Терминал формирования выходных данных

Терминал формирования выходных данных предназначен для формирования матрицы направляющих косинусов H (14) и расчета ГФ (в пространстве *PDOP*, в горизонтальной плоскости *HDOP*, в вертикальной плоскости *VDOP*), а также проводить статистическую обработку результатов (математическое ожидание и среднеквадратическая погрешность):

$$H = \begin{pmatrix} a_{1,x} & a_{1,y} & a_{1,z} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{i,x} & a_{i,y} & a_{i,z} & 1 \end{pmatrix}. \quad (14)$$

ГФ определяется выражением [1] (*):

$$GDOP = \sqrt{tr\left[\left(H^T H\right)^{-1}\right]}, \quad (15)$$

где *tr{*}* – след матрицы.

Выражение для ГФ (GDOP) зависит от компонентов матрицы (16):

$$(H^T\ H)^{-1} = \begin{pmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{pmatrix}. \quad (16)$$

Поэтому для нахождения всех DOP необходимо взять след матрицы:

$$GDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33} + D_{44}}, \quad (17)$$

$$PDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33}}, \quad (18)$$

$$HDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22}}, \quad (19)$$

$$VDOP = \sqrt{D_{33}}. \quad (20)$$

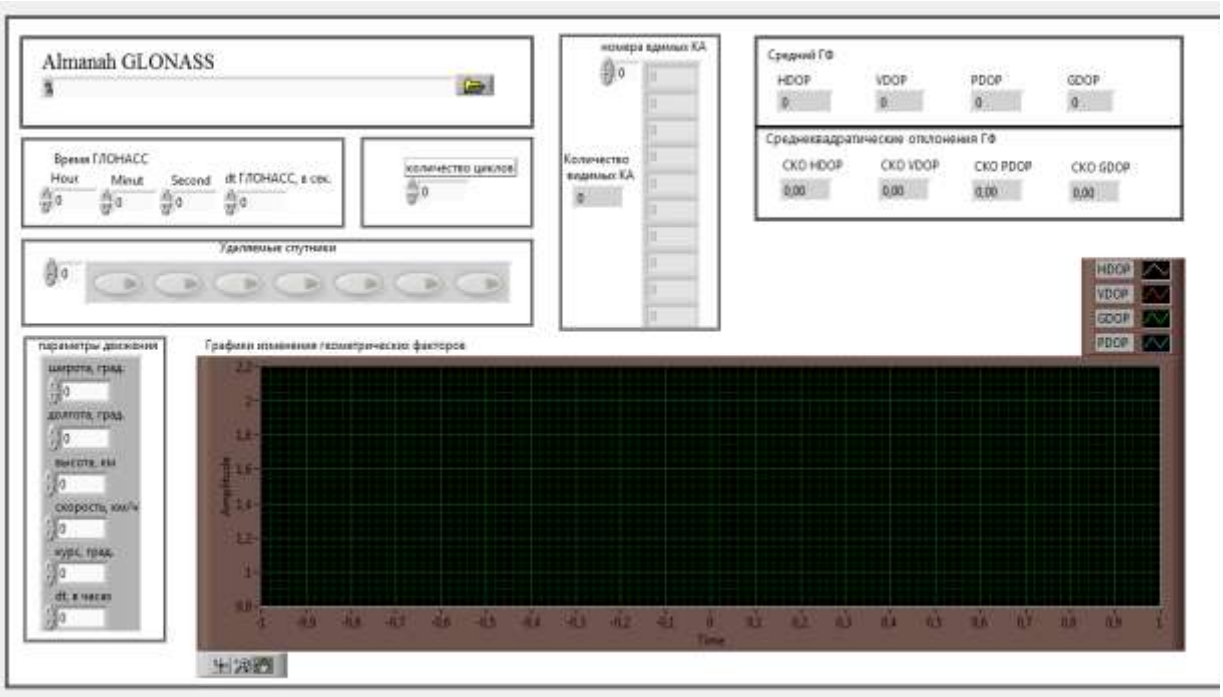


Рисунок 2 – Панель управления

2 ЛИЦЕВАЯ ПАНЕЛЬ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА

Панель управления и отображения информации представлена на рис. 2.

Путь к нужному файлу с альманахом указывается с помощью окна Almanah GLONASS. Элемент управления «Время ГЛОНАСС» позволяет устанавливать начальное время СНС ГЛОНАСС с определённым шагом dt. Начальные параметры движения точки (широта, долгота, высота, курс, скорость, шаг dt) устанавливаются с помощью панели «Параметры движения». Кнопки «Удаляемые спутники» необходимы для исключения спутников из рабочего созвездия.

Программный комплекс отображает графики изменения геометрического фактора, количество и номера наблюдаемых НС, средние значения и СКО ГФ.

Результаты адекватности работы программного комплекса были оценены путем сопоставления с данными натурных и полунатурных экспериментов [1].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, реализован комплекс моделирования орбитальной группировки ГЛОНАСС, предназначенный для исследования условий навигационного сеанса. Результаты исследования адекватности работы комплекса показали полное соответствие с натурным экспериментом.

Комплекс позволяет исследовать условия навигационного сеанса в любой точке Земли и околоземного пространства и в любое время. Архитектура данной программы является гибкой и может использоваться для построения более сложных комплексов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Скрыпник О. Н. Методика построения и анализ полей точности ГЛОНАСС в заданной зоне воздушного пространства / О. Н. Скрыпник, Р. О. Арефьев, Н. Г. Астраханцева // Научный Вестник МГТУ ГА, 2015. –№ 221. – С. 43–49.
2. Информационно-аналитического центр координатно-временного и навигационного обеспечения ФГУП ЦНИИмаш [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://glonass-iac.ru/ (дата обращения 01.03.2016).
3. ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ (ред.5.1). – М: РНИИКП, 2008.
4. Даффет-Смит П. Практическая астрономия с калькулятором. – М.: Мир, 1982. – 20 с.
5. Крылов В. И. Космическая геодезия / Крылов В. И. – М.: МИИГАиК, 2002. – 11с.

ВЛИЯНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ АКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ПРИБОРОВ И ИНТЕГРАЛЬНЫХ МИКРОСХЕМ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ (РАДИОЛОКАЦИОННЫХ, РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ, РАДИОСВЯЗНЫХ СИСТЕМ)

Глушко В. В.
spi1@tut.by

Белорусская государственная академия авиации
(г. Минск, Республика Беларусь)

Как известно, бортовое оборудование воздушных судов, входящее в состав радиолокационных, радионавигационных и радиосвязных систем, подвержено различным вибрациям и механическим воздействиям. Так как в элементную базу этого оборудования входят ПП и ИМС, то имеет место рассмотрение влияния механических деформаций на их характеристики.

Исследованию процессов, происходящих в полупроводниковых материалах ПП и ИМС при наличии механических деформаций, посвящено много работ. Подробный анализ результатов исследований этих работ дан в работе [1]. Авторы исследовали деформационные эффекты в p-n-переходах мощных вентилей [2], стабилитронов [3], кремниевых и германиевых диодов [4], туннельных диодов [5], при критических нагрузках [6], в условиях всестороннего сжатия/диодов Шоттки [7], при локальном давлении в области эмиттерного перехода транзисторов [8]. Также в работе [4] исследовалось изменение емкости p-n-перехода при одноосной нагрузке. Отмечается явление увеличения емкости p-n-перехода за счет уменьшения контактной разности потенциалов.

На основании анализа [1] результатов исследований вышеперечисленных работ можно сделать следующие выводы:

1) электрические характеристики ПП и ИМС весьма чувствительны к механическим деформациям, особенно к совместному влиянию механических и тепловых воздействий. Эти воздействия приводят к смещению ВАХ, изменению пробивного напряжения и обратного тока стабилитронов, влияют на прямой и непрямой туннельный эффект, избыточный и экстремальный токи в туннельных диодах.

Даже локальное одноосное давление вызывает изменение прямого и обратного токов, напряжения пробоя, барьерной емкости и фотоемкости в диодах с p-n-переходом, максимального тока и тока провала, напряжения провала в туннельных диодах может привести к обращению туннельного диода и исчезновению туннельного эффекта. Большой чувствительностью к механическим деформациям обладают диоды Шоттки. Локальные давления в транзисторах, особенно в области эмиттерного перехода, вызывают большие изменения коэффициента усиления по току, сопротивления базы, ВАХ;

2) характер и пределы изменения электрических характеристик ПП и ИМС зависят как от величин воздействующих нагрузок, так и от вида полупроводникового материала и технологических особенностей их исполнения.

При неоднородных деформациях, создаваемых локальным давлением, в германиевых и кремниевых p-n-переходах наблюдалось, как правило, возрастание прямого и обратного токов, уменьшение напряжения пробоя, увеличение емкости p-n-перехода, а при деформации переходов из G_aA_s и G_aS_b – уменьшение токов. У туннельных диодов по-разному изменяются под воздействием давления области туннельного и избыточного токов;

3) в случае локального давления существует некоторая критическая величина силы, при действии которой создаваемые механические напряжения близки к пределу упругости материала полупроводника,

которые вызывают необратимые изменения электрических характеристик ПП и ИМС;

4) в качестве возможного физического истолкования наблюдаемых явлений авторы отмечают: изменение ширины запрещенной зоны полупроводника при механических деформациях, изменение подвижности носителей и сечений захвата, изменение валентной зоны в структуре полупроводника, движение дислокаций в местах, где концентрируются механические напряжения, увеличение концентрации ионизированных и фотоактивных центров, образование в запрещенной зоне новых дефектных уровней, перераспределение предварительного напряжения в решетке полупроводника, дополнительную рекомбинацию носителей вследствие резкого уменьшения времени жизни и т. д.

Большинство авторов считает, что изменение ширины запрещенной зоны под действием механического давления является основной причиной токовой чувствительности полупроводниковых приборов. Однако при малых деформациях определяющая роль принадлежит изменению эффективных масс и времени жизни носителей;

5) теоретическое исследование явлений, наблюдаемых при механических деформациях полупроводниковых структур наиболее полно приведено в работах [5−8]. Однако полученные результаты не доведены до инженерного уровня, что не позволяет непосредственно определить реакцию ПП и ИМС на механические воздействия.

Отсутствуют недопустимые значения изменений электрических параметров и предельные значения влияющих факторов, превышение которых приводит к отказу ПП и ИМС, что не позволяет производить оценку надежности этих изделий.

Не выяснена роль электрических режимов и особенностей конструкций, влияющих на чувствительность ПП и ИМС к механическим воздействиям. Не установлено, как изменяются электрические характеристики ПП и ИМС при совместном влиянии многофактроных (хотя бы доминирующих) воздействий. Поэтому возникает ряд новых задач, относящихся к разработке метода определения изменений электрических характеристик (например, изменений токов через p-n-переходы, выходных токов и напряжений) и конструктивных параметров (например, механических напряжений в выводах и подложках, массы и габаритов) ПП и ИМС в зависимости от предельных значений многофакторных воздействий или разработке метода определения конструктивных (массо-габаритных) параметров этих изделий по заданным допустимым изменениям электрических характеристик и предельным значениям многофакторных воздействий.

Решение второй задачи имеет большое практическое значение, т. к. позволяет обосновано выбрать ПП и ИМС для проектируемой РЭС

при заданных условиях эксплуатации аппаратуры на объекте, а также разработать методы моделирования и минимизации реакций ПП и ИМС при влиянии воздействующих факторов и определить диапазоны изменения параметров воздействий, в которых реакции этих изделий определяются их электрическими режимами или конструктивно-технологическими характеристиками.

ЛИТЕРАТУРА

1. Троян Ф. Д., Давыдов Г. В. Исследование реакции полупроводниковых приборов и интегральных микросхем на вибрационные и акустические воздействия. Отчет по НИР, Минск, МРТИ, 1977.
2. Троян Ф. Д., Ромахин Б. Я. К расчету динамических характеристик систем, работающих по принципу сравнения фаз. Известия высших учебных заведений, «Энергетика», № 9, 1996.
3. Дорошенко Л. Г., Концевой Ю. А., Перельман Б. Я. Влияние давления на полупроводниковый стабилитрон. «Электронная техника», 1971.
4. Лебедев А. А., Мамадалимов А. А., Таиров М. И. Влияние одноосного давления на емкость диодов из кремния и германия. ФТП, № 7, 1976.
5. LongA.E. HulmenK.F. Влияние одностороннего давления на межзонный туннельный эффект в германии. «ApplPhys», 1985.
6. Елинсон М. Н., Покалякин В. И. О чувствительности тока Шоттки-диодов к давлению. «Радиотехника и электроника», № 1, 1970 г.
7. Полякова. А. Л. Деформация полупроводников и полупроводниковых приборов. Москва: «Энергия», 1979.
8. Махмуд, Калабрезе, Тюдор. Влияние механических напряжений на параметры транзисторов. «ТНИЭР», № 8, 1971.

МЕТОД РАСЧЕТА ЗОН ДЕЙСТВИЯ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ СВЯЗИ ОВЧ ДИАПАЗОНА С ПРИМЕНЕНИЕМ ЦИФРОВЫХ МОДЕЛЕЙ РЕЛЬЕФА

Рубцов Е. А.
rubtsov.spb.guga@rambler.ru

Санкт-Петербургский университет гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)

В настоящее время зоны действия радиотехнических средств связи ОВЧ диапазона оцениваются по упрощенным методикам без учета влияния рельефа. В статье рассматривается метод, учитывающий углы закрытия. Углы закрытия находятся с применением цифровой модели рельефа SRTM. Метод обладает достаточно высокой точностью, его также можно применять для оценки позиций проектируемых радиотехнических средств связи, навигации и наблюдения.

ВВЕДЕНИЕ

Радиотехнические средства (РТС) связи ОВЧ диапазона являются основным средством взаимодействия диспетчера и экипажа ВС, поэтому к их эксплуатационным характеристикам предъявляются повышенные требования. Одной из важнейших характеристик радиотехнических средств является зона действия (ЗД), под которой понимают область пространства, в пределах которой обеспечивается получение требуемой информации, установление и поддержание устойчивого радиообмена.

На предприятиях ГА размер зон действия РТС определяют расчетным методом, с последующей корректировкой по результатам облетов. Данный подход имеет ряд недостатков. Так, расчет ЗД выполняется с использованием упрощенных методов, что сказывается на точности и достоверности результатов. Для экономии средств, время облета, количество эшелонов и направлений пролета РТС сводится к минимуму, что приводит к довольно большим погрешностям для направлений и высот, отличающихся от облетных.

Концепция зональной навигации требует определения дальности действия РТС для всех направлений и для всех высот. Решать проблему за счет расширения программы облетов нецелесообразно по экономическим соображениям: необходимо внедрять в производство новые методы.

1 СУЩЕСТВУЮЩИЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ЗОН ДЕЙСТВИЯ

Самым простым методом расчета зон действия является метод определения прямой радиовидимости [1]:

$$D = 4.12 \cdot (\sqrt{h_{BC}} + \sqrt{h_{ант}}), \qquad (1)$$

где h_{BC}, $h_{ант}$ – высоты воздушного судна и антенны наземного средства.

Результат расчета дает довольно большую погрешность из-за того, что в методе не учитывается влияние рельефа и нелинейность параметров атмосферы. Несмотря на это, метод широко применяется для примерной оценки степени перекрытия контролируемого района полями РТС.

Для учета влияния рельефа применяются методы расчета зон действия, учитывающие углы закрытия [1]:

$$D_З = -\frac{16900 \cdot tg\beta_З}{2} + \sqrt{\left(\frac{16900 \cdot tg\beta_З}{2}\right)^2 + 16.9 \cdot (h_{BC} + h_{ант})}, \qquad (2)$$

$$D_З = 2 \cdot \sqrt{16{,}9 \cdot (H_{ЭШ} + h_{ант})} - \\ -\frac{16900 \cdot tg\beta_З}{2} + \sqrt{\left(\frac{16900 \cdot tg\beta_З}{2}\right)^2 + 16{,}9 \cdot (h_{BC} + h_{ант})}, \qquad (3)$$

где $D_з$ – дальность действия средства с учетом угла закрытия; $\beta_з$ – угол закрытия.

Выражение (2) применяется в том случае, если угол закрытия больше нуля, выражение (3) – если меньше нуля (характерно для высокоподнятых антенн). Данный метод обладает достаточной высокой точностью и позволяет учесть рельеф местности, что важно для горных районов страны.

Остановимся подробнее на способах определения углов закрытия. Они измеряются методами геодезической съемки представителями специальных организаций (например, ОАО «Ленаэропроект»), либо обслуживающим персоналом объекта с помощью теодолита. Результаты измерений оформляются в виде графиков и таблиц.

Для ряда объектов (радиолокаторы, маяки VOR/DME) такие графики входят в состав формуляра, и расчет дальности действия средства не представляет трудностей. Если графика углов закрытий нет (как, например, для антенн ОВЧ радиосвязи, а также антенн наземных станций АЗН) и непосредственно измерить углы нельзя, то подобный график необходимо подготовить.

2 ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ ЗАКРЫТИЯ ПО ЦИФРОВЫМ МОДЕЛЯМ РЕЛЬЕФА

Для того чтобы определить угловую величину закрытия, пользуются профилями местности, снятыми для различных азимутальных углов. Съемка углов закрытия с помощью теодолита – трудоемкий и затратный процесс, поэтому актуальной является задача альтернативных способов съемки. Проблему можно решить путем съемки профилей местности с использованием цифровых моделей рельефа.

В настоящее время в свободном доступе находятся данные моделей: GTOPO, SRTM, ASTER GDEM [2, 3, 4].

База GTOPO содержит данные с разрешением в 30 арксекунд (примерно 1 км); разработчик – United States Geological Survey (USGS). Файлы распространяются в формате USGS DEM.

База SRTM (Shuttle Radar Topography Mission) содержит данные о рельефе для 80% поверхности планеты: от 60° северной широты до 56° южной широты, горизонтальное разрешение – 3 арксекунды. Данные предоставляются в виде файлов формата HGT. Каждый файл содержит информации о рельефе в пределах одного градуса и представляется собой матрицу размером 1201x1201.

Эти две базы используются в различных ГИС, например Google Earth. В данной программе имеется модуль расчета высоты для выбранного маршрута, иными словами, она позволяет получить профиль рельефа. Имея набор профилей, снятых для различных углов азимута, можно построить график углов закрытия.

Последняя база – ASTER GDEM – предлагает данные о рельефе в формате DEM, с горизонтальным разрешением в одну арксекунду. Как и в случае с SRTM, каждый файл – матрица, имеющая размер 3601x3601 элементов. Эти данные, в отличие от SRTM, не проходили обработку, а потому содержат большое количество шума. На рис. 1 и рис. 2 можно сравнить профиль, снятый с помощью SRTM и профиль, снятый с помощью ASTER GDEM. Применение ASTER GDEM в настоящем виде затруднено.

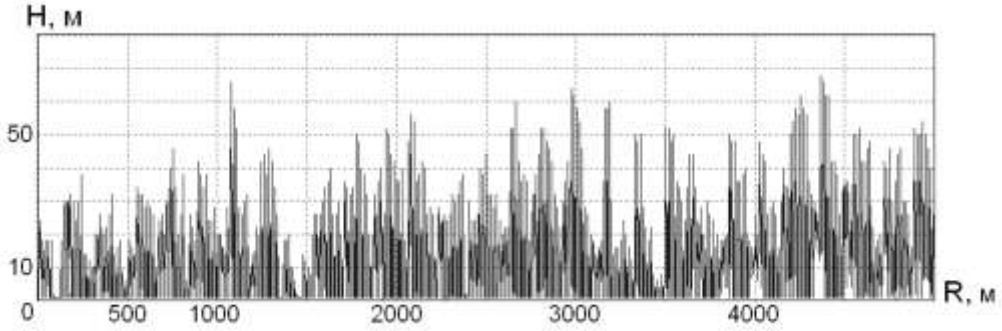


Рисунок 1 – Профиль местности, снятый с использованием ASTER GDEM

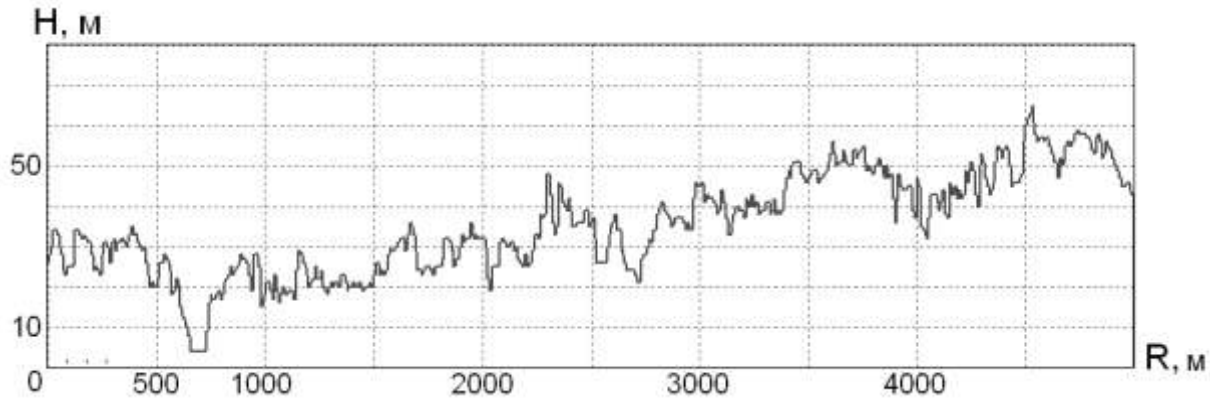


Рисунок 2 – Профиль местности, снятый с использованием SRTM

Согласно методике, описанной в Программах и методиках наземных и летных проверок радиолокационных средств УВД, профили местности необходимо снимать с шагом 30° для равнин и 5° для холмистых районов. Применение цифровых моделей рельефа позволяет автоматизировать процесс и снимать профили с шагом в 1°.

Для этих целей на кафедре была разработана программа, позволяющая получать профили местности и рассчитывать углы закрытия для заданной позиции и высоте антенны.

В программе профили местности строятся в виде лучей, расходящихся от антенны на удаление до 50 км. Съемка профиля представляет собой решение прямой геодезической задачи, когда по заданному азимуту и удалению от заданной точки необходимо определить координаты второй точки [5]. Координаты определяются косвенным методом:

$$\begin{cases} B_2 - B_1 = \int\limits_0^S \frac{V^3}{C} \cos A dS \\ L_2 - L_1 = \int\limits_0^S \frac{V}{C} \sec B \sin A dS \\ A_2 - A_1 \pm 180° = \int\limits_0^S \frac{V}{C} \sin B \sec B \sin A dS \end{cases}, \qquad (4)$$

где B_1, B_2 – широта первой и второй точек; L_1, L_2 – долгота первой и второй точек; A_1, A_2 – прямой и обратный азимут; V – вторая функция геодезической широты; C – радиус кривизны меридиана эллипсоида в полюсах.

$$\begin{cases} B_2 = B_1 + \frac{1}{6}(\Delta B_1 + 4\Delta B_3 + \Delta B_4) \\ L_2 = L_1 + \frac{1}{6}(\Delta L_1 + 4\Delta L_3 + \Delta L_4)\,, \\ A_2 = A_1 + \frac{1}{6}(\Delta A_1 + 4\Delta A_3 + \Delta A_4) \end{cases} \qquad (5)$$

где

$$\begin{cases} \Delta B_i = S_0 V_i^3 \cos\alpha_i \\ \Delta L_i = S_0 V_i \ \frac{\sin\alpha_i}{\cos\varphi_i}, \\ \Delta A_i = \Delta L_i \sin\varphi_i \end{cases} \qquad (6)$$

$V_i = (1+0.6\gamma_i)/(1+0.2\gamma_i)$; $\gamma_i = \beta cos^2\phi_i$; $S_0 = 0.0322304 \cdot S$; $\beta = 1.25e^2$; $i = 1\ldots6$ – номер шага.

Значения α_i и φ_i приведены в табл. 1.

Таблица 1 – Коэффициенты для решения прямой геодезической задачи

i	α	φ
1	A_1	B_1
2	$A_1 + 0.5\Delta A_1$	$B_1 + 0.5\Delta B_1$
3	$A_1 + 0.25(\Delta A_1 + \Delta A_2)$	$B_1 + 0.25(\Delta B_1 + \Delta B_2)$
4	$A_1 - \Delta A_2 + 2\Delta A_3$	$B_1 - \Delta B_2 + 2\Delta B_3$
5	$A_1 + 1/27(7\Delta A_1 + 10\Delta A_2 + \Delta A_3)$	$B_1 + 1/27(7\Delta B_1 + 10\Delta B_2 + \Delta B_3)$
6	$A_1 + 1/625(28\Delta A_1 - 125\Delta A_2 + 546\Delta A_3 + 54\Delta A_4 - 378\Delta A_5)$	$B_1 + 1/625(28\Delta B_1 - 125\Delta B_2 + 546\Delta B_3 + 54\Delta B_4 - 378\Delta B_5)$

Для решения геодезических задач применяется метод Рунге-Кутта четвертого порядка точности. Для инженерных расчетов можно использовать менее точные методы, однако, как показал эксперимент, это не оказывает заметного влияния на быстродействие программы.

Построение профиля – наиболее трудоемкая задача. Алгоритм построения выглядит следующим образом:

1) по известным координатам первой точки, заданному азимуту и удалению, определяется координата второй точки, то есть решается прямая геодезическая задача;

2) по координате новой точки, из матрицы рельефа находя ее высоту;

3) найденная точка принимается за первую и происходит переход в начало алгоритма.

Таким образом, двигаясь от точки к точке, строится профиль высот. Шаг по горизонтали фиксированный и составляет 50 м. После достижения предельного расстояния (50 км), происходит переход к следующему

азимуту. После того, как получены профили для всех направлений, идет обработка данных, в результате которой определяются углы закрытия для антенны данной высоты. Расчет выполняется по формуле:

$$\beta_{з_i} = arctg\left(\frac{h_{rel_i} - \frac{R^2}{16.9} - h_{ант}}{R}\right), \qquad (7)$$

где $\beta_{з_i}$ – угол закрытия для данной точки профиля; h_{rel_i} – высота точки профиля; $h_{ант}$ – высота антенны; R – удаление точки профиля от антенны.

Величина закрытия определяется для каждой точки профиля, а затем выбирается наибольшая величина, которая будет соответствовать углу закрытия на данном азимуте. Результаты расчетов записываются в массив, в результате обработки которого получаем угол закрытия для каждого угла азимута.

Для проверки точности расчетов использовался контрольный пример. Результат моделирования сравнивали с теодолитной съемкой антенны радиолокатора 1Л118 аэропорта Кеми (рис. 3). Видно, что рассчитанные углы закрытия имеют небольшую погрешность, а также отражают морфологию рельефа.

На рис. 3 присутствуют большие закрытия прямоугольной формы.

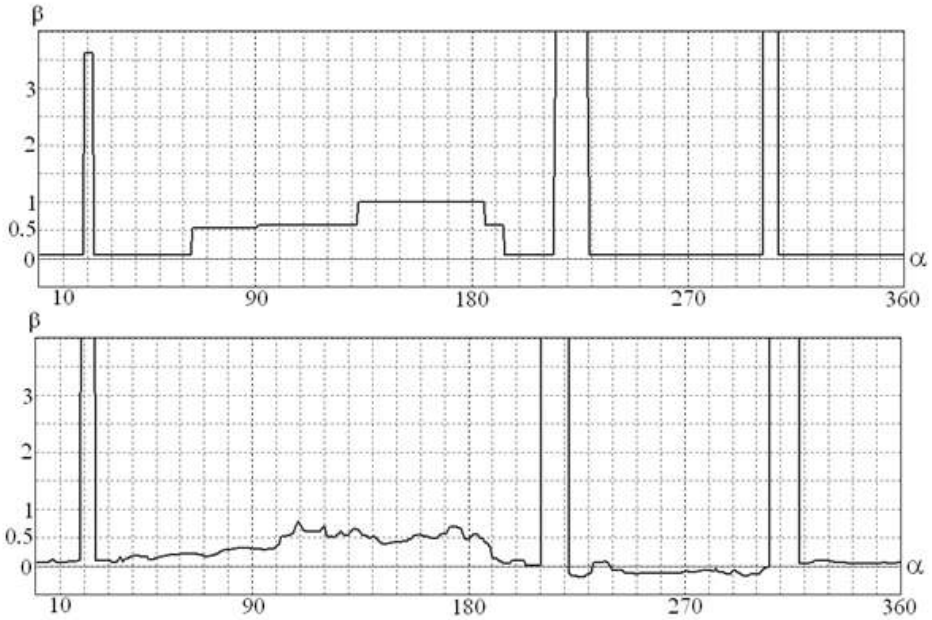


Рисунок 3 – Графики углов закрытия ОРЛ-Т, полученные теодолитной съемкой (вверху) и с применением цифровой модели рельефа (внизу)

Они вызваны близкорасположенными опорами вторичных радиолокаторов. Для того чтобы учесть эти закрытия, необходимо проанализировать территорию, окружающую антенну и собрать данные о близких объектах для решения обратной геодезической задачи: по координатам двух точек находится расстояние между ними и азимут одной точки относительно другой. При решении обратной геометрической задачи целесообразно применять упрощенный метод Винсенти [6].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Внедрение зональной навигации требует применения более точных расчетных методов, способных определить границы зоны действия по всем направлениям, для всех высот полета. Разработанное программное обеспечение позволяет рассчитать углы, а также получить профили местности для каждого угла азимута с помощью цифровой модели рельефа SRTM. Для связных антенн – это единственный вариант учета влияния рельефа.

Рассмотренный метод можно применять для оценки позиций проектируемых радиотехнических средств связи, навигации и наблюдения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Соболев Е. В. Расчет дальности радиовидимости с учетом влияния рельефа и атмосферы / Е. В. Соболев, Н. В. Книжниченко, Е. А. Рубцов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2012. – № 1(3). – С. 44–54.
2. Global 30 Arc-Second Elevation [электронный ресурс] – URL: https://lta.cr.usgs.gov/GTOPO30 (дата обращения 09.03.2016 г.)
3. Shuttle Radar Topography Mission (SRTM) [электронный ресурс] – URL: http://www2.jpl.nasa.gov/srtm (дата обращения 09.03.2016 г.)
4. ASTER GDEM [электронный ресурс] – URL: http://gdem.ersdac.jspacesystems.or.jp (дата обращения 09.03.2016 г.)
5. Практикум по высшей геодезии (вычислительные работы) / Н. В. Яковлев, Н. А. Беспалов, В. П. Глумов и др.: учебное пособие для вузов. М., Недра, 1982. – 368 с.
6. Vincenty T. Direct and inverse solutions of geodesics on the ellipsoid with application of nested equation / T. Vincenty // Survey Rreview. – 1975. – №176. – p. 88–90.

КОРРЕКЦИЯ ОГИБАЮЩЕЙ ЗОНДИРУЮЩЕГО ИМПУЛЬСА БОРТОВОЙ ОБЗОРНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ ДАЛЬНЕГО МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Красковский В. А.[1], Богданов Р. Е.[2]
[1]*vadim_kraskovskii@mail.ru*

[1]*Белорусская государственная академия авиации*
(г. Минск, Республика Беларусь)

[2]*Военная академия Республики Беларусь*
(г. Минск, Республика Беларусь)

В настоящее время существенно возрастает объем пассажироперевозок дальнемагистральными самолетами. В целях обеспечения безопасности полетов использование бортовых обзорных радиолокационных станций (РЛС) является крайне необходимым, что, в свою очередь, требует улучшения их точностных характеристик. Одним из направлений решения данной технической задачи является минимизация искажений огибающей зондирующего импульса, причина которой обусловлена переходными процессами в зарядно-разрядных цепях модулятора. Наличие искажений огибающей зондирующего сигнала приводит к возрастанию шумов и снижению энергетики РЛС в целом. Все вышеперечисленное приводит к снижению эксплуатационных характеристик бортовых РЛС. Одним из способов решения технической задачи коррекции огибающей зондирующего импульса является введение цепей коррекции по лнии обратной связи.

1 ЗАДАЮЩИЙ ГЕНЕРАТОР

В настоящее время разработаны различные типы задающих генераторов, работающих на СВЧ частотах, которые можно классифицировать по различным признакам. Основным является тип генераторного прибора: приборы типа О и М на электровакуумных триодах и тетродах, полупроводниковых приборах и т. д., диод Ганна и лавинно-пролетный диод. Каждый из них имеет свои достоинства и недостатки. Поэтому следует серьезно отнестись к вопросу выбора одного из них. Требуется проанализировать: какие основные требования предъявляются к данному задающему генератору и какие параметры требуется получить.

Следует отметить, что использование кварцевых резонаторов на СВЧ частотах невозможно. Это обусловлено уменьшением размеров кварца при увеличении частоты до таких размеров, что его нельзя изготовить.

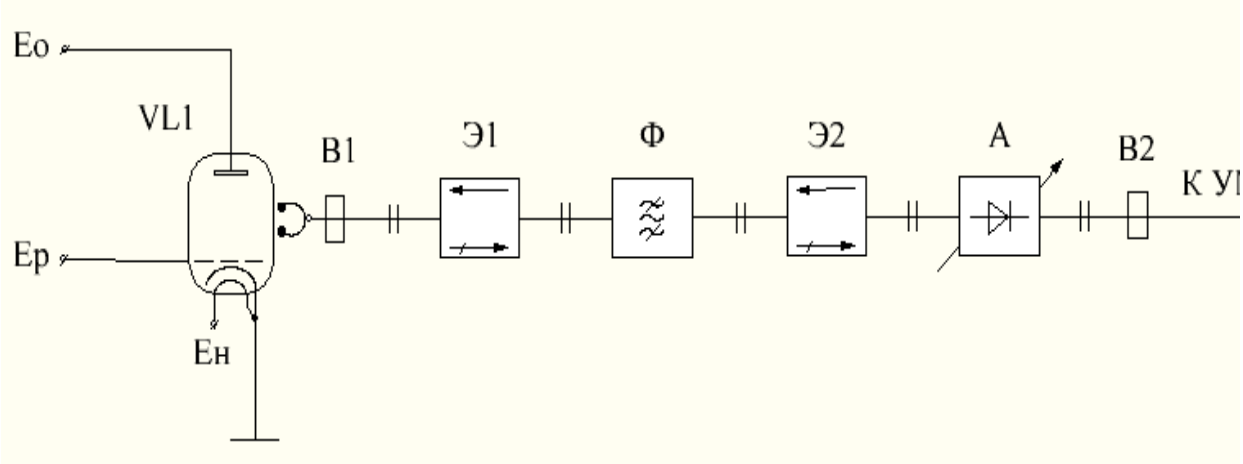


Рисунок 1 – Схема задающего генератора

При выборе типа генераторного прибора для задающего генератора передающего канала обзорной радиолокационной станции основными требованиями являются высокая стабильность частоты и низкий уровень шумов, а также важным будет простота и надежность конструкции.

Проведя анализ достоинств и недостатков всех основных типов генераторных приборов и, сравнив их с основными требованиями к нашему задающему генератору, был выбран отражательный клистрон [1].

Полностью схема задающего генератора показана на рис. 1.

В данной схеме:

VL1 – отражательный клистрон типа К-314;

В1 и В2 – волноводы типа ЦМТУ-4843-57;

Э1 и Э2 – вентили типа ФПВН2-382Н0;

Ф – полосно-пропускающий фильтр типа MFPW-095105-01;

А – аттенюатор типа 2.260.241-04.

Для передачи сигнала от задающего генератора до следующего каскада используем волновод, основным достоинством которого является малость потерь на СВЧ.

Для обеспечения беспрепятственного прохождения волны в прямом направлении и почти полного её отсутствия в обратном, используем вентиль.

Для плавной регулировки мощности задающего генератора применим аттенюатор.

Для пропускания сигнала задающего генератора и подавления нежелательных помех и шумов используем полосно-пропускающий фильтр.

2 ИМПУЛЬСНЫЙ МОДУЛЯТОР

Так как целью было: получение высокостабильного зондирующего импульса с малыми искажениями огибающей импульса, то была выбрана схема импульсного модулятора с частичным разрядом емкостного накопителя (рис. 2). В данной схеме накопитель разряжается не полностью, так как время разряда обусловлено длительностью управляющего импульса. Это позволяет избежать больших спадов вершины импульса. В качестве выходного усилителя СВЧ был выбран пролетный клистрон, так как он отличается большим КПД, высокой стабильностью частоты. После произведенных расчетов [2, с. 44–52] был выбран клистрон типа КУ-217А (VL3).

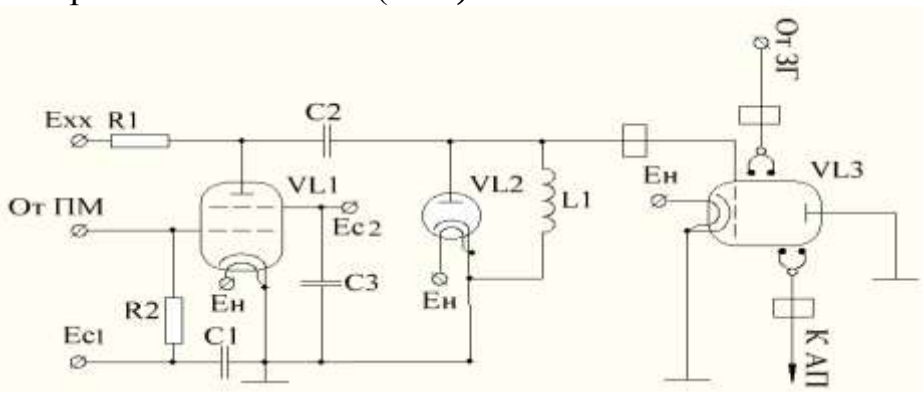


Рисунок 2 – Схема принципиальная электрическая импульсного модулятора с частичным разрядом емкостного накопителя

В данной схеме:

R1 – зарядное сопротивление; R2 – сопротивление в цепи питания сетки; C2 – накопительный конденсатор; C1 и C3 – блокировочные конденсаторы; L1 – шунтирующая индуктивность; VL1 – вакуумная лампа типа ГМИ; VL2 – вакуумный диод, шунтирующий; VL3 – пролетный клистрон.

3 ЦЕПЬ КОРРЕКЦИИ ОГИБАЮЩЕЙ ЗОНДИРУЮЩЕГО ИМПУЛЬСА

Проектируемая цепь коррекции предназначена для устранения искажения огибающей зондирующего импульса. Выбранная мною цепь коррекции (рис. 3) состоит из детектора Д, выделяющего величину спада вершины импульса, и pin-аттенюатора А1, который обеспечивает настройку выходного усилителя СВЧ на оптимальную мощность и обеспечивает коррекцию огибающей зондирующего импульса.

Для развязки сигнала, после выходного усилителя СВЧ, ставим Y циркулятор 204ХСД.

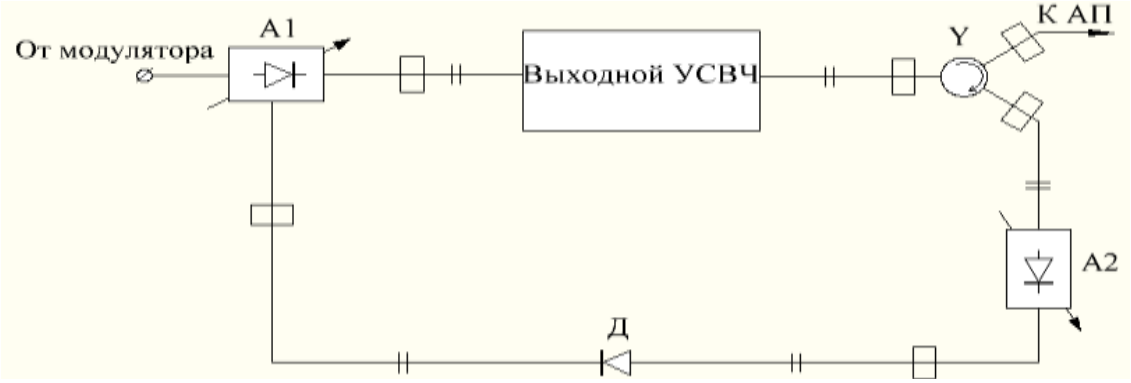


Рисунок 3 – Цепь коррекции огибающей зондирующего импульса

Цепь коррекции работает следующим образом. В качестве детектора выступает СВЧ диод с барьером Шоттки – AA129Б. Он детектирует величину спада вершины огибающей импульса. На выходе детектора формируется сигнал в виде постоянного тока, величина которого пропорциональна величине спада вершины огибающей зондирующего импульса. Этот постоянный ток является, в свою очередь, управляющим сигналом для pin-аттенюатора A1, в качестве которого выбран HSMS - 481B. Сопротивление Pin-аттенюатора уменьшается с увеличением управляющего тока. Выбрав рабочую точу pin-аттенюатора A1, обеспечивается настройка на оптимальную мощность пролетного клистрона и коррекция огибающей зондирующего импульса. В итоге, на выходе выходного усилителя СВЧ, формируется импульс со следующими параметрами:

– длительность импульса: $\tau = 2$ (мкс);
– относительный спад вершины: $\delta_р = 0{,}027$;
– длительность переднего фронта: $\tau_{фп} = 0{,}022$ (мкс);
– длительность заднего фронта: $\tau_{фз} = 0{,}4$ (мкс).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, полученный передающий канал обеспечивает формирование высокостабильных импульсов и устраняет искажение огибающей импульса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Суходолец Л. Г. Мощные вакуумные СВЧ-приборы: учебное пособие для изучения ЭВП СВЧ / Л. Г. Суходолец. – М.: Издательство ИКАР, 2014. – 272с.
2. Верещагин Е. М. Модуляция в генераторах сверхвысоких частот / Е. М. Верещагин. – М.: Сов. Радио, 1972. – 304 с.

ПРОЦЕДУРНЫЙ ТРЕНАЖЕР САМОЛЕТА А-320, ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДОКУМЕНТОВ AWM И ASM В ПРОЦЕССЕ ПОИСКА И УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ НА БОРТУ САМОЛЕТА А-320

Туринцев С. В.,[1] Воробьев С. А.,[2] Федоров А. В.[3]
[1]basek@rambler.ru, [2]vorobevSA@vs.gkovd.ru, [3]fedorovndr@rambler.ru

[1]Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

[2] Восточно-Сибирский объединенный центр ОрВД филиала
«АЭРОНАВИГАЦИЯ ВОСТОЧНОЙ СИБИРИ»
(г. Иркутск)

[3]Санкт-Петербургский государственный университет
гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)

Опыт работы с процедурным тренажером самолета А-320 показал, что имеются определенные отличия в схемотехнических обозначениях, используемых в различных видах электрических схем, отечественных и импортных самолетов.

На сегодняшний день использование авиационных тренажеров в учебном процессе является неизбежным в результате того, что с развалом Советского Союза парк воздушных судов в технических учебных заведениях гражданской авиации перестал обновляться. Процедурный тренажер современного самолета дает достаточно полное представление об имеющемся на его борту оборудовании, а так же об особенностях и принципах его обслуживания.

Процедурный тренажер самолета А-320 в учебный процесс Иркутского филиала МГТУ ГА был введен в марте 2014 г. Актуальность использования его в учебном процессе раскрывает содержание табл. 1. Данные таблицы взяты из реестра сертификатов эксплуатантов [1]. На февраль 2016 г. в 10 авиакомпаниях РФ эксплуатировалось 206 воздушных судов, входящих в семейство самолета А-320.

Одним из важных вопросов, отрабатываемых на процедурном тренажере в процессе обучения студентов Иркутского филиала − это осуществление поиска и устранения неисправностей бортового оборудования.

При получении навыков поиска и устранения неисправностей на борту воздушного судна А-320, что в реальной жизни, что с использованием процедурного тренажера, обучаемый сталкивается

с необходимостью работать с документами ASM (Aircraft Schematic Manual) и AWM (Aircraft Wiring Manual). Данные документы входят в состав пакета электронной документации ADocN@vigator**.** Документ ASM представляет собой набор электрических структурных (функциональных) схем бортового оборудования, документ AWM представляет собой набор схем электрических соединений бортового оборудования. Умение правильно читать схемы данных документов позволяет быстро найти неисправности, возникающие в электрических соединениях бортовой электропроводки.

Таблица 1 – Распределение самолетов типа А-320 по авиакомпаниям РФ

№	Наименование	Аэропорты базирования	Типы, количество ВС
1	Аврора	Владивосток (Кневичи) Южно-Сахалинск (Хомутово)	A319-111 (8), A319-112 (1)
2	Аэрофлот ПАО	Владивосток (Кневичи) Магадан (Сокол) Москва (Шереметьево) Пермь (Большое Савино) Санкт-Петербург (Пулково) Сочи	A319-111 (3),A320-200 (1), A320-212 (1), A320-214 (61), A321-211 (26)
3	ВИМ-АВИА	Москва (Домодедово)	A319 (3), A319-111 (1)
4	ДОНАВИА	Минеральные Воды Москва (Шереметьево) Ростов-на-Дону	A319-111 (6), A319-112 (3), A319-115 (1)
5	Когалымавиа ООО	Москва (Домодедово)	A321 (1), A321-211 (1), A321-231 (2)
6	Россия Авиакомпания АО	Санкт-Петербург (Пулково)	A319-111 (13), A319-112 (2), A319-114 (1), A320-214 (7)
7	Северный Ветер	Москва (Шереметьево)	A321 (7)
8	Сибирь	Москва (Домодедово) Новосибирск (Толмачево)	A319-111 (1), A319-114(19), A320-214 (19), A321-211 (4)
9	Уральские авиалинии	Москва (Домодедово)	A319 (3), A319-111 (1)
10	Ямал АТК ОАО	Минеральные Воды Москва (Шереметьево) Ростов-на-Дону	A319-111 (6), A319-112 (3), A319-115 (1)

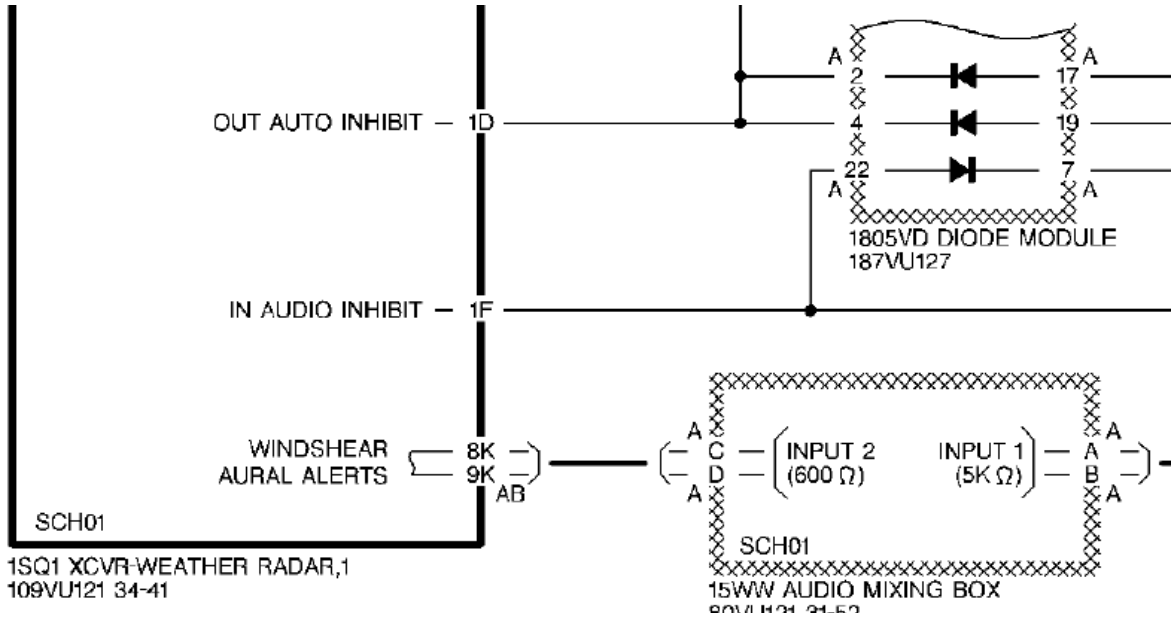


Рисунок 1 – Фрагмент схемы метеолокатора (ASM)

Рассмотрим некоторые особенности чтения схем. На рис. 1 представлен фрагмент схемы из документа ASM. На данном фрагменте показана связь метеонавигационной РЛС с модулем объединения звуковых сигналов. Из этого фрагмента пользователь получает следующую информацию [2]: приемо-передатчик метеонавигационной РЛС (XCVR), расположенный на стойке 109VU, находящейся в зоне 121 (рис. 2), соединяется кабелем с модулем объединения звуковых сигналов, размещенных на стойке 80VU, также расположенной в 121 зоне. Кабель присоединен к контактам 8k и 9k разъема AB метеонавигационной РЛС и к контактам C и D разъема A модуля объединения звуковых сигналов. Описание построения и общий принцип работы этих двух изделий можно найти в документации: для метеонавигационной РЛС – это ATA 34-41, для модуля объединения звуковых сигналов – это ATA 31-52.

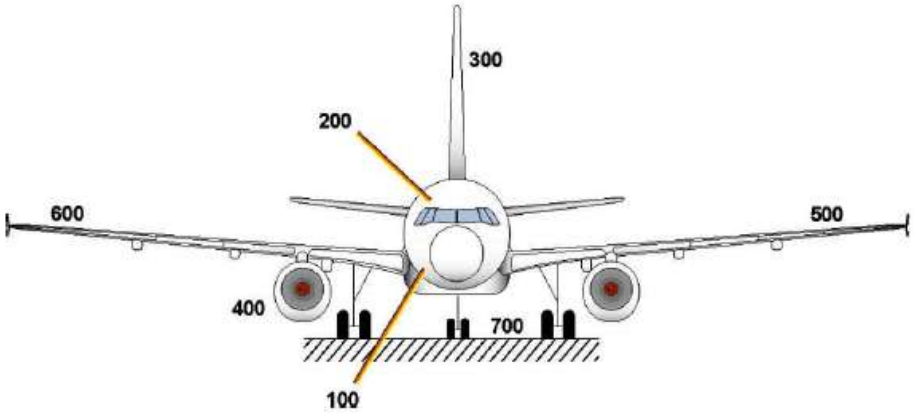


Рисунок 2 – Основные зоны самолета

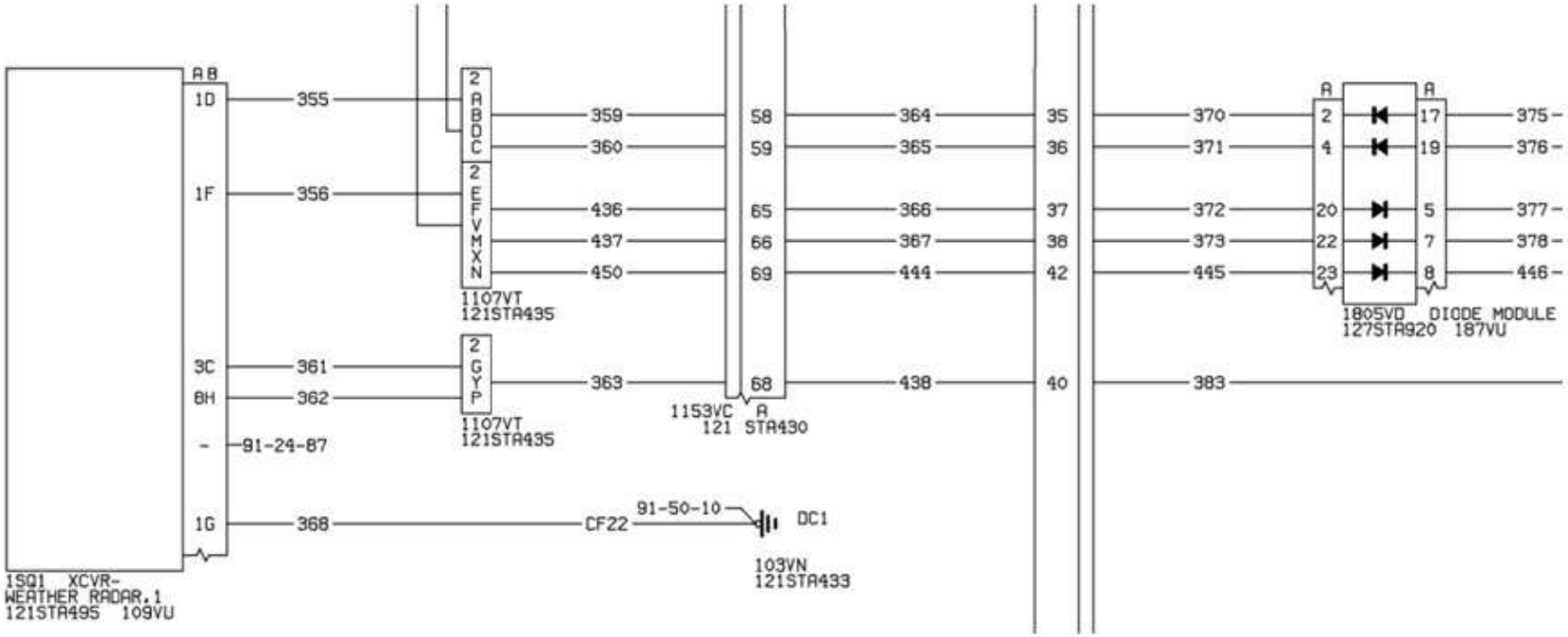


Рисунок 3 – Фрагмент схемы метеолокатора (AWM)

Буквенное обозначение включает две буквы: первая обозначает систему, вторая схему. Например, 1SQ1 (называется FIN – Functional Item Number), где S – Radar navigation (радиолокационная навигация), при добавлении второй буквы SQ – Weather radar system (погодный локатор), цифра 1 перед буквами указывает порядковый номер конструктивно-съемной единицы в изделии SQ (погодном радиолокаторе) в данном случае это приемо-передатчик. Цифра, стоящая после двух букв, указывает на то, что на борту установлено несколько таких идентичных блоков (резерв), в данном случае цифра 1 указывает, что это основной блок.

На рис. 3 изображен фрагмент схемы AWM метеонавигационной РЛСа.

Отличие схем AWM от ASM заключается в том, что AWM содержит дополнительно [3] подробную информацию по типу применяемых проводов (одножильный, многожильный, экранированный и т. д), а также типу и количеству разъемов на каждом жгуте проводов. Из рис. 3 видно, что по сравнению со схемой ASM (рис. 1) между приемопередатчиком и диодным модулем находится еще ряд устройств: VT – терминальный блок (клеммная коробка); VC – бортовые электрические разъемы. Буква после VC является идентификатором типа контактов. Цифры, стоящие на проводах являются порядковым номером провода, буквенно-цифровое обозначение на проводе CF22 обозначает, что CF − это одиночный провод, 22 это марка медного провода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Реестр сертификатов эксплуатантов [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.favt.ru/dejatelnost-aviakompanii-reestr-sertifikatov-jekspluatantov (дата обращения 18.03.2016). – Загл. с экрана.
2. A-319/A-320/A-321 aircraft schematic manual. Chapter 00. Introduction
3. A-319/A-320/A-321 aircraft wiring manual. Chapter 00. Introduction

МОДЕЛЬ ИДЕНТИФИКАЦИИ КОНЕЧНЫХ ПРОСТЫХ ОДНОРОДНЫХ ЦЕПЕЙ МАРКОВА

Шалагин С. В.[1], Нурутдинова А. Р.[2]
[1]sshalagin@mail.ru, [2]alsu124@mail.ru

[1]Казанский национальный исследовательский университет им. А. Н.Туполева (г. Казань)

[2]Набережночелнинский институт Казанский (Приволжский) федеральный университет (г. Набережные челны)

В работе предложена модель идентификации конечных простых однородных цепей Маркова (ЦМ), сгенерированных на основе стохастических матриц класса эргодических (ЭСМ), как модификация модели, предложенной Рабинером Л. В частности, указанных ЦМ, сгенерированных как на основе определенных ЭСМ, так и на основе ЭСМ заданных подклассов. Кроме того, решена задача идентификации конечных простых однородных ЦМ, часть элементов которой скрыта от наблюдения.

ВВЕДЕНИЕ

В системах авиационной радиолокации широкое применение находят различные аналитические модели, такие, как скрытые цепи Маркова (ЦМ) [1]. В данной связи представляют интерес задачи идентификации последовательностей, описываемых конечными простыми однородными ЦМ [2]. Указанный подход, в частности, применим для обработки цифровых последовательностей сигналов, несущих информацию о местоположении летательного аппарата. В том числе, последовательностей, в которых часть элементов скрыта от наблюдения.

В работе предложена модель идентификации конечных простых однородных ЦМ, сгенерированных на основе стохастических матриц класса эргодических (ЭСМ), как модификация модели, предложенной в [1]. В частности, указанных ЦМ, сгенерированных как на основе определенных ЭСМ, так и на основе ЭСМ заданных подклассов. Кроме того, решена задача идентификации конечных простых однородных ЦМ, часть элементов которой скрыта от наблюдения.

1 АВТОМАТНЫЕ МАРКОВСКИЕ МОДЕЛИ

В соответствии с [2], конечные простые однородные ЦМ определены согласно выражению

$$(S, P_{(m)}, \pi_0), \tag{1}$$

где $S = \{s_1, s_2, ..., s_m\}$ – конечное множество ее состояний $; $P_{(m)}$ – стохастическая матрица (СМ) размера $m \times m$, $\pi_0 = \{\pi_i\}$, $i = \overline{1, m}$ – m-мерный стохастический вектор, задающий начальное распределение вероятностей состояний.

Автоматной марковской моделью (АММ) будем называть автономный вероятностный автомат вида [3, 4]:

$$A = (\hat{\mu}, S, \delta(x, s)). \tag{2}$$

Задание АММ в виде (2) эквивалентно заданию конечной простой однородной ЦМ вида (1): S – тот же объект, что и в (1); $\hat{\mu}$ – дискретная случайная величина, принимающая конечное число значений $\mu_1, \mu_2, ..., \mu_l$ на входе A с вероятностями $p_1, p_2, ..., p_l$, $\sum_{i=1}^{l} p_i = 1$, $0 \le p_i \le l$, $\delta(x, s)$ – функция переходов, ставящая в соответствие паре (x, s) однозначно новое состояние $s' \in S$, и для которой множество значений $\{x_i\} = X = \{\mu_i\}$, $i = \overline{1, l}$.

Последовательность состояний АММ вида (2) является простой однородной ЦМ вида (1), определяемой стохастической матрицей P, которая вычисляется по формуле [3]:

$$P = \sum_{k=1}^{l} p_k M(x_k), \tag{3}$$

где коэффициенты $p_1, p_2, ..., p_l$ образуют стохастический вектор $\overline{P}$, $M(x_k)$ – простая матрица, соответствующая букве x_k. Элементы матрицы $M(x_k)$, обозначим их через $\pi_{ij}(x_k)$, $i, j = \overline{1, m}$, определяются из соотношения [5]:

$$\pi_{ij}(x_k) = \begin{cases} 1: & \delta(x_k, s_i) = s_j, \\ 0: & \delta(x_k, s_i) \ne s_j, \quad i, j = \overline{1, m} \end{cases} . \tag{4}$$

2 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАРКОВСКИХ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ

Введем следующие обозначения: $\hat{S}(N)$ – ЦМ длины N вида $\hat{S}(N) = s(1)s(2)..s(N)$; $s(t)$ – состояние АММ вида (2) в момент времени t, $t = \overline{1, N}$. $AMM(P)$ – автоматная марковская модель вида (2), заданная на основе ЭСМ P. Заданный подкласс ЭСМ определен на основании наличия нулевых значений определенных ее элементов [7]. Например, подкласс верхних треугольных матриц предполагает наличие нулевых элементов снизу от главной диагонали, за исключением элемента, находящегося в m-й строке первого столбца [7]. $\hat{S}_k(N)$ – ЦМ длины N, вида, аналогичного $\hat{S}(N)$, для которой существуют k моментов времени, $k < N$, в которые состояния $s(t)$ скрыты от наблюдения.

На основе приведенных обозначений сформулированы теорема и следствие из нее.

Теорема 1. Вычислительная сложность поиска значения $P(\hat{S}_k(N) \mid AMM(P))$, если $s(N)$ не скрыто от наблюдения, составляет $(N-1+k(m-1)) \cdot (m-1)$ операций умножения и сложения; если $s(N)$ скрыто от наблюдения, то вычислительная сложность увеличивается на $(m-1)$ операцию сложения.

Следствие из теоремы 1. Вычислительная сложность поиска значения $P(\hat{S}(N) \mid AMM(P))$ составляет $(N-1) \cdot (m-1)$ операций умножения и сложения, имеет порядок $O(N \cdot m)$.

В работе ставятся и решаются следующие задачи:

<u>Задача 1.</u> Определить значения $P(\hat{S}(N) \mid AMM(P))$ – вероятности того, что $\hat{S}(N)$ сгенерирована на основе $AMM(P)$, где – ЭСМ P принадлежит заданному подклассу и имеет максимальную энтропию, определяемую согласно [6].

<u>Задача 2.</u> Определить значение

$$P(\hat{S}(N) \mid AMM(P_a)) = \max_{l=\overline{1,c}} \left\{ P(\hat{S}(N) \mid AMM(P_l)) \right\} \tag{5}$$

для заданного множества ЭСМ $\{P_1, P_2, \ldots, P_c\}$, т. е. определить $AMM(P_a)$, которая сгенерировала заданную $\hat{S}(N)$ с большей вероятностью.

Задачи 1 и 2 решены как для $\hat{S}(N)$, так и для $\hat{S}_k(N)$.

Вычислительная сложность решения указанных задач определена согласно теореме и следствию из нее.

2.1 Решение задачи 1

Для идентификации последовательности $\hat{S}(N) = s(1)s(2)..s(N)$ введем массивы переменных:

$$\alpha_t(i) = P(s(1)s(2)..s(t), s(t) = s_i \mid AMM(P)),\ t = \overline{1,N},\ i = \overline{1,m}, \qquad (6)$$

которые позволяют определить вероятность того, что АММ(P) к моменту времени t порождает последовательность $\hat{S}(t) = s(1)s(2)..s(t)$ и в момент времени t АММ(P) находится в состоянии s_i.

Находим значения $\alpha_t(i)$, $t = \overline{1,N}$, $i = \overline{1,m}$, методом индукции по алгоритму, созданному на основе модификации алгоритма прямого хода, предложенного в [1] для скрытых ЦМ. Алгоритм включает три этапа.

Этап 1. Инициализация: $\alpha_1(i) = \pi_0(i) \cdot z_i$, $i = \overline{1,m}$, $z_i = \begin{cases} 1: & s(t+1) = s_j \\ 0: & иначе \end{cases}$.

Этап 2. Индукция: $\alpha_{t+1}(j) = \left[\sum_{i=1}^{m} \alpha_t(i) \cdot p_{ij}\right] \cdot z_j$, $t = \overline{1,N-1}$, $j = \overline{1,m}$.

Этап 3. Находим $P(\hat{S}(N) \mid AMM(P)) = \alpha_N(s(N))$.

Рассмотрим решение задачи 1 для идентификации последовательности, k состояний которой скрыто от наблюдения – $\hat{S}_k(N)$. При выполнении этапа 2 вычисления значений $\alpha_{t+1}(i)$, $t = \overline{1,N-1}$, $i = \overline{1,m}$, имеет место выражение:

$$\alpha_{t+1}(j) = \left[\sum_{i=1}^{n} \alpha_t(i) \cdot p_{ij}\right] \cdot z'_j,\ z'_j = \begin{cases} 1: & s(t+1) - \text{скрыто} \\ z_j: & \text{иначе} \end{cases}. \qquad (7)$$

Кроме того, если $s(N)$ скрыто от наблюдения, то вероятность

$$P(\hat{S}_k(N) \mid AMM(P)) = \sum_{i=1}^{m} \alpha_N(i). \qquad (8)$$

Вычислительная сложность получения указанной вероятности – $(m-1)$ операция сложения.

Рассмотрим примеры решения задачи 1.

Пусть задана ЭСМ P размерности $m = 3$. P имеет максимальную энтропию и определяет АММ(P):

$$P = \begin{pmatrix} 0,(3) & 0,(3) & 0,(3) \\ 0 & 0,5 & 0,5 \\ 0,5 & 0 & 0,5 \end{pmatrix}, \quad \pi_0(i) = 0,(3), \quad i = \overline{1,3}. \qquad (9)$$

Первая последовательность определена полностью: $\hat{S}(4) = s_1 s_3 s_2 s_1$.

Согласно предложенному алгоритму, $\alpha_1 = (0,(3) \quad 0 \quad 0)$, $\alpha_2 = (0 \quad 0 \quad 0,(1))$, $\alpha_3 = (0 \quad 0 \quad 0)$, $\alpha_4 = (0 \quad 0 \quad 0)$. В результате

$P(\hat{S}(4)\,|\,AMM(P))=0$. Данный результат позволяет сделать заключение о том, что первая последовательность не может быть сгенерирована на основе заданной АММ(P).

Вторая последовательность определена полностью: $\hat{S}(4)=s_1s_2s_3s_1$.

Согласно алгоритму $\alpha_1=(0,(3)\quad 0\quad 0)$, $\alpha_2\approx(0\quad 0,(1)\quad 0)$, $\alpha_3\approx(0\quad 0\quad 55{,}6\cdot 10^{-3})$, $\alpha_4\approx(27{,}8\cdot 10^{-3}\quad 0\quad 0)$. В результате $P(\hat{S}(4)\,|\,AMM(P))\approx 27{,}8\cdot 10^{-3}$.

Третья последовательность определена не полностью: $\hat{S}_2(4)=s_1(?)s_3(?)$.

Согласно алгоритму $\alpha_1=(0,(3)\quad 0\quad 0)$, $\alpha_2\approx(0,(1)\quad 0,(1)\quad 0,(1))$, $\alpha_3\approx(0\quad 0\quad 148\cdot 10^{-3})$, $\alpha_4\approx(74{,}1\cdot 10^{-3}\quad 0\quad 74{,}1\cdot 10^{-3})$. В результате $P(\hat{S}_2(4)\,|\,AMM(P))\approx 148\cdot 10^{-3}$.

2.2 Решение задачи 2

Решение задачи 2 заключается в выполнении предложенного алгоритма c раз, по количеству различных ЭСМ, задающих «эталоны» для идентификации. В результате получаем множество значений $\{P(\hat{S}(N)\,|\,AMM(P_l))\}$, $l=\overline{1,c}$. Путем выполнения $(\tilde{n}-1)$-го сравнения получаем искомое значение α:

$$P(\hat{S}(N)\,|\,AMM(P_a))\;=\;\max_{l=\overline{1,c}}\{P(\hat{S}(N)\,|\,AMM(P_l))\}. \qquad (10)$$

Рассмотрим пример решения задачи 2.

Пусть заданы две ЭСМ размерности $m=3$, для которых $\pi_0(i)=0,(3)$, $i=\overline{1,3}$:

$$P_1=\begin{pmatrix}0{,}7 & 0{,}1 & 0{,}2\\ 0 & 0{,}2 & 0{,}8\\ 0{,}9 & 0 & 0{,}1\end{pmatrix},\qquad P_1=\begin{pmatrix}0{,}7 & 0{,}1 & 0{,}2\\ 0 & 0{,}2 & 0{,}8\\ 0{,}9 & 0 & 0{,}1\end{pmatrix}. \qquad (11)$$

Первая последовательность определена полностью: $\hat{S}(4)=s_1s_3s_1s_3$.

Для $AMM(P_1)$, согласно алгоритму $\alpha_1=(0,(3)\quad 0\quad 0)$, $\alpha_2\approx(0\quad 0\quad 66,(6)\cdot 10^{-3})$, $\alpha_3\approx(60{,}0\cdot 10^{-3}\quad 0\quad 0)$, $\alpha_4\approx(12{,}0\cdot 10^{-3}\quad 0\quad 0)$. В результате: $P(\hat{S}(4)\,|\,\text{À}\grave{I}\grave{I}\quad(P_1))\approx 12{,}0\cdot 10^{-3}$.

Для $AMM(P_2)$, согласно алгоритму $\alpha_1=(0,(3)\quad 0\quad 0)$, $\alpha_2\approx(0\quad 0\quad 33,(3)\cdot 10^{-3})$, $\alpha_3\approx(20{,}0\cdot 10^{-3}\quad 0\quad 0)$, $\alpha_4\approx(2{,}00\cdot 10^{-3}\quad 0\quad 0)$. В результате: $P(\hat{S}(4)\,|\,AMM(P_2))\approx 2{,}00\cdot 10^{-3}$.

Вывод: $\hat{S}(4)$ сгенерирована на основе $AMM(P_1)$ с вероятностью, в 6 раз большей, чем на основе $AMM(P_2)$.

Вторая последовательность определена не полностью: $\hat{S}_2(4) = s_1(?)s_3(?)$.

Для $AMM(P_1)$, согласно алгоритму $\alpha_1 = (0,(3) \quad 0 \quad 0)$, $\alpha_2 \approx (233,(3)\cdot 10^{-3} \quad 33,(3)\cdot 10^{-3} \quad 66,(6)\cdot 10^{-3})$, $\alpha_3 \approx (0 \quad 0 \quad 80{,}0\cdot 10^{-3})$, $\alpha_4 \approx (72{,}0\cdot 10^{-3} \quad 0 \quad 8{,}00\cdot 10^{-3})$. В результате $P(\hat{S}(4) \mid AMM(P_1)) \approx 80{,}0\cdot 10^{-3}$.

Для $AMM(P_2)$, согласно алгоритму $\alpha_1 = (0,(3) \quad 0 \quad 0)$, $\alpha_2 \approx (0{,}3 \quad 0 \quad 33,(3)\cdot 10^{-3})$, $\alpha_3 \approx (0 \quad 0 \quad 40{,}0\cdot 10^{-3})$, $\alpha_4 \approx (24{,}0\cdot 10^{-3} \quad 4{,}00\cdot 10^{-3} \quad 12{,}0\cdot 10^{-3})$. В результате $P(\hat{S}(4) \mid AMM(P_2)) \approx 40{,}0\cdot 10^{-3}$.

Вывод: $\hat{S}(4)$ сгенерирована на основе $AMM(P_1)$ с вероятностью, в два раза большей, чем на основе $AMM(P_2)$.

3 ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Решение задач 1 и 2 позволяет идентифицировать принадлежность марковской последовательности, в том числе – ЦМ, содержащей состояния, скрытые от наблюдения, к заданной АММ(P) вида (2). При этом ЭСМ P, имеющая нулевые элементы в определенных позициях и максимальную энтропию, может определять заданный подкласс эргодических стохастических матриц.

Согласно предложенным в работе теореме и следствию из нее, вычислительная сложность предложенного метода при решении задачи идентификации конечных простых однородных цепей Маркова имеет порядок $O(N \cdot m)$, в случае, если все ее элементы – наблюдаемы. Тогда как наличие ненаблюдаемых элементов в количестве, сопоставимом с длиной последовательности N, увеличивает порядок вычислительной сложности алгоритма до $O(N \cdot m^2)$, что соотносится с результатами, представленными в [1].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложена модель и алгоритм идентификации конечных простых однородных цепей Маркова, сгенерированных на основе стохастических матриц класса эргодических. Идентификация возможна как для цепей Маркова указанного класса, все состояния которых наблюдаемы в полном объеме, так и для марковских последовательностей, часть состояний которых скрыты от наблюдения. Модель позволяет количественно оценить вероятность идентификации ЦМ на предмет возможности генерирования заданной $AMM(P)$. Определены оценки вычислительной сложности

алгоритма решения поставленных задач в зависимости от определенных параметров идентифицируемых объектов.

Полученные результаты применимы, в частности, для решения задач авиационной локации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Lawrence R. Rabiner. A Tutorial on Hidden Markov Models and Selected Applications in Speech Recognition. Proc. IEEE, v. 77, N 2, Febr. 1989. – pp. 257-286.
2. Кемени, Дж. Конечные цепи Маркова / Дж. Кемени, Дж. Снелл. – М.: Наука, 1970. – 272 с.
3. Поспелов, Д. А. Вероятностные автоматы / Д. А. Поспелов. – М.: Энергия, 1970. – 88 с.
4. Бухараев, Р. Г. Основы теории вероятностных автоматов/ Р. Г. Бухараев. – М.: Наука, 1985. – 287 с.
5. Левин, Б. Р. Вероятностные модели и методы в системах связи и управления / Б.Р. Левин, В. Шварц. – М.: Радио и связь, 1985. – 312 с.
6. Хинчин, А. Я. Понятие энтропии в теории вероятностей/ А. Я. Хинчин// Успехи математических наук. – 1953. – № 3 (55). – С. 3–20.
7. Нурутдинова, А. Р. Методика идентификации автоматных марковских моделей на основе порождаемых ими последовательностей / А. Р. Нурутдинова, С. В. Шалагин // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. – 2010. – № 1. – С. 94–99.

УЛУЧШЕНИЕ СИТУАЦИОННОЙ ОСВЕДОМЛЕННОСТИ ЭКИПАЖЕЙ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ТЕХНОЛОГИЙ СВОБОДНОЙ МАРШРУТИЗАЦИИ НА ОСНОВЕ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ

Арефьева Н. Г.
n_astrahanceva_awesome@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается улучшение ситуационной осведомленности, которая базируется на предоставлении экипажам информации о текущем местоположении ВС, получаемой от спутниковых систем навигации, а также информации о прогнозируемой точности аэронавигационного обеспечения в предоставляемой зоне воздушного пространства и рекомендуемой, оптимальной траектории полета, в рамках технологий свободной маршрутизации.

Современный этап развития авиационной транспортной отрасли характеризуется повышением интенсивности и плотности воздушного движения. При этом возникают противоречия между спросом пользователей на предоставление воздушного пространства для организации воздушных перевозок, и его пропускной способностью, связанные с необходимостью обеспечивать требуемый уровень безопасности полетов.

В этих условиях обеспечение эффективности авиационных перевозок и повышение безопасности полетов требует совершенствования системы ОрВД, а также методов и технических средств аэронавигационного обеспечения ВС и наблюдения.

Основные принципы и направления развития и совершенствования системы ОрВД изложены в 4-й редакции Глобального аэронавигационного плана на 2013−2028 гг. (Doc.9750-AN/963), предлагающей ее блочную модернизацию. Данный документ, по сути, аккумулирует все передовые достижения мировой науки в области аэронавигации, связи, наблюдения, организации воздушного движения, а также накопленный эксплуатантами опыт использования воздушного пространства.

Так, блок 2 (на период с 2023 г.) Плана 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.

Возможность использования свободной маршрутизации зависит от целого ряда факторов, основными их которых являются характеристики

используемого воздушного пространства, бортовых и наземных технических средств системы управления воздушным движением, точность и надежность аэронавигационного обеспечения ВС, метеоусловия, плотность воздушного движения. Выбор траекторий движения ВС должен осуществляться при условии достаточной ситуационной осведомленности экипажей и диспетчеров о воздушной обстановке в прилегающем воздушном пространстве.

Для перехода к свободной маршрутизации всем участникам воздушного движения необходима точная, надежная и своевременная информация о состоянии предоставляемого воздушного пространства и организации воздушного движения в нем. Наличие, полнота и достоверность такой информации определяет уровень ситуационной осведомленности экипажей воздушных судов и диспетчеров.

Ситуационная осведомленность означает возможность получения достаточно полного и точного набора необходимой для принятия решения информации о ситуации в реальном масштабе времени.

В настоящее время уровень ситуационной осведомленности определяется наличием информации о метеообстановке и ВС, находящихся в предлагаемом воздушном пространстве, а также об обеспечиваемой бортовыми средствами точности определения координат текущего местоположения и, соответственно, точности выдерживания выбираемой траектории движения. Этим обеспечивается необходимый уровень безопасности полета.

Повышение уровня ситуационной осведомленности экипажей ВС об аэронавигационной обстановке обеспечит повышение безопасности полетов, поскольку позволит исключить выбор траекторий с низкой точностью и надежностью навигационного обеспечения. Также на безопасность полета и на эффективность выбранной траектории в плане сокращения протяженности маршрута, полетного времени, эмиссионных выбросов двигателей в атмосферу, оказывает влияние точность контроля и выдерживания заданной траектории, которая зависит от точности определения координат ВС, получаемых от спутниковых систем навигации (ССН).

ССН характеризуются глобальностью рабочей зоны и потенциально значительно лучшей точностью, но сравнительно низкой помехоустойчивостью и подверженностью сбоям в работе. При этом существует достаточно большое количество воздушных трасс (трансокеанические, трансполярные и кроссполярные), проходящих над малонаселенными и малоосвоенными территориями земной поверхности, на которых ССН является единственным средством получения высокоточной информации о координатах и параметрах движения ВС.

Точность ССН зависит от достаточного большого количества факторов, учет влияния которых представляет собой достаточно сложную задачу и в ряде случаев невозможен.

Одним из основных факторов, оказывающих существенное влияние на точность навигационных определений в ССН (исключая ионосферную задержку), является так называемый геометрический фактор (ГФ) *GDOP* (*Geometric Dilution of Precision*), который зависит от взаимного положения ВС и навигационных спутников (НС), сигналы от которых поступают для обработки в приемнике ССН.

Закономерное движение НС по орбитам с известным периодом обращения позволяет рассчитывать значение ГФ для любого момента времени и для любой точки воздушного пространства, используя для этого значения эфемерид, получаемые из альманаха системы. Определение совокупности точек в пространстве, в которых значение ГФ является постоянным или лежит в заданных пределах, позволит построить навигационно-временное поле ССН в горизонтальной (по *HDOP*) и вертикальной (по *VDOP*) плоскостях в заданных областях воздушного пространства [1].

Таким образом, предлагается новый подход к повышению уровня ситуационной осведомленности экипажей и диспетчеров об аэронавигационной обстановке, в основу которого положена методика прогнозировании путем математического моделирования точности навигационно-временного поля ССН в вертикальной и горизонтальной плоскостях в предоставляемом воздушном пространстве.

Новизна методики заключается в построении и картографической привязке к заданной зоне воздушного пространства полей одинаковых значений вертикального и горизонтального геометрических факторов, что позволит оценить ожидаемую точность измерения горизонтальных координат и высоты полета по данным ССН вдоль выбираемой траектории полета.

На основе данной методики в среде LabView разработан программный комплекс, в качестве входных данных использующий действующие альманахи ГЛОНАСС, получаемые с соответствующих сайтов через сеть Интернет [2], и имеющий возможности изменения задаваемых для построения границ полей точности значений геометрических факторов и их цветовое разделение.

Информация о распределении полей точности ССН в предоставляемом воздушном пространстве может быть использована для конструирования оптимальной по точности определения координат ВС траектории.

Рисунок 1 – Трасса Москва-Куба

Для конструирования оптимальной траектории полета при свободной маршрутизации предлагается использовать критерий, основанный на минимальных значениях геометрических факторов ССН для выбираемого маршрута полета, получаемых в результате их прогноза.

Метод был реализован на примере построения оптимальной траектории маршрута (ортодромии) в спрогнозированном поле точности ГЛОНАСС .

Исследования проведены для трассы Москва-Куба (рис. 1) для момента времени с 0:00 до 8:00 с дискретом в час, на дату альманаха ГЛОНАСС 7.03.2016 г.

Результаты построения полей точности ГЛОНАСС, полученные путем математического моделирования и соответствующей обработки данных о значениях геометрических факторов (HDOP), показаны на рис. 2 а) − 0 часов, б) – 3 часа, в) – 4 часа, г) − 5 часов.

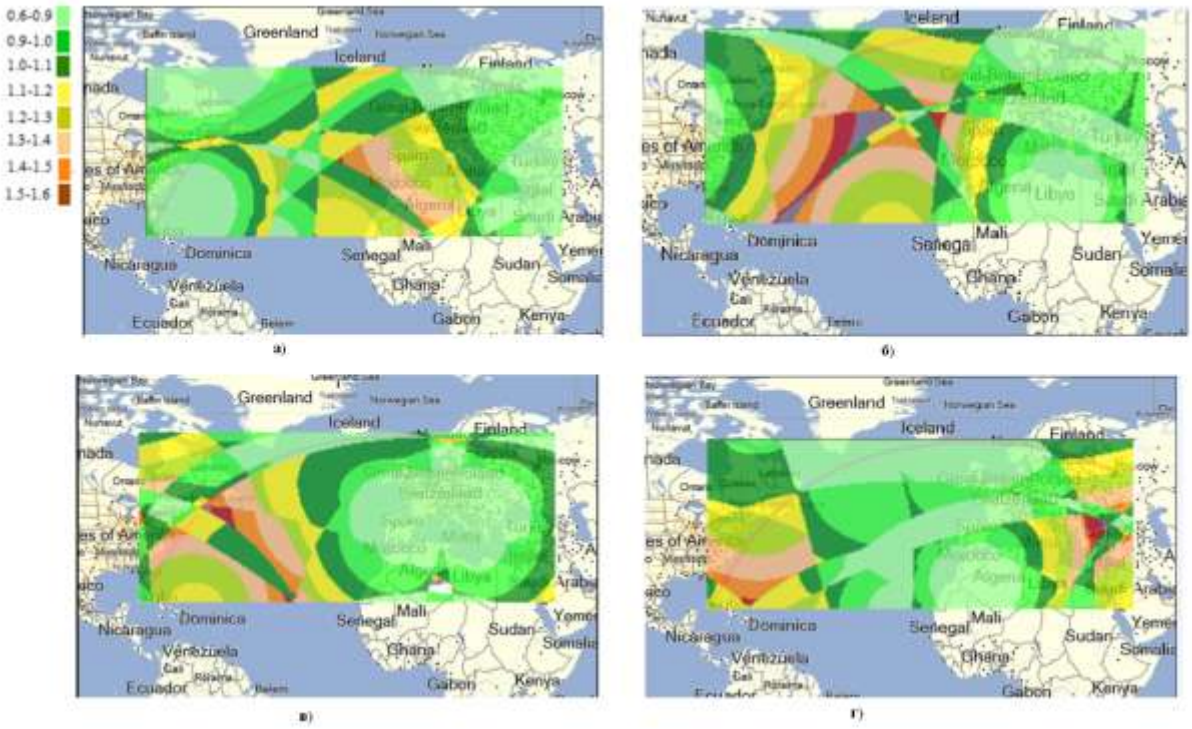


Рисунок 1 – Поля точности ГЛОНАСС: а) − 0 часов; б) − 3 часа; в) − 4 часа; г) − 5 часов

Полученные результаты показывают динамику изменения HDOP для разных моментов времени. Для маршрута Москва−Куба значение горизонтального ГФ близко к наилучшему, что обеспечивает достаточно хорошие условия навигационного сеанса. Но для моментов времени: б−3 часа, в−4 часа, г−5 часа наблюдаются некоторое ухудшения поля точности. Следовательно, точность решения навигационной задачи по данным ССН для этой трассы будет различной в разное время, что указывает на актуальность прогнозирования и построения полей точности ГЛОНАСС не только для улучшения ситуационной осведомленности, но и для выбора оптимальной траектории полета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Скрыпник О. Н. Методика построения и анализ полей точности ГЛОНАСС в заданной зоне воздушного пространства / О. Н. Скрыпник, Р. О. Арефьев, Н. Г. Астраханцева // Научный Вестник МГТУ ГА, 2015. – № 221. – С. 43–49.
2. Информационно-аналитического центр координатно-временного и навигационного обеспечения ФГУП ЦНИИмаш [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://glonass-iac.ru/ (дата обращения 01.03.2016).

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

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Кивокурцев А. Л.
kivokurtsev_al@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Представлен краткий обзор современного состояния и перспектив развития инерциальных навигационных систем. Особое внимание уделяется ИНС в бесплатформенном исполнении, приведены существующие и перспективные датчики первичной информации, рассматриваются общие сведения об алгоритмах, погрешностях и конструкции БИНС. В статье представлены краткие сведения по точности лазерных, волоконно-оптических, твердотельных волновых и прогноз по атомным гироскопам, а также сведения по перспективным микромеханическим акселерометрам.

ВВЕДЕНИЕ

Универсальность инерциальных навигационных систем (возможность выработки практически всех навигационных параметров, необходимых для обеспечения любых движущихся объектов) обусловила их широкое развитие со второй половины XX столетия. На разработку инерциальных навигационных систем (ИНС) в США последние 20 лет расходовалось до 150 млн $ в год. На долю авиационных ИНС ориентировочно приходится 46% этой стоимости, 33% – для надводных морских объектов и 21% – для подводных лодок [1] (рис. 1).

Совершенствование навигационных систем во всем мире идет по пути развития спутниковых радионавигационных систем (СРНС) и интеграции их с автономными средствами навигации, т. е. с инерциальными навигационными системами (ИНС).

Рисунок 1 – Соотношение расходов на разработку ИНС подвижных объектов

В области инерциальной навигации важным достижением можно считать появление бесплатформенных ИНС (БИНС). За последнее десятилетие в авиационном приборостроении БИНС практически вытеснили ИНС в традиционном платформенном исполнении [1, 2, 9]. 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 гиростабилизированная 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 при построении БИНС [1, 2, 9].

1 ДАТЧИКИ ИНС

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}g...10^{-6}g (для сравнения: погрешности акселерометров предыдущего поколения – порядка 10^{-3}g.) [2, 3, 13]. Для космических летательных

аппаратов прогнозируется применение атомных акселерометров (с погрешностью 10^{-9}g) [2, 4, 13].

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} ...10^{-3} град/ч), твердотельные волновые гироскопы (в перспективе ожидается 10^{-2}...10^{-3} град/ч), а также для космических применений прогнозируется применение атомных гироскопов (случайный дрейф порядка 10^{-6} град/ч) [2, 4].

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 г. после создания лазера). В XXI веке ГЭС используются на двух этапах развития оптической гироскопии – лазерной и волоконно-оптической [4].

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 [5, 10].

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 [5,10].

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 массо-габаритных характеристик ТВГ, что делает их чрезвычайно перспективными. Однако, судя по материалам печати, появление на рынке этих приборов в настоящее время ограничено [2, 5]. 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 [5, 10].

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 ($10^9 \ldots 10^{11}$) – 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 [4].

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 [4].

2 АЛГОРИТМЫ, ПОГРЕШНОСТИ И КОНСТРУКЦИЯ БИНС

2.1 Алгоритмы БИНС

БИНС представляют собой ИНС без гиростабилизированной платформы. Датчики БИНС жестко связаны с корпусом самолета. В вычислителе БИНС решаются задачи ориентации (определение углового положения ЛА) и навигации (определение местоположения и скорости ЛА).

На рис. 2 представлена структура БИНС, поясняющая принцип её функционирования.

Путем обработки сигналов гироскопов вычисляется угловое положение ЛА в инерциальном пространстве. Если известна ориентация опорного навигационного трехгранника $\xi\eta\zeta$ относительно Земли, а также относительно инерциального пространства, то может быть вычислена ориентация ЛА относительно опорного трехгранника, в том числе, в виде трех пилотажных углов. Эта информация является выходной, а также используется для преобразования сигналов акселерометров к осям трехгранника $\xi\eta\zeta$. Далее, как и в платформенных ИНС, интегрируются дифференциальные уравнения для акселерометров (точнее для соответствующих проекций их выходных сигналов на горизонтальные оси). Далее определяются горизонтальные составляющие вектора скорости.

В зависимости от используемых уравнений может быть вычислена как абсолютная, так и земная скорость (относительно вращающейся Земли). На основе полученных данных производится счисление координат ЛА и определение ориентации опорного навигационного трехгранника.

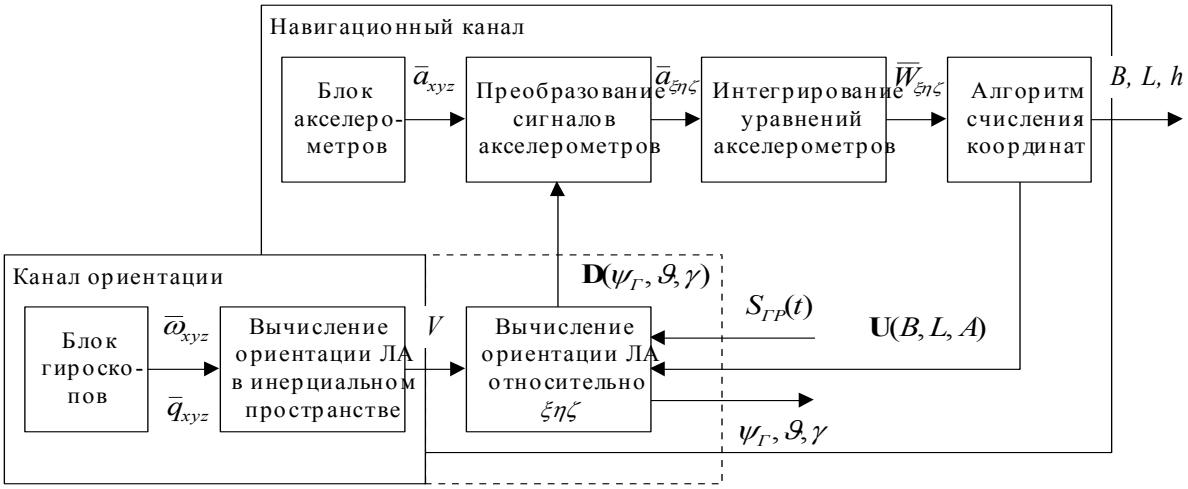


Рисунок 2 – Схема обработки информации в БИНС

На этой схеме нетрудно выделить канал ориентации, где вычисляется угловое положение самолета, и канал навигационных определений, где производится счисление координат. Оба этих канала во многом независимы, что позволяет в дальнейшем рассматривать их алгоритмы отдельно друг от друга. Положение трехгранника $\xi\eta\zeta$. относительно ЛА определяется в вычислителе. Поэтому иногда говорят о так называемой «аналитической платформе», оси которой отождествляют с осями этого трехгранника.

В БИНС используются современные высокоточные акселерометры и гироскопы нового поколения. Главной особенностью современных гироскопов (ЛГ, ВОГ, ВТГ) является то, что при формировании выходных сигналов происходит интегрирование измеряемых величин. Поэтому традиционные алгоритмы БИНС, рассчитанные на обработку сигналов в виде угловой скорости, дают сравнительно большие погрешности при обработке реальных сигналов в виде угловых перемещений. Из-за возрастающих требований к точности современных автономных навигационных систем, эти алгоритмы стали неприемлемыми.

В России разрабатываются, а за рубежом (США, Германия) уже используются новые алгоритмы ориентации и навигационных вычислений, основанных на обработке выходных сигналов датчиков интегрирующего типа [6, 7].

При синтезе алгоритмического обеспечения используют различные кинематические параметры: матрицы направляющих косинусов (матрицы поворота находят из уравнения Пуассона в результате решения 9 кинематических дифференциальных уравнений (КДУ) или 6 КДУ и 3 уравнения связи); параметры Родрига-Гамильтона – кватернионы (матрицу поворота находят при решении 4 КДУ); вектор Эйлера (матрицу поворота находят при решении 3 КДУ, возможно аналитическое решение). Выбор тех или иных параметров определяется типом датчиков первичной информации, организацией вычислительного процесса (разбиение на циклы вычислений), конкретными техническими решениями конструкции БИНС, а также выбором класса точности ИНС в составе интегрированного комплекса бортового оборудования (ИКБО) [8, 12].

2.2 Погрешности БИНС

Исследования, проводимые отечественными и зарубежными специалистами, показали тот факт, что 80% погрешностей БИНС обусловлены погрешностью аналитического построения расчетной СК, т. е. системы ориентации [6, 7, 12].

Погрешности системы ориентации разделяются на три типа (табл. 1):

– инструментальные погрешности (погрешности гироскопов);
– погрешности начальной выставки;

– вычислительные погрешности, обусловленные методическими погрешностями алгоритмов, погрешностями округления чисел в БЦВМ, погрешностями квантования сигналов датчиков первичной информации (ДПИ) в БЦВМ.

Таблица 1 – Погрешности БИНС

Типы погрешностей	Диапазон ошибок (СКО, град/ч)
1. Погрешности начальной выставки	$10^{-1}\ldots10^{-2}$
2. Инструментальные погрешности ДПИ	$10^{-2}\ldots10^{-3}$ в перспективе до 10^{-6}
3. Вычислительные погрешности: – методические алгоритмы; – квантования сигналов ДПИ в БЦВМ; – округления чисел в БЦВМ (формат ПЗ 32р)	 $10^{-3}\ldots10^{-4}$ $10^{-4}\ldots10^{-5}$ $10^{-4}\ldots10^{-6}$

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. Поэтому для получения заданных характеристик БИНС, отвечающих современным требованиям, необходимы не только прецизионные датчики (например, гироскопы: $\sigma_{\omega\,фл}=0.001\,град/ч$; акселерометры: $\sigma_a \le 1\cdot10^{-5}g$;) и требуемая точность выставки (например, $\Delta\psi,\Delta\upsilon,\Delta\gamma \le 30\,угл.сек$), но и соответствующее программно-математическое обеспечение алгоритмов ориентации.

Так как именно алгоритмы вычисления параметров ориентации предъявляют наиболее «жёсткие» требования к характеристикам БЦВМ, то здесь особую важность и актуальность приобретает проблема разработки и выбора экономичных алгоритмов ориентации бесплатформенных инерциальных навигационных систем [12].

2.3 Конструкция БИНС

С установкой БИНС на маневренные самолеты стала актуальной проблема снижения специфических погрешностей в определении ускорения ЛА, возникающих при интенсивном маневрировании самолета. Она может быть решена путем специального взаимного расположения датчиков [8].

Разрабатываются также новые способы резервирования и идентификации отказов БИНС. Крайне перспективным представляется способ резервирования на уровне датчиков, при котором увеличение в два

раза числа акселерометров и гироскопов приводит к такому же эффекту, с точки зрения надежности, как использование четырех отдельных БИНС [8].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведённые в статье данные определяют следующие тенденции развития инерциальных навигационных систем:

– по элементной базе:

а) переход от поплавковых и динамически настраиваемых гироскопов к лазерным и другим, использующим новые физические принципы (например: твёрдотельные волновые гироскопы и в обозримом будущем к атомным гироскопам);

б) переход от традиционной технологии изготовления акселерометров (например, маятниковый компенсационный акселерометр типа ДА-11) к интегральной микромеханической технологии МЭМС и в обозримом будущем к атомным акселерометрам;

– по структуре построения:

а) полный переход от платформенных к бесплатформенным ИНС;

б) широкое использование резервирования БИНС на уровне датчиков первичной информации и алгоритмов.

К отличительным эксплуатационным особенностям инерциальных навигационных систем следует отнести:

– выделение определённых групп систем по основным их характеристикам: точности, надёжности, массогабаритным данным, электропитанию;

– применение одних и тех же систем в военной и гражданской области;

– унификацию инерциального измерительного блока в системах для различных типов подвижных объектов (самолёты, корабли и т. д.);

– возможность интеграции с другими системами самолёта, такими как спутниковая радионавигационная система (СРНС), астрономическая система, система аэровоздушных данных и другими системами.

ЛИТЕРАТУРА

7. Александров А. С., Арно Г. Р. и другие. Современное состояние и тенденции развития зарубежных средств и систем навигации подвижных объектов военного и гражданского назначения. – Санкт-Петербург: Главное управление навигации и океанографии МО РФ, 1994. – 119 с.

8. N. Barbour, J. Konelly. Micro-electromechanical Instrument and System Development at Draper Laboratory. The 3rd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation System, 1996.
9. Richard E. Phillips, George T.Schmidt. Relative and Differential GPS. AGARD Lecture Series 207. System Implication and Innovative Applications of Satellite Navigation, 1996.
10. Коробка. Н. И. Квантовая микромеханика: гироскопы на волнах де Бройля и квантовых свойствах сверхтекучести жидкостей. Тенденции развития и состояние разработок. Гироскопия и навигация. – № 3. – 2009. – С.36–49.
11. Распопов. В. Я. Инерциальные чувствительные элементы. Ч1. Гироскопы (аналитический обзор). Мир авионики. – № 1, 2. – 2008. – С. 52–59, С. 42–48.
12. Savage, P. G. Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1: Attitude Algorithms, Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – VO1. 21, No. 1. – 1998.
13. Savage, P.G., Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2: Velocity and Position Algorithms, Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – VO1. 21, No. 2. – 1998
14. Vodicheva L. V. Fault-tolerant Strapdown Inertial Mesaurement Unit: Failure Detection and Isolation Technique / The 6th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation System, 1999.
15. Кивокурцев А. Л. Состояние и перспективы развития инерциальных навигационных систем // Сборник научных трудов адъюнктов и соискателей. – Выпуск 6. – Иркутск: ИВАИИ, 2000. – С. 57–64.
16. Кивокурцев А. Л. Гироскопические датчики БИНС // Сборник научных трудов адъюнктов и соискателей. – Выпуск 7. – Иркутск: ИВАИИ, 2002. – С. 39–47.
17. Кивокурцев А. Л. Экономичные алгоритмы ориентации бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Информационные системы контроля и управления на транспорте. Автоматизация технологических процессов в промышленности и на транспорте. – Выпуск 11. – Иркутск: ИрГУПС, 2004. – С. 24–28.
18. Панов А. П. Математические основы теории инерциальной ориентации / А.П. Панов – Киев: Наукова думка, 1995. – 280с.
19. Распопов. В. Я. Инерциальные чувствительные элементы. Ч.2. Акселерометры (аналитический обзор). Мир авионики. – № 3. – 2008. – С. 32–45.

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ПИЛОТАЖНОГО КОНТУРА ПО ДИНАМИЧЕСКИМ УРАВНЕНИЯМ ЭЙЛЕРА

Диль В. Ф.

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается методика синтеза алгоритмов нелинейных систем управления траекторным движением воздушного судна методом обратных задач динамики и возможности совмещения его с решением прямых задач на пилотажном уровне. Рассматриваемая методика базируется на исследовании свойств пилотажного контура по динамическим уравнениям Эйлера.

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. В основу формирования управлений положены исследования динамических уравнений Эйлера, описывающие вращательное движение ВС. Задачей траекторного уровня является управление положением центра масс ВС через изменение действующих на ВС сил. В основе этого движения лежат динамические уравнения поступательного движения. Очевидно, что 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 [2]:

$$\dot{V}_K = \Omega V_K + gn - g\varepsilon_2, \tag{1}$$

где V_K – вектор земных скоростей ЛА; Ω – кососимметрическая матрица угловых скоростей специального вида; n – вектор перегрузок; ε_2 – второй столбец матрицы направляющих косинусов.

Обозначим «новый» вектор входных воздействий $n^* = n - \varepsilon_2$.

Тогда уравнения (1) принимают вид

$$\dot{V}_K = \Omega V_K + gn^*, \tag{2}$$

или в развернутой форме запишутся как

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_{kx} \\ \dot{V}_{ky} \\ \dot{V}_{kz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_2 & -\omega_y \\ -\omega_2 & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{kx} \\ V_{ky} \\ V_{kz} \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} n_x^* \\ n_y^* \\ n_z^* \end{bmatrix}. \qquad (3)$$

В последней формуле введем обозначения: x→1, y→2, z→3

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_{k1} \\ \dot{V}_{k2} \\ \dot{V}_{k3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{k1} \\ V_{k2} \\ V_{k3} \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} n_x^* \\ n_y^* \\ n_z^* \end{bmatrix}. \qquad (4)$$

Полагаем, что на интервале оптимизации $\Delta t \in T, T =: [t_0, t_k], \omega_s = const, s = 1..3$, $t_0 = 0, t_к$ – 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=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 требуемый профиль полёта (пространственную траекторию движения ЛА). При этом необходимо, чтобы линейные скорости управляемого движения по каждой степени свободы с требуемой точностью следовали за скоростями, определяемыми эталонной моделью

$$\ddot{V}_{kS}^* + \chi_{S1}\dot{V}_{kS}^* + \chi_{S0}V_{kS}^* = \chi_{S0}V_{kS}^0, \qquad (5)$$

где χ_{S1}, χ_{S0}, – коэффициенты эталонной модели, $V_{kS}^*(t) \to V_{kS}^0$ при t→∞.

Численные значения коэффициентов эталонной модели получают идентификацией аэродинамических объектов методом синхронного детектирования [7] на основе пробных воздействий рулей на модель ВС.

Степень приближения управляемого процесса к эталонному движению $V_{kS}^*(t) \to V_{kS}^0$ определяется функционалом

$$G(n^*) = \frac{1}{2}\sum_1^3 [\dot{V}_{kS}^* - \dot{V}_{kS}(t, n^*(\delta_i)]^2, \qquad (6)$$

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

Если в качестве управляющих функций выбирать 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 ЛА и формул:

$$\begin{bmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_1^* \\ n_2^* \\ n_3^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_{21} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{23} \end{bmatrix}, \tag{7}$$

$$\begin{bmatrix} n_1 - \dfrac{P}{G} \\ n_2 \\ n_3 \end{bmatrix} = \frac{qS}{G} D_{св}^c \begin{bmatrix} c_{1a} \\ c_{2a} \\ c_{3a} \end{bmatrix}, \tag{8}$$

$$\begin{gathered} c_{1a} = c_{10}(\alpha, M) + A_И c_{2a}^2 + c_1^{\delta в}(\alpha)\delta_в + c_1^{\delta э}(\alpha)\delta_э, \\ c_{2a} = c_{20}(\alpha, M) + c_2^{\delta в}(\alpha)\delta_в + c_2^{\varphi}(\alpha)\varphi + c_2^{\delta з}(\alpha)\delta_з + c_2^{\delta тщ}(\alpha)\delta_{тщ} + c_2^{\delta пр}(\alpha)\delta_{пр} \\ c_{3a} = c_3^{\delta н}(\alpha, \beta)\delta_н + c_3^{\beta}(\alpha, \beta)\beta + c_3^{\delta э}(\alpha)\delta_э \end{gathered} \tag{9}$$

определяются законы управления рулями δ_i, $i = в, э, н$.

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

$$\frac{dn_S^*(V_к)}{dt} = -\sum_{j=1}^{3} \tilde{r}_{Sj} \frac{\partial G(n^*)}{\partial n_j^*}, \tilde{r}_{Sj} = const. \tag{10}$$

Согласно (4), (6) компоненты градиента (10) равны

$$\frac{\partial G(n^*)}{\partial n_j^*} = g(\dot{V}_{kj}^* - \dot{V}_{kj}). \tag{11}$$

Отсюда следует, что

$$\dot{n}_S^*(V_к) = g\sum_{j=1}^{3} \tilde{r}_{Sj}(\dot{V}_{kS}^* - \dot{V}_{кS}), \tag{12}$$

или после интегрирования обеих частей

$$n_S^*(V_k) = \sum_{j=1}^{3} r_{Sj}(V_{kS}^* - V_{kS}), \tag{13}$$

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 (9):

$$R=\begin{Vmatrix} r_{11} & r_{12} & 0 \\ r_{21} & 0 & 0 \\ 0 & r_{32} & r_{33} \end{Vmatrix}=\begin{Vmatrix} c_1^{\delta в}(\alpha) & c_1^{\delta э}(\alpha) & 0 \\ c_2^{\delta в}(\alpha) & 0 & 0 \\ 0 & c_3^{\delta э}(\alpha) & c_3^{\delta н}(\alpha,\beta) \end{Vmatrix}. \qquad (1)$$

Управляющие воздействия δ_i определяются из уравнений (7), (8) и (9). С одной стороны, из уравнений (8) вычисляем коэффициенты аэродинамических сил

$$\frac{mg}{qS}(D_{св}^{c})^{-1}\begin{bmatrix} -\dfrac{P}{G}+n_1^*+\varepsilon_{21} \\ n_2^*+\varepsilon_{22} \\ n_3^*+\varepsilon_{23} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} c_{1a} \\ c_{2a} \\ c_{3a} \end{bmatrix}, \qquad (15)$$

где

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

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

$\begin{bmatrix}\Delta W_1 & \Delta W_2 & \Delta W_3\end{bmatrix}^T$ – компоненты вектора скорости, вычисленные в нормальной СК,

$$\varepsilon=D_н^{св}=\begin{bmatrix} \cos\phi\cos\vartheta & \sin\gamma\sin\phi-\cos\gamma\cos\phi\sin\vartheta & \cos\gamma\sin\phi+\sin\gamma\cos\phi\sin\vartheta \\ \sin\vartheta & \cos\gamma\cos\vartheta & -\sin\gamma\cos\vartheta \\ -\sin\phi\cos\vartheta & \sin\gamma\cos\phi+\cos\gamma\sin\phi\sin\vartheta & \cos\gamma\cos\phi-\sin\gamma\sin\phi\sin\vartheta \end{bmatrix}$$

– направляющие косинусы скоростной СК относительно и нормальной СК.

С другой стороны, выписываются уравнения (9), в которых неизвестными являются отклонения рулей δ_i. Следовательно, через вычисленные значения коэффициентов аэродинамических сил можно получить следующую систему алгебраических уравнений:

$$\begin{gathered} c_1^{\delta в}(\alpha)\delta_в+c_1^{\delta э}(\alpha)\delta_э=c_{1a}-c_{10}(\alpha,M)-A_И c_{2a}^2, \\ c_2^{\delta в}(\alpha)\delta_в=c_{2a}-c_{20}(\alpha,M)-c_2^{\varphi}(\alpha)\varphi-c_2^{\delta э}(\alpha)\delta_э-c_2^{\delta тщ}(\alpha)\delta_{тщ}-c_2^{\delta пр}(\alpha)\delta_{пр}, \end{gathered} \qquad (16)$$

$$c_3^{\delta н}(\alpha,\beta)\delta_н + c_3^{\delta э}(\alpha)\delta_э = c_{3a} - c_3^{\beta}(\alpha,\beta)\beta$$

или после преобразования

$$\delta_в = \frac{c_{2a} - c_{20}(\alpha,M) - c_2^{\varphi}(\alpha)\varphi - c_2^{\delta з}(\alpha)\delta_з - c_2^{\delta тщ}(\alpha)\delta_{тщ} - c_2^{\delta пр}(\alpha)\delta_{пр}}{c_2^{\delta в}(\alpha)},$$

$$\delta_э = \frac{c_{1a} - c_{10}(\alpha,M) - A_n c_{2a}^2 - c_1^{\delta в}(\alpha)\delta_в}{c_1^{\delta э}(\alpha)}, \qquad (17)$$

$$\delta_н = \frac{c_{3a} - c_3^{\beta}(\alpha,\beta)\beta - c_3^{\delta э}(\alpha)\delta э}{c_3^{\delta н}(\alpha,\beta)}.$$

Синтезированные ЗУ (17) формируются как функции, зависящие от перегрузок, то есть $\delta_в = \delta_в(n_y), \delta_э = \delta_э(n_x, n_y), \delta_н = \delta_н(n_y, n_z)$ 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 (17) позволяют определить управляющие аэродинамические моменты M_i (i=1,2,3→x,y,z):

$$M_i = qSlm_1, M_2 = qSlm_2, M_3 = qSb_a m_3, \qquad (18)$$

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

$$m_1 = m_1^{\overline{\omega}_1}(\alpha)\overline{\omega}_1 + m_1^{\overline{\omega}_2}(\alpha)\overline{\omega}_2 + m_1^{\beta}(\alpha)\beta + m_1^{\delta н}(\alpha)\delta_н + m_1^{\delta э}(\alpha)\delta_э, \overline{\omega}_1 = \frac{l\omega_2}{2V};$$

$$m_2 = m_2^{\overline{\omega}_1}(\alpha)\overline{\omega}_1 + m_2^{\overline{\omega}_2}(\alpha)\overline{\omega}_2 + m_2^{\beta}(\alpha)\beta + m_2^{\delta н}(\alpha)\delta_н + m_2^{\delta э}(\alpha)\delta_э, \overline{\omega}_2 = \frac{l\omega_2}{2V};$$

$$m_3 = m_{30}(\alpha) + m_3^{\alpha}(\alpha)\alpha + m_3^{\overline{\omega}_3}(\alpha)\overline{\omega}_3 + m_3^{\delta в}(\alpha)\delta_в + m_z^{\varphi}(\alpha)\varphi, \overline{\omega}_1 = \frac{b_a\omega_3}{V};$$

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

Вращательное движение ЛА описывается динамическими уравнениями Эйлера:

$$\begin{bmatrix} I_1\dot{\omega}_1 \\ I_2\dot{\omega}_2 \\ I_2\dot{\omega}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_3 - I_2)\omega_2\omega_3 \\ (I_1 - I_2)\omega_1\omega_3 \\ (I_2 - I_1)\omega_1\omega_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1(\omega) + M_1 \\ m_2(\omega) + M_2 \\ m_3(\omega) + M_3 \end{bmatrix}, \qquad (19)$$

где $m_1(\omega)=0, m_2(\omega)=-c_2\omega_2-K_{ДВ}\omega_3, m_3(\omega)=-c_3\omega_3+K_{ДВ}\omega_2$, $m_s(\omega)$ – 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 ЛА (19) и её состояние в начальный момент времени

$$\omega_S(0)=\omega_{S0}, \dot{\omega}_S(0)=\dot{\omega}_{S0}, s=1..3. \tag{20}$$

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 регулятором (18) системы (19) с начальными условиями (20).

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

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

с начальными условиями $\varepsilon_{ij}(0)$, определяемыми балансировочными значениями углов Эйлера: $\vartheta(0)=\vartheta_{ГП}, \gamma(0), \psi(0)$.

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

$$\varepsilon_{21}=\sin\vartheta, \varepsilon_{22}=\cos\gamma\cos\vartheta, \varepsilon_{11}=\cos\phi\cos\vartheta.$$

Тогда углы Эйлера определятся по формулам

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

Характерным свойством плоскосимметричного ЛА 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).

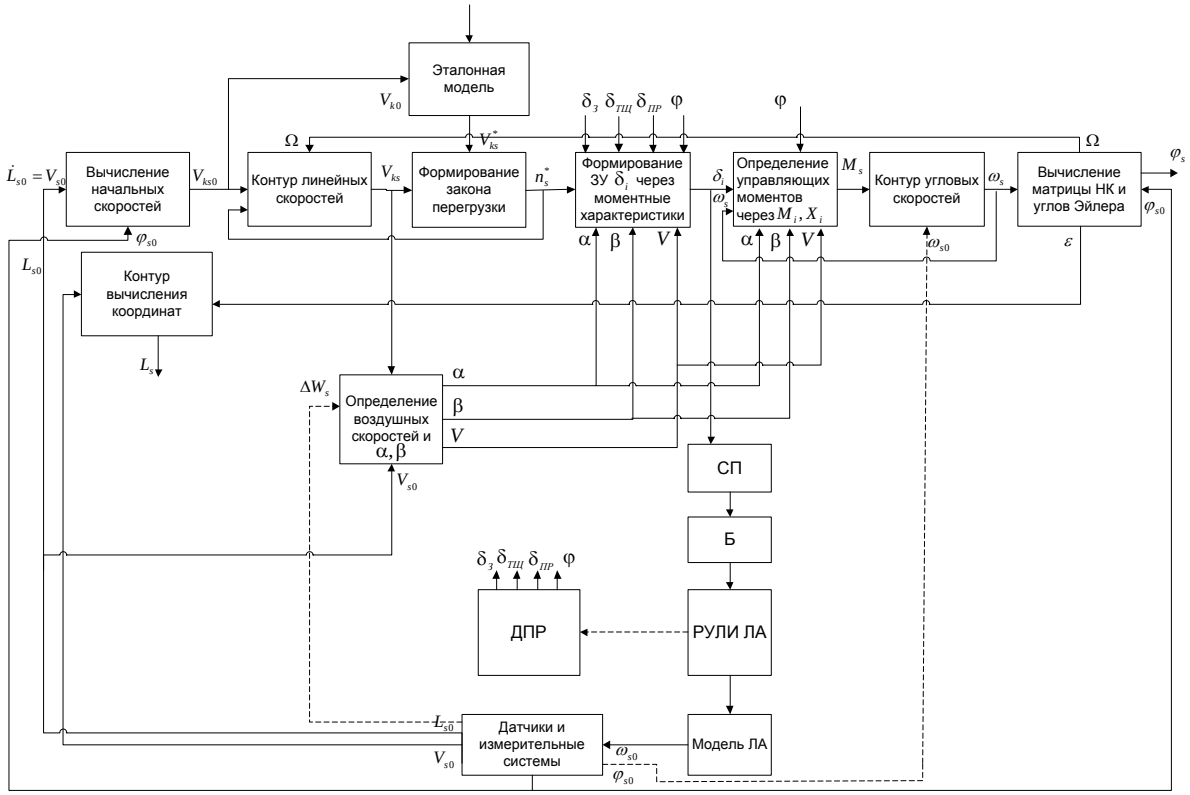


Рисунок 1 – Функциональная схема контура управления ВС, построенного через оптимизацию методом ОЗД линейных скоростей

В сравнении с контуром управления через оптимизацию вращательного движения методом ОЗД, приведенного в [8], 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 различных виражей, 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.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сизых В. Н. Метод и алгоритмы решения сингулярно-вырожденных задач аналитического конструирования регуляторов / В. Н. Буков, В. Н. Сизых // Изв. АН. Теория и системы управления. – М.: 2001. – № 5. – С. 43–61.
2. Красовский А. А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование / Красовский А. А. – М.: Наука, 1973. – 240 с.
3. Бюшгенс Г. С. Динамика продольного и бокового движения / Г. С. Бюшгенс, Р. В. Студнев – М: Машиностроение, 1979. – 350с.
4. Ефремов А. В. Динамика полета / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др. / под ред. Бюшгенса Г. С. – М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
5. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Нелинейные модели / П. Д. Крутько. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. – 328 с.
6. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления / П. Д. Крутько. – М.: Машиностроение, 2004. – 576с.
7. Красовский А. А. Динамика непрерывных самонастраивающихся систем / А. А. Красовский. – Физматгиз, 1963. – 467 с.
8. Диль В. Ф. Методика синтеза нелинейных систем автоматического управления пространственного движения воздушного судна / В. Ф. Диль, В. Н. Сизых // Сб. науч. ст. по материалам докл. II Всероссийской НПК «АВИАТОР» (11–13 февраля 2015 г.): В 2-х т.: Т. 2. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. – 200 с.

ОДИН ИЗ ПОДХОДОВ К ОЦЕНИВАНИЮ УРОВНЯ ПОДГОТОВКИ КУРСАНТОВ ЛЕТНЫХ УЧИЛИЩ С УЧЕТОМ КАЧЕСТВА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ

Устинов В. В.[1], Назаров С. П.[2]

[1]ustinov_1956@mail.ru, [2]nazarov_1953@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В работе предложены алгоритмы оценки качества выполнения полетного задания по данным средств объективного контроля и анализа уровня натренированности курсантов летных училищ для разработки программы обучения.

В настоящее время летная подготовка в авиационных училищах осуществляется по заданным программам, представляющим собой последовательность выполнения упражнений, их содержание и количество зависит от перерывов в летной подготовке. Основными показателями для составления планов являются полнота выполнения программы и качество выполнения упражнений, которые определяют натренированность летчика.

Эти задачи в настоящее время решаются вручную без использования специализированного программного обеспечения, что может привести к появлению ошибок в планировании и выпуску в полет неподготовленного летчика.

В качестве существенного недостатка выступает наличие элемента субъективизма при оценивании уровня профессиональной подготовки лётного состава. Этот факт связан с деятельностью командиров и инструкторского состава как субъектов, принимающих решение.

Сущность методики заключается в следующем. На основании анализа задачи контроля и целей учебной программы подготовки разрабатывается критерий, характеризующий ход выполнения программы каждым летчиком.

Далее устанавливаются закономерности изменения этого коэффициента в ходе подготовки и разрабатывается модель зависимости коэффициента от наиболее значимых факторов. Модель настраивается на каждого летчика индивидуально с учетом фактической информации о ходе его подготовки.

Функционирование модели обеспечивается своевременным вводом в нее необходимых сведений из базы данных. Выходные данные со всех моделей объединяются, и формируется таблица, отражающая ход подготовки всего летного состава. Таким образом, в любой момент времени может быть получены: информация о состоянии подготовки на текущий момент и прогноз на заданную дату.

Известно, что в процессе освоения каких-либо практических навыков степень их закрепления подчиняется экспоненциальному закону:

$$K_H = K_0 + (1 - e^{-aCn}), \qquad (1)$$

где K_0 – начальное значение коэффициента натренированности; $K_н$ – степень закрепления навыков; C – балльная оценка за полет; n – количество упражнений, заданных программой подготовки; a – коэффициент.

Расчет коэффициента a проводится с учетом заданного числа повторений упражнений, согласно программе подготовки и качеству их выполнения.

Рассмотрим диапазон изменения величины $K_н$, его смысл и интерпретацию. Поскольку $K_н$ является ненаблюдаемым (неизмеряемым), определим его граничные значения следующим образом. Исходя из формулы, его значение не может быть меньше нуля.

Тогда примем $K_{нmin}=0$. При $t \to \infty$, $K_н \to 1$.

Следовательно, $K_{нmax}=1$. Очевидно, что $K_н$=0 соответствует ситуации, когда натренированности нет. Наибольшая натренированность соответствует случаю возможной предельной стабильности результатов полетов при любом их числе.

Уменьшение $K_н$ является лишь функцией времени перерыва в тренировке и определяется выражением

$$K_{\text{н}}(t) = K_{\text{н}}(t_0) \times e^{-b(t-t_0)}, \qquad (2)$$

где $K_н$ – натренированность на момент времени t_0; b – коэффициент, определяемый для каждого летчика экспериментально, исходя из возможных перерывов в летной деятельности; t – текущий (заданный) момент времени.

Каждый элемент летной подготовки включает в себя одно или несколько упражнений, выполняемых различное число раз. Таким образом, исходной информацией для контроля за ходом отработки элементов летной подготовки являются:

– состав и структура взаимосвязей между упражнениями по каждому элементу летной подготовки;

– оценки за каждое выполненное упражнение;

– уровень натренированности в выполнении каждого упражнения;

– временные интервалы между выполнением различных упражнений.

Создание плановой таблицы полетов вручную сопряжено с определенными трудностями, обусловленными трудоемкостью процесса составления по причине большого объема информации в разделе исходных данных. Поэтому, для облегчения работы командного состава при составлении плановых таблиц полетов, планируется создание компьютерных баз данных наличия самолетов, наличия летного и ИТС, уровня натренированности летного состава и перерывов в летной работе.

Для оценивания качества выполнения летчиками различных маневров или фигур пилотажа необходимо иметь эталон качества, иметь возможность в автоматизированном режиме распознать этот выполненный элемент полета, определить характерные точки на траектории его выполнения, выбрать параметры, которые войдут в критерии оценивания, сравнить эти значения параметров в соответствующих выбранных точках траектории с эталонными значениями и определить численные значения критерия по заданному алгоритму.

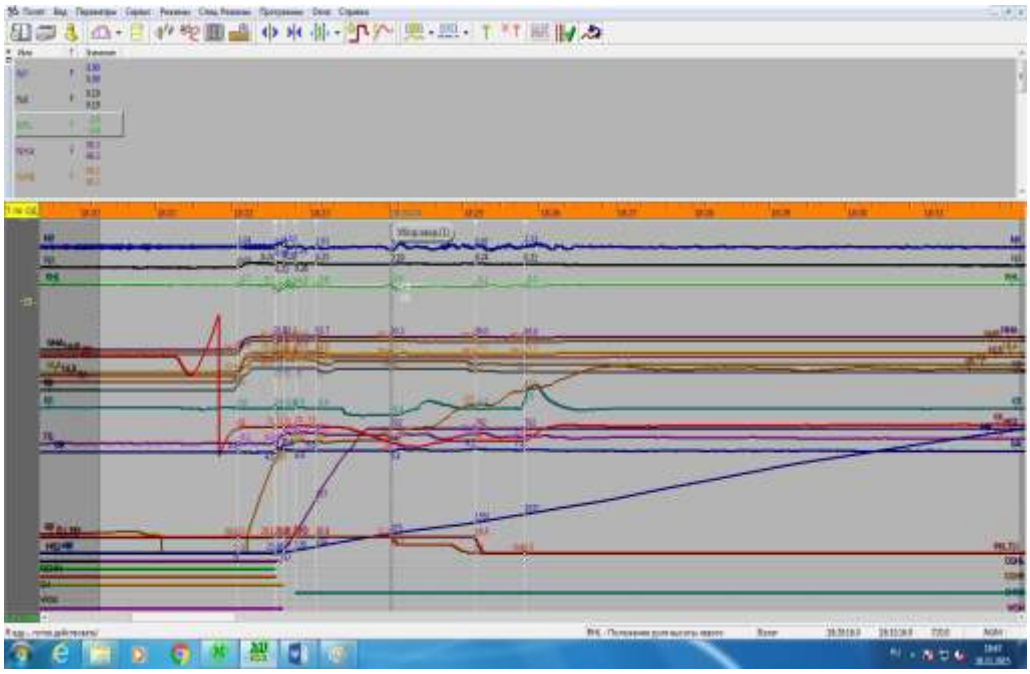


Рисунок 1 – Сигналограмма параметров для точки «Отрыв передней стойки»

Оценивание целесообразно проводить по выполнению отдельных маневров и фигур пилотажа. Для начинающих лётчиков последовательность выполнения элементов полёта в упражнении определяется предварительно, что позволяет значительно упростить алгоритм распознавания.

Для современных наземных комплексов обработки полетной информации, типа «Топаз-М» или «Монстр–2012», эти задачи решаются автоматически.

Пример результатов обработки полетной информации с выбором характерных точек и замером значений параметров в них показан в виде сигналлограммы, представленной на рис. 1.

Выбор параметров и характерных точек осуществляется по сигналограммам и требованиям нормативных документов, в частности по рекомендациям, указанным в стандартных заданиях для программно-аппаратно комплекса «Монстр-2012».

В работе предложено для апробации критерия оценивания качества техники пилотирования выделить 5 точек, программно определенных в сигналограмме и 6 аналоговых параметров.

Данные точки характеризуются следующими показателями:

– отрыв передней стойки;
– отрыв основных стоек;
– командой на уборку шасси;
– убранное положение шасси ;
– уборка закрылков.

Далее в критерий для апробации работы алгоритма оценивания предложены параметры:

– барометрическая высота полета $H_б$;
– приборная скорость полета $V_{пр}$;
– нормальная перегрузка n_y;
– угол крена γ;
– угол тангажа ύ;
– угол атаки α.

В ряде работ предложено оценивать качество техники пилотирования по физическим значениям каждого параметра на всем временном интервале, но с выставлением общей оценки по параметрам. При оценивании качества выполнения полетного задания использованы критерии, основанные на вероятности выхода параметров за пределы допусков. За показатели берутся значения либо среднеквадратического отклонения, либо P(X <Xдоп).

Недостатками этих подходов являются:

– необходимость хранения большого объема данных о параметрах полета на всем временном интервале оценивания;
– нет привязки к конкретному алгоритму распознавания элементов полета;
– не учтены веса параметров;
– нет связи между параметрами;
– не обоснован принцип выбора параметров оценивания.

Поэтому целесообразна разработка обобщенного показателя оценивания качества выполнения полетного задания по данным средств объективного контроля.

В данной работе использован статистический метод балльного оценивания качества техники пилотирования. Такой подход достаточно прост и обоснован целым рядом исследований.

За эталонные значения параметров принимаются: математическое ожидание, среднеквадратическое отклонение и корреляционная матрица M, вычисленные при достаточном числе реализаций заданного элемента полета, выполненного летчиками высокого уровня подготовки.

В большинстве случаев, параметры, характеризующие качество выполнения этого элемента, подчинены нормальному закону распределения, плотность вероятности которого определяется общим выражением для одномерного и многомерного распределений:

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x_i - m_x)^2}{2\sigma_x^2}}, \; i = \overline{1,n}, \; f(x_1, x_2, ... x_n) = 2\pi^{-\frac{n}{2}} e^{-\frac{(\bar{X}_0 - X)^2}{\sigma^2}} \qquad (2)$$

Из общего выражения вытекают все формы нормального закона для любого числа измерений и для любых видов зависимости между

случайными величинами. Анализ этих законов позволяет определить критерий оценки качества техники пилотирования, который может быть выражен формулой

$$X_0^T M^{-1} X_0 \le R(t), \qquad (3)$$

где $X_0 = \frac{(\overline{X} - X)^2}{\sigma^2}$; М – корреляционная матрица размерностью $n \times n$; $X = (x_1, x_2, ..., x_n)$ – вектор текущих значений параметров; $\overline{X} = (\overline{x}_1, \overline{x}_2, ..., \overline{x}_n)$ – вектор математических ожиданий значений параметров; $\sigma^2 = (\sigma_1^{\ 2}, \sigma_2^{\ 2}, ...\sigma_n^{\ 2})$ – вектор среднеквадратических значений параметров; *R(t)* – эталонные значения критерия оценивания, выраженные в долях среднеквадратических отклонений.

Например, $R(t_5)$ – эталонное значение критерия оценивания для оценки «отлично» при t = 1, т. е. попадания случайной величины (значения параметра) в интервал, равный 1 σ.

Данное выражение может быть использовано в качестве критерия оценивания качества пилотирования летательного аппарата летчиком по совокупности количественных значений параметров, определяющих траекторию выполнения различных маневров или фигур пилотажа.

При этом если $X_0^T M^{-1} X_0 \le R(t)$, то значения параметров входят в поле допусков.

Поставив в соответствие значениям относительных отклонений t количественные (балльные) оценки, например, по четырех балльной шкале оценивания, получаем выражение:

$$\begin{aligned} &Q = 5 ------ X_0^T M^{-1} X_0 \le R(t_5) \\ &Q = 4 ------ R(t_5) \le X_0^T M^{-1} X_0 \le R(t_4) \\ &Q = 3 ------ R(t_4) \le X_0^T M^{-1} X_0 \le R(t_3) \\ &Q = 2 ------ X_0^T M^{-1} X_0 \le R(t_3) \end{aligned} \qquad (4)$$

Формирование оценок по качеству пилотирования можно пояснить графически на примере нормального закона распределения параметров *x* и *y*, показанных на рис. 2, 3.

В каждом конкретном случае при анализе определенных элементов полета, параметры оценивания имеют разные весовые коэффициенты, поэтому возможно применение алгоритма оценивания с учетом их значимостей. Тогда критерий примет вид

$$(KX_0^T) M^{-1} (KX_0) \le R(t). \qquad (5)$$

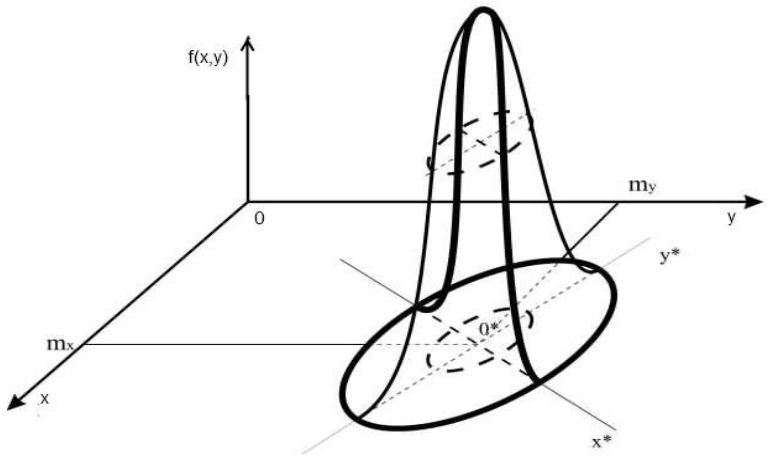


Рисунок 2 – Нормальный закон распределения двух параметров

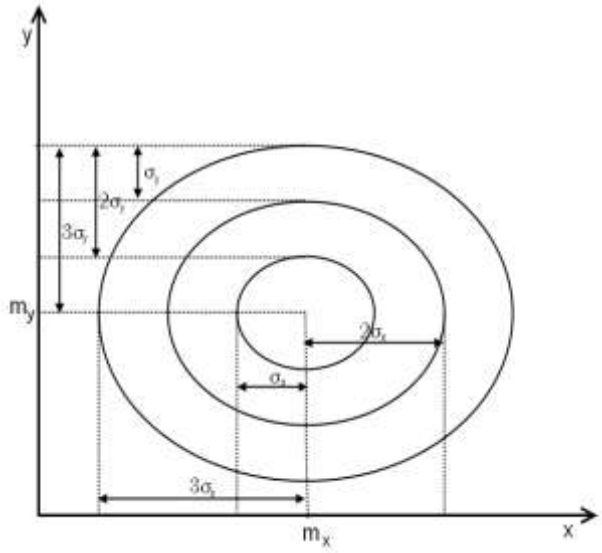


Рисунок 3 – Проекция срезов нормального закона распределения двух параметров на плоскость *x, y*

Программы для получения результатов обработки статистических данных разработаны в среде «MathCAD».

В решаемой задаче оценивания техники пилотирования для расчета весовых коэффициентов значимостей параметров полета или фигур пилотажа использован метод экспертного опроса (метод попарного сравнения), а для значимостей элементов полета, входящих в упражнение, метод сингулярного разложения [2].

Имеется n объектов (параметры полета): a_1, a_2,…a_n, при этом m экспертов проводят сравнение всех пар объектов между собой, давая численную оценку:

$$.W_{i,j} = \begin{cases} 1 --- a_i \succ a_j; i \neq j, i = 1, n, j = 1, n \\ 0 --- a_i \prec a_j; i \neq j; i = 1, n, j = 1, n. \\ 0{,}5 --- a_i = a_j \end{cases}. \quad (6)$$

Требуется определить степень весомости объектов, для каждого эксперта определить математическое ожидание (М.О.) X_{ij} случайной величины W_{ij}. На основании матрицы $|X| = X^{n \times m}$ математических ожиданий оценок пар параметров определить коэффициенты относительной важности (КОВ) $K_{i,j}$ с помощью которых получаем нормированный по рангам перечень параметров. Далее оценивается согласованность мнений экспертов с помощью коэффициентов конкордации W (коэффициент ранговой корреляции для группы из «m» экспертов).

Весовые коэффициенты при обработке карт попарного сравнения представляют собой относительные суммы элементов строк матрицы математических ожиданий.

В решаемой задаче ограничимся нахождением КОВ первого порядка, что дает достаточную точность и значительно упрощает все вычисления. Эти КОВ представляют собой относительные суммы элементов строк матрицы X. При M=1 имеем:

$$K_i^1 = \frac{\sum_{j=1}^{n} X_{i,j}}{\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n} X_{i,j}}; \sum_{j=1}^{n} K_i^1 = 1. \quad (7)$$

Коэффициент конкордации W определяется по формуле

$$W = \frac{S}{\frac{1}{12} m^2 (n^3 - n)}. \quad (8)$$

Знаменатель W представляет собой гипотетическую сумму рангов, установленных экспертами в случае полной согласованности их мнений.

Числитель W определяется по формуле

$$W = \sum_{j=1}^{n} \left\{ \sum_{i=1}^{n} R_{i,j} - \frac{mF}{n} \right\}^2. \quad (9)$$

Расчеты значений F подробно описаны в литературе [2].

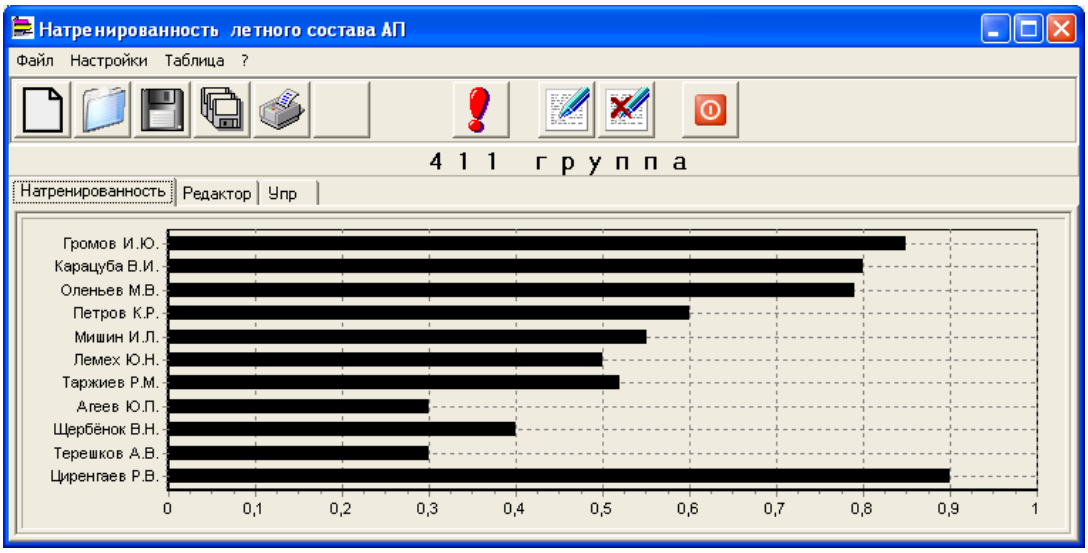


Рисунок 4 – Пример результата работы программы

Кроме этого разработана программа на алгоритмическом языке Delpfi, которая позволяет просмотреть процесс выполнения программы летной подготовки, позволяет реализовать предложенные алгоритмы отслеживания уровня натренированности с учетом качества выполнения полетного задания. Пример одной из функций работы программы показан на рис. 4.

ЛИТЕРАТУРА

1. Устинов В. В. Методика процессов автоматизации оценивания уровня натренированности / В. В. Устинов // Научные труды Иркутского ВАИИ, сборник статей – Иркутск, 2001. – С. 284–294.
2. Устинов В. В. Методика, алгоритм и программа статистической обработки результатов экспертного опроса / В. В. Устинов, Т. В. Маликова; М-во обороны СССР в/ч 11520. – 1988. – 20 с. – Библиогр.: С. 20. Деп. в УПИМ, вып.6, серия Б, 1988, № 3147.

ОРДИНАЛЬНЫЙ ПОДХОД В МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ, НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ДЛЯ РАЗВИТИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Котлов Ю. В.
yukotlov@rambler.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается класс слабоструктурированных задач многокритериального выбора, а также проблема поиска множества Парето и его сужения. Показаны предлагаемые в последнее время решения данной задачи, в том числе, метод принятия решений, основанный на сужении множества Парето и применении человеко-машинной процедуры принятия решений на обобщенных ранжировках альтернатив. Приложение метода в основном относится к принятию решений при проектировании, эксплуатации и управлении авиационными системами и комплексами.

ВВЕДЕНИЕ

Достаточно распространёнными на практике являются задачи многокритериального выбора в условиях определенности, в которых конечное множество альтернатив известно, альтернативы могут оцениваться как количественно, так и качественно, причём их количество достаточно велико, что не позволяет осуществить лицу, принимающему решение (ЛПР), выбор самостоятельно. Рассматриваемые задачи априори являются слабоструктурированными и не содержат всю необходимую для решения информацию в силу многокритериальности. К данному классу задач относится большинство задач принятия решений при проектировании, эксплуатации и управлении авиационными системами и комплексами.

Согласно известному принципу Эджворта-Парето, выбираемые ЛПР альтернативы должны быть обязательно парето-оптимальными. Однако наше вполне обоснованное желание описать цели оптимизации как можно лучше, увеличивая набор частных критериев, приводит к проблеме валообразного роста количества парето-оптимальных альтернатив. В подавляющем числе многокритериальных задач множество Парето оказывается довольно широким, и конкретный выбор в его пределах не является очевидным. По этой причине возникает проблема сужения множества Парето.

Также следует отметить, что в большинстве методов принятия решений согласование качественных и количественных оценок осуществляется, как правило, с помощью сведения всех частных критериев

к количественному типу, что может привносить в постановку задачи заведомо ложную информацию с непредсказуемыми и, может быть, негативными последствиями.

Автор разделяет известную точку зрения, что избавление от качественных критериев и переход к задаче только с количественными критериями с целью использования хорошо развитых разнообразных методов принятия решений зачастую не обеспечены объективной информацией, позволяющей преобразовать общую модель принятия решений в терминах структур порядка в более частную модель в топологических терминах меры близости (метрики, окрестности). Поэтому развитие методов принятия решений поддерживается соревнованием двух подходов: кардинального и ординального (количественного и порядкового).

Положительное решение данных проблем представляет большой интерес, как для теории, так и практики, и определяет, на наш взгляд, основные направления развития методов принятия решений в ближайшем будущем.

1 ПОИСК МНОЖЕСТВА ПАРЕТО И ПРОБЛЕМА ЕГО СУЖЕНИЯ

Решение считается оптимальным по Парето или эффективным, если любое другое решение хуже хотя бы по одному критерию, или множество Парето − это множество решений, не уступающих друг другу одновременно по всем критериальным оценкам. Более формально: если задача многокритериального выбора − это пара $\langle X, F \rangle$, где $X = \{x_1, x_2, ..., x_n\}$ − множество альтернатив, $F = \{f^1, f^2, ..., f^m\}$ – множество частных критериев, то $x \in X_{пар}$ ($X_{пар}$ – множество Парето), тогда и только тогда, когда не существует $x' \in X$, такого, что $\forall j = \overline{1,m}\ \ x' \overset{j}{\geq} x\ \ \&\ \ \exists j^0 \in \overline{1,m}\ \ x' \overset{j^0}{>} x$.

Определение парето-оптимального решения является «статическим» в том смысле, что основывается на попарном сравнении решений и не связывается с вопросом о том, возможно ли «плавно» перейти от одного решения к другому. Поэтому в большинстве задач многокритериальной оптимизации, когда множество альтернатив не конечно, достаточно проблематичным является построение всего множества Парето или его явное аналитическое описание. При выделении множества парето-оптимальных решений используется, как правило, не сам векторный критерий F, а порождаемые им отношения нестрогого, строгого предпочтения и эквивалентности во множестве решений X. Алгоритмы выделения парето-оптимальных решений обычно опираются на известные свойства отношения Парето. Лучшими считаются те, которые не используют полный перебор пар альтернатив. Как уже отмечалось

выше, на практике количество парето-оптимальных альтернатив оказывается достаточно большим для самостоятельного и осмысленного выбора ЛПР. Вполне очевидна необходимость использования такого принципа оптимальности, который был бы сильнее, чем Парето, и позволил сократить множество альтернатив, передаваемых ЛПР для окончательного выбора (чем сильнее отношение, тем меньше количество альтернатив в полученном после оптимизации множестве). В идеале, получившееся множество должно быть достаточно мало для того, чтобы ЛПР было в состоянии самостоятельно и без существенных ошибок выбрать лучшее решение в соответствии со своими представлениями об оптимальности.

Основным в известных количественных методах сужения является вопрос обоснованности соображений, исходя из которых, строится более сильное, чем Парето, отношение предпочтения. Процедура сужения, как правило, основывается на введении дополнительной информации о важности критериев от ЛПР, что является достаточно сильным требованием как к априорной, так и к апостериорной системам предпочтений ЛПР и сопряжено с известными трудностями. При этом обычно не корректно предполагается, что критерии обязательно должны иметь разную важность (проблема сопоставления разных ценностей). Например, как можно обсуждать важность критериев строительства аэропорта: стоимость строительства, количество людей, страдающих от шумовых воздействий, удобство пассажиров?

Общепринятым считается тезис о существовании некоторого обобщенного критерия, включающего различные комбинации критериев, с помощью которых можно описать все множество Парето. Наиболее простой и распространенной является линейная свертка критериев:

$J = \sum_{i=1}^{m} \lambda_i f^i(x)$, где все $\lambda_i \geq 0$, и соблюдается условие нормировки $\sum_{i=1}^{m} \lambda_i = 1$.

Доказано, что всякая точка максимума на множестве X линейной свертки критериев при $\lambda_i > 0$, $i = 1,2,...m$ является парето-оптимальной [1]. Это так называемое достаточное условие парето-оптимальности. Известно также необходимое условие парето-оптимальности, когда для обобщенного критерия (1) к условиям неотрицательности $\lambda_i \geq 0$ и нормировки $\sum_{i=1}^{m} \lambda_i = 1$, требуется еще соблюдение условий выпуклости множества X и вогнутости всех компонент вектор-функции F на множестве X. Таким образом, выбирая (или назначая) в указанных пределах коэффициенты линейной свёртки и максимизируя её значение на множестве X, мы можем находить какие-то парето-оптимальные решения. Выбор вариантов сводится к выбору коэффициентов линейной свёртки, которые нередко трактуют как некие «веса» или «коэффициенты

важности» частных критериев. Однако на наш взгляд, случаи некорректного применения линейной свертки, в том числе с негативными последствиями принятия решений, достаточно распространены. Почему это происходит? Во-первых, как правило, речь не идет об исследовании множества Парето, а происходит примитивное сведение многокритериальной задачи к скалярной оптимизации без каких-либо ограничений по частным критериям. Количество комбинаций весовых коэффициентов столь велико, что все перебрать практически невозможно. Какой-либо целенаправленный перебор весовых коэффициентов не представляется возможным по причине отсутствия информации о влиянии изменений коэффициентов на получаемые решения. Во-вторых, проверка выполнения условий выпуклости X и вогнутости компонентов векторного критерия является достаточно проблематичной в общем случае. При этом, значительная часть методов, использующих линейную свертку, применяется для задач с конечным множеством X, например, метод анализа иерархий [2], что противоречит условию его выпуклости. И, наконец, существование нестыковки необходимого и достаточного условия парето-оптимальности: применение необходимого условия парето-оптимальности не позволяет получить все парето-оптимальные решения (например, известен следующий пример [1], рис. 1, точки А и В соответствуют парето-оптимальным решениям, однако при условии $\lambda_i > 0$ их получить нельзя, это возможно только при $\lambda = (0,1),\ \lambda = (1,0)$, а достаточное условие может привести к нахождению не парето-оптимальных решений.

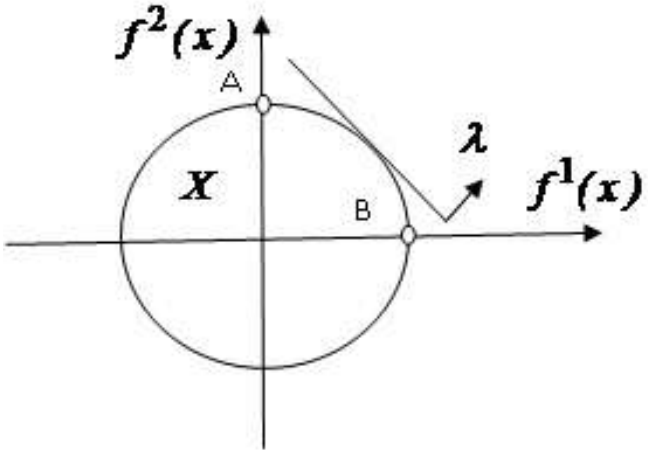


Рисунок 1 – Пример нестыковки необходимого и достаточного условия парето-оптимальности при линейной свертке

Методы многокритериального выбора, не использующие обобщенный критерий для поиска парето-оптимальных решений, как правило, применяют для сужения Парето более сильные отношения предпочтения, которые выделяют из множества Парето более узкие его подмножества. В последнее время активно проводится классификация и исследование свойств решений, которые получаются в результате сужения. Одним из первых таких классов были выделены альтернативы состоятельные по Кондорсе, т. е. удовлетворяющие принципу Кондорсе, который является достаточно популярным в групповом выборе. Наилучшим в соответствии с правилом Кондорсе, объявляется альтернатива, которая доминирует любую другую по мажоритарному отношению (побеждает по большинству частных критериев) [3]. Одной из основных проблем применения принципа Кондорсе является нетранзитивность используемого отношения предпочтения, кроме того, не учитывается возможная разная важность частных критериев.

На наш взгляд, перспективным является подход к сужению множества парето-оптимальных альтернатив, когда используется качественная информация о важности частных критериев [4]. Здесь для количественной шкалы оценивания альтернатив используется тезис об эквивалентности альтернатив, имеющих в паре критериев оценки, соответствующие ситуации «сколько нашли, столько потеряли». Формируемое при этом отношение называют отношением Подиновского. Здесь впервые удалось избавить ЛПР от необходимости указывать свое предпочтение по частным критериям в количественном виде. Следует отметить, что применять метод можно только к однородным критериям, например, при балльном оценивании. Оценить эффективность сужения множества парето-оптимальных альтернатив достаточно трудно. Возможны ситуации, когда количество предлагаемых для выбора альтернатив остается большим.

Ряд методов, например семейство ELECTRE, для формирования сужающего множество Парето отношения используют довольно громоздкие конструкции, затрудняющие их использование и превращающие иногда процедуру поиска парето-оптимальных решений в абсолютно формальную игру с числами.

В некоторых случаях предлагается рассматривать не отношение предпочтения, а отдельные подмножества множества Парето [3]. При этом вводится понятие *r*-оптимального решения, которое является парето-оптимальным относительно любой вектор-функции размерности $r \in \{1,2,...,m\}$, составленной из компонент исходного векторного критерия $F = \{f^1, f^2,..., f^m\}$. Тем самым 1-оптимальный вариант – это элемент, реализующий максимум одновременно по всем компонентам векторного критерия (т. е. в определённом смысле «идеальный» вариант решения многокритериальной задачи), а m-оптимальный вариант является просто

парето-оптимальным. В качестве «наилучшего» предлагается выбирать r-оптимальный вариант с минимальным возможным $r \in \{1,2,\ldots,m\}$, при котором множество r-оптимальных вариантов не пусто. В основу такого предложения положено эвристическое соображение, согласно которому чем меньше величина r, тем «ближе» r-оптимальный вариант к «идеальному» решению многокритериальной задачи.

Третье направление исследований связано с разработкой и применением человеко-машинных процедур и методов, в основе которых лежит процедура поиска «наиболее предпочтительного с точки зрения ЛПР» решения с использованием на каждом шаге вычислений определённой информации, полученной от ЛПР. Крайне трудными для данных методов по-прежнему остаются вопросы получения информации от ЛПР с учетом объективно существующих ограничений человеческой системы обработки информации. Практически в каждом методе встречаются те или иные операции, которые психологами отнесены к классу сложных для человека, и вызывают многочисленные ошибки со стороны человека.

Сравнительно недавно предложен подход, основанный на визуализации множества Парето с помощью идеи трехмерных карт (две размерности формируют плоскость решений, третья – отображается различными градациями цвета) [5]. Парето-оптимальная граница строится приближенно. Методы аппроксимации эффективной (парето-оптимальной) границы основаны на комбинации методов свёртывания систем линейных неравенств, предложенных Фурье, и оптимизации. Для линейных задач аппроксимация осуществляется многогранниками, для нелинейных – простыми фигурами (шарами, кубами и т. д.). ЛПР на основании имеющихся у него соображений о компромиссе по частным критериям указывает точку парето-оптимальной границы, после чего выполняется расчет наиболее близкого реального решения. При количестве критериев больше трех, визуальный анализ существенно усложняется. Основная часть реализации метода – построение множества Парето не доступны пользователю, что предполагает, в общем случае, применение метода только с помощью его авторов.

В завершение анализа проблем кардинального подхода следует напомнить известный факт: в общем нелинейном случае, даже при отсутствии ограничений, скалярная оптимизация численно неразрешима, что не позволяет надеяться на полное решение проблем в рамках данной парадигмы.

Проблема сужения множества Парето в ординальном подходе существенно не обеспечивается информацией, тем не менее, это возможно при отсутствии некоторых из вышеперечисленных недостатков количественных методов. Под руководством академика О. И. Ларичева

разработаны и получили программную реализацию, так называемые, качественные методы принятия решений, не предполагающие использование количественной информации, в том числе, о важности частных критериев [6]. Основной идеей качественных методов является использование градаций качества по частным критериям и построение с помощью ЛПР, единой порядковой шкалы (некоторый аналог обобщенного критерия) путем сравнения всех возможных гипотетических комбинаций данных градаций качества. На основе полученной информации разрабатывается решающее правило для сравнения альтернатив. При всех известных достоинствах методов следует признать наличие существенных трудозатрат для ЛПР в их применении на практике. Число обращений к ЛПР в худшем случае, будет равно $0{,}25 \cdot m(m-1)q(q-1)$, где m – количество критериев, q – количество оценок на шкале.

2 МЕТОД ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ НА ОСНОВЕ ОБОБЩЕННЫХ РАНЖИРОВОК АЛЬТЕРНАТИВ GLANCE

Новые возможности в решении практических задач многокритериального принятия решений в рамках ординального подхода предлагает метод принятия решений, который использует для описания многокритериального выбора множество обобщенных ранжировок альтернатив по частным критериям [7]. Основная идея предлагаемого метода принятия решений состоит в организации управляемого с помощью предпочтений ЛПР «окна» (достаточно узкого подмножества альтернатив) на множестве Парето (иногда в качестве исходного может использоваться множество слейтеровских решений, которые приобретают особый смысл в тех случаях, когда набор критериев в результате анализа может подвергнуться сокращению). Причём первоначально такое «окно» строится, как правило, автоматически (без участия ЛПР) в предположении о равноценности частных критериев. Далее, для уточнения предпочтений ЛПР, применяется специальная человеко-машинная процедура (ЧМП), позволяющая при последовательном анализе узких множеств парето-оптимальных альтернатив учесть разную важность частных критериев для ЛПР и принять лучшее, с его точки зрения, решение. Основные этапы метода принятия решений представлены на рис. 2. На первом этапе осуществляется формирование обобщённых ранжировок альтернатив по каждому частному критерию, где для качественных критериев предлагается использовать в общем случае попарное сравнение. При этом производится предобработка исходной информации, имеющая цель: устранить противоречивость в предпочтениях эксперта.

Рисунок 2 – Метод принятия решений на основе обобщенных ранжировок альтернатив

При таком описании многокритериального выбора (с использованием отношений строго предпочтения и эквивалентности), первоначально выделяются парето-оптимальные альтернативы, которые называют лидирующими [8]. Под лидирующими понимаются решения, для которых сумма количеств альтернатив, которым они уступают в ранжировках, минимальна. В обоснование здесь также положен эвристический тезис о некоторой близости таких решений к идеальному решению. Во многих случаях такие решения являются компромиссными, а время на их поиск минимальным.

Важным и естественным этапом в многокритериальном выборе является выделение парето-оптимальных (слейтеровских) решений. Представление информации о предпочтениях эксперта, либо ЛПР, в виде обобщённых ранжировок, позволяет построить эффективные алгоритмы поиска парето-оптимальных (слейтеровских) решений, в большинстве случаев превосходящих другие способы выделения множества Парето (Слейтера) [8].

После выделения множества Парето, число парето-оптимальных альтернатив может оказаться достаточно большим, и выделение лучшей альтернативы на таком множестве «вручную» остаётся проблематичным.

Поэтому далее предполагается сужение полученного множества альтернатив с помощью одного из алгоритмов: ИТ (идеальная точка) и АС (автоматическое сужение) [9].

Алгоритм ИТ для поиска компромисса использует «близость» к так называемой идеальной точке (ИТ), где под ИТ понимается гипотетическая альтернатива, являющаяся наилучшей по всем частным критериям (считается, что в X не содержится альтернативы с такими свойствами). Подобная «близость» для порядковых шкал является достаточно условной, поэтому ИТ является скорее некоторым ориентиром, чем точкой "отсчёта расстояний". Алгоритм ИТ основан на построении некоторой «окрестности» ИТ с помощью одной из альтернатив, являющейся лучшей по частному критерию, и фиктивных альтернатив – «двойников», получаемых из базовой альтернативы путем изменения её положения в ранжировках, с помощью специальных операций переноса, позволяющих ухудшение качества по одному критерию скомпенсировать улучшением по другому (как правило, алгоритм работает в автоматическом режиме, т. е. используется симметричный перенос альтернатив в ранжировках, но возможна «настройка» операций переноса с помощью ЛПР).

В основе алгоритма АС лежит расширение множества Парето с помощью фиктивных альтернатив, которые получаются как результат такого симметричного переноса базовой альтернативы в паре ранжировок, когда полученный «двойник» x_i^{kj} уступит по j-му критерию такому количеству альтернатив, сколько альтернатив превосходит решение x_i по k-му критерию, а по k-му критерию уступит такому же количеству альтернатив, сколько альтернатив превосходит решение x_i по j-му критерию. Базовая и фиктивная альтернативы признаются эквивалентными на основании того, что обеспечивается сохранение суммарного по двум ранжировкам количества альтернатив, которым базовая и фиктивная альтернативы проигрывают (выигрывают). Тем самым усиливается отношение предпочтения, что приводит к сужению исходного множества Парето. Невыбранные решения отбрасываются и формируются новые ранжировки альтернатив, после чего процедура сужения повторяется.

Основными достоинствами алгоритмов ИТ и АС являются: отсутствие необходимости приведения частных критериев к единой шкале и введения коэффициентов важности частных критериев, достаточно высокая степень сужения множества Парето.

Кроме подмножества компромиссных решений ЛПР на каждой итерации предъявляется идеальная альтернатива, полученная с помощью количественных и/или качественных оценок альтернатив, наилучших по частным критериям, что позволяет ЛПР получить представление о максимально достижимых целях.

Ключевым для ЧМП является алгоритм выделения подмножества парето-оптимальных альтернатив, «близких» к опорному решению. Под «близкими» здесь понимаются альтернативы, улучшающие опорное решение в соответствии с предпочтениями ЛПР при наименьших потерях по другим частным критериям. Для поиска таких решений предлагается, используя исходные ранжировки *S*, сформировать ранжировки альтернатив, в которых опорное решение находится на первом месте, а другие альтернативы выстраиваются в порядке следования в исходной ранжировке левее и правее от опорного. При этом сохраняется прежняя эквивалентность альтернатив и вводится эквивалентность альтернатив, находящихся по обе стороны от опорного решения и равноудалённых от него в смысле порядкового номера. Далее, с помощью одного из алгоритмов сужения (см. выше), выделяется достаточно узкое подмножество парето-оптимальных альтернатив, улучшающих опорное решение в соответствии с пожеланиями ЛПР, полученные в результате альтернативы (достаточно узкое подмножество) предъявляются совместно с идеальным и опорным решениями для анализа ЛПР.

После выбора нового опорного решения начинается следующая итерация, а процедура уточнения предпочтения ЛПР повторяется. Процесс принятия решений заканчивается:

1) по желанию ЛПР;

2) при выборе решения, являвшегося опорным на предыдущей итерации, и отказе ЛПР его улучшить по каким-либо частным критериям.

Информация, полученная от ЛПР в процессе поиска решений, используется для аппроксимации его отношения предпочтения в данной задаче с помощью построения конуса доминирования по специальной методике. Тем самым осуществляется обучение системы поддержки принятия решений. Далее принятие решения в других задачах с тем же набором критериев может осуществляться в автоматическом режиме.

Метод принятия решений, используя при оценке альтернатив только порядковые шкалы, позволяет для достаточно широкого класса задач индивидуального выбора без внесения в явном виде дополнительной информации о важности частных критериев и с минимальными затратами для ЛПР, найти наиболее предпочтительное, с точки зрения ЛПР, решение. Вычислительные возможности позволяют применять метод в условиях лимита времени на принятие решения. Программная реализация метода имеет рабочее название GLANCE («быстрый взгляд»).

Все это открывает новые возможности в решении задач проектирования и эксплуатации авиационных систем. В частности, практическое приложение при разработке систем поддержки принятия решений для диагностики авиационного оборудования позволяет решать многокритериальные задачи поиска одиночного отказа, когда используется

достаточно очевидный, с точки зрения практики, перечень равноценных критериев: вероятность отказа системы, трудоемкость проверки и информативность проверки. Кроме того, метод успешно применялся при решении задач проектирования электротехнических систем, обосновании структуры авиационного комплекса, оценки качества пилотирования летчиком по данным бортового устройства регистрации, при многокритериальном выборе источников навигационной информации в интегрированных многопозиционных радионавигационных системах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ногин В. Д. Принятие решений при многих критериях / В.Д. Ногин. – СПб: Изд-во Ютас, 2007. – 104 с.
2. Саати Т. JI. Принятие решений при зависимостях и обратных связях: Аналитические сети / Т. JI. Саати. – М.: Издательство ЛКИ. 2008. – 360 с.
3. Подиновский В. В. Введение в теорию важности критериев в многокритериальных задачах принятия решений / В. В. Подиновский. – М.: ФИЗМАТЛИТ. 2007. – 64 с.
4. Ногин В. Д. Проблема сужения множества Парето: подходы к решению / В. Д. Ногин // Искусственный интеллект и принятие решений. – 2008. – № 1.– С. 98–112.
5. Лотов А. В. Компьютер и поиск компромисса. Метод достижимых целей // Лотов А. В. и др. – М.: Наука. 1997. – 239 с.
6. Ларичев О. И. Теория и методы принятия решений / О. И. Ларичев – М.: Логос, 2008. – 198 с.
7. Vassilyev S. N., Kotlov Yu. V. Methods and algorithms of multicriteria optimization on the basis of nonrigorous rankings of alternatives by partial criteria and experience of computer realization. Journal of automation and information sciences: Begell House Inc. – 2006. –Vol: 38, №: 1 – P. 36–57.
8. Котлов Ю. В. Свойства некоторых алгоритмов многокритериальной оптимизации на основе обобщённых ранжировок / С. Н. Васильев, Ю. В. Котлов // Оптимизация, интеллект, управление. – 2002. – № 6. – С. 161–167.
9. Котлов Ю. В. Методы и алгоритмы многокритериальной оптимизации на основе нестрогих ранжировок альтернатив по частным критериям и опыт компьютерной реализации / С. Н. Васильев, Ю. В. Котлов // Проблемы информатики и управления, Киев. – 2006. – № 1–2. – С. 28–32.

МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА НА ВС И ИХ ПЕРСПЕКТИВНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ

Махмудов Р. Ф.

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

В статье рассмотрены методы измерения количества топлива на ВС. Более подробно рассмотрены методы, нашедшие широкое применение на ВС – поплавковый и ёмкостной. Дано конструктивное описание датчиков топливомеров и указаны их достоинства и недостатки. Перспективным направлением при разработке приборов для измерения и контроля уровня топлива является использование лазеров в сочетании с электронными устройствами обработки сигналов.

Обеспечение безопасности полётов – одна из наиболее актуальных и сложных проблем современной авиации. На многих современных самолётах масса топлива достигает 50–60% его взлётной массы, поэтому точное определение запаса топлива на самолёте в значительной степени повышает безопасность полёта и увеличивает его продолжительность и дальность.

Приборы, предназначенные для измерения количества топлива на борту ВС, называются топливомерами.

Большинство методов измерения количества топлива сводится к измерению его уровня.

Количество топлива (в единицах объема) и его уровень связаны между собой функциональной зависимостью, определяемой формой топливного бака.

Количество топлива в баке можно измерить следующими наиболее распространёнными методами:

- весовым гидростатическим методом;
- поплавковым;
- акустическим;
- ёмкостным;
- индуктивным;
- резисторным;
- радиоволновым;
- радиоизотопным.

Весовой метод заключается в непосредственном взвешивании бака с топливом с помощью тензодатчиков, которые устанавливаются в местах крепления бака.

Гидростатический метод основан на зависимости гидростатического давления топлива от его уровня.

Акустический метод основан на свойстве ультразвуковых колебаний: отражаться от границы раздела двух сред. Измерение уровня топлива в баке может осуществляться путём локации сверху или снизу.

Индуктивный метод основан на зависимости индуктивности катушки, расположенной в баке, от уровня топлива. Индуктивность изменяется из-за изменения электрических потерь в жидкости. Эти потери ощутимы в электропроводящих жидкостях, для которых и применим метод.

Резисторный метод основан на зависимости активного сопротивления резистора, расположенного в топливном баке, от уровня топлива. Сопротивление изменяется вследствие шунтирования его топливом. Метод пригоден для измерения уровня электропроводящих жидкостей.

Радиоизотопный метод основан на измерении интенсивности излучения радиоизотопов при их прохождении через слой жидкости, уровень которой измеряется.

Наиболее широкое распространение в гражданской авиации нашли поплавковый и ёмкостной методы измерения количества топлива.

В поплавковом топливомере на поверхности топлива находится поплавок. Линейное перемещение поплавка или угловое перемещение связанного с ним рычага измеряется и позволяет судить о количестве топлива, находящегося в баке.

Поплавковый топливомер состоит из датчика, расположенного в топливном баке, и указателя, который размещен на приборной доске или индицируется на многофункциональном дисплее.

Поплавковые топливомеры могут быть механическими и электромеханическими.

Механические топливомеры устанавливаются непосредственно на топливном баке, имеют шкалу и служат для контроля уровня топлива в процессе заправки бака.

Электромеханические топливомеры являются дистанционными приборами. Датчик электромеханического поплавкового топливомера состоит из металлического или пенопластового поплавка, который при изменении уровня топлива в баке через тягу, коромысло и рычаг перемещает щётку по потенциометру (рис.1).

В датчиках топливомеров с сигнализацией остатка имеется сигнальное устройство в виде контактов, которые замыкаются щёткой реостата при определенном уровне топлива и включают лампочку сигнализации.

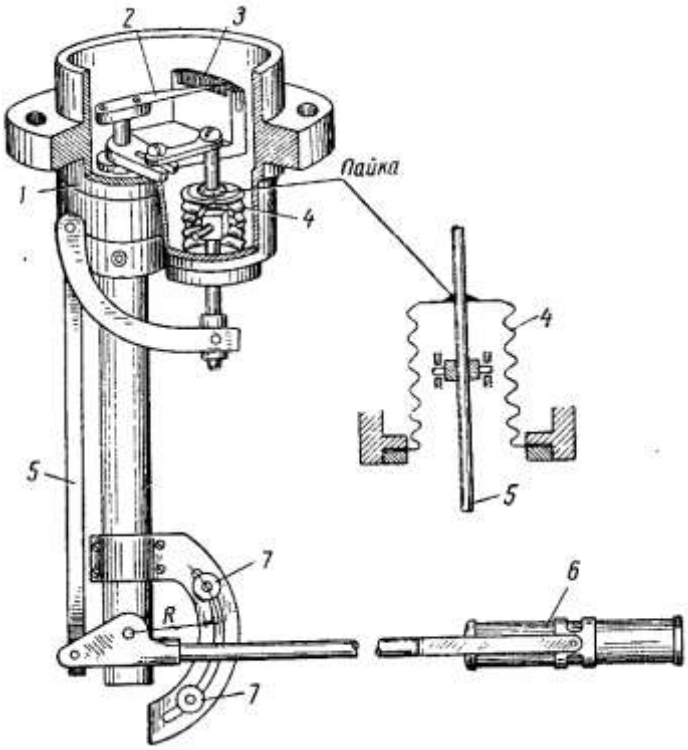


Рисунок 1 – Датчик поплавкового топливомера: 1 – корпус потенциометра датчика; 2 – ползунок потенциометра; 3 – потенциометр; 4 – сильфон; 5 – рычаг передающего механизма; 6 – поплавок; 7 – ограничитель

Электрическая схема и принцип работы несуммирующих топливомеров аналогичны электрическим схемам и принципу работы электрифицированных дистанционных манометров типа ЭДМУ.

В схемах суммирующих поплавковых топливомеров сопротивления датчиков включаются как реостаты и соединяются последовательно, образуя переменное плечо моста. Величина каждого из сопротивлений пропорциональна количеству топлива в соответствующем баке, поэтому суммарное сопротивление будет пропорционально общему количеству топлива во всех баках.

С выработкой топлива поплавок перемещается вверх или вниз и через рычажную передачу поворачивает щётку потенциометра. Гофрированный сильфонный разделитель исключает попадание топлива или его паров в полость корпуса, где установлен потенциометр.

В качестве указателей топливомеров обычно используются логометры. Шкала их градуируется в литрах в соответствии с градуировочной кривой бака, для которого предназначен прибор.

Датчик состоит из поплавка, механической передачи и электрического преобразователя перемещений, который выполнен в виде проволочного потенциометра.

Существенным недостатком поплавковых топливомеров является скользящий контакт, сложное профилирование потенциометра датчика, значительные погрешности измерения из-за ускорений, действующих на летательный аппарат.

В ёмкостных топливомерах используется свойство конденсаторов − изменять величину электрической ёмкости в зависимости от изменения диэлектрической постоянной среды, заполняющей пространство между обкладками конденсатора. Так как диэлектрическая проницаемость топлива отличается от диэлектрической проницаемости воздуха, то при изменении уровня топлива в баке будет меняться и ёмкость конденсатора.

Ёмкостные топливомеры состоят: из датчика, расположенного в топливном баке, и указателя, который размещён на приборной доске или индицируется на многофункциональном дисплее. В комплект входят: промежуточный блок, решающий усилительно-преобразующий и коммутационные задачи.

Датчик ёмкостного топливомера (рис. 2) представляет собой конденсатор, электроды которого выполнены в виде коаксиальных цилиндров (труб), расположенных вертикально по всей высоте бака.

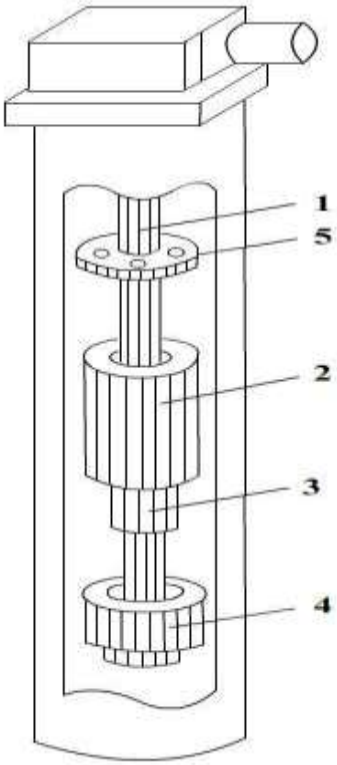


Рисунок 2 – Устройство ёмкостного и индуктивного датчиков уровня топлива: 1 – стержень; 2 – поплавок; 3 – сердечник; 4 – катушка индуктивности; 5 – диск

Трубы, образующие электроды датчика, профилируются путём вырезания на их поверхности окон различной конфигурации. Это необходимо для того, чтобы получить требуемую зависимость изменения рабочей поверхности электродов, а следовательно, и ёмкости конденсатора от высоты уровня топлива с целью согласования характеристики датчика с формой топливного бака.

Для увеличения ёмкости датчика используют несколько коаксиальных цилиндров (до шести). Которые через один соединяют друг с другом накоротко.

Измерение величины ёмкости датчика и перевод ее в значение количества топлива в баке осуществляется с помощью самоуравновешивающегося моста переменного тока или дифференциальной схемы сравнения токов.

Достоинством ёмкостных топливомеров являются: простота конструкции их датчиков, отсутствие подвижных контактов и малые методические погрешности, вызываемые кренами и ускорениями самолёта. Последнее объясняется тем, что в разных местах бака устанавливается несколько датчиков. При параллельном соединении ёмкостей датчиков суммарная их ёмкость практически не зависит от наклона поверхности топлива.

Ёмкостные топливомеры имеют методические и инструментальные погрешности.

Методические погрешности в основном такие же, как и у поплавковых топливомеров. Кроме того, ёмкостные топливомеры обладают еще методической погрешностью, обусловленной изменением диэлектрической проницаемости измеряемой среды при изменении температуры и сорта топлива.

Поскольку датчик ёмкостного топливомера значительно компактнее, чем датчик поплавкового, представляется возможным разместить несколько датчиков в различных точках одного бака, что приведет к уменьшению методической погрешности, вызываемой изменением положения топлива в баке при наклонах и ускорениях самолёта.

Инструментальные погрешности ёмкостного топливомера вызываются, главным образом, влиянием температуры на параметры элементов мостовой схемы (конденсаторов, сопротивлений). Уменьшение этих погрешностей достигается применением элементов с малыми температурными коэффициентами или введением температурной компенсации.

В конструкцию датчика вводятся индуктивные сигнализаторы, состоящие из неподвижной катушки и железного сердечника, связанного с поплавком. В датчик вмонтированы два индуктивных сигнализатора: один – в верхней, а другой − в нижней части датчика. Верхний

сигнализатор срабатывает при заполнении бака, нижний – при его опорожнении.

Таким образом, ёмкость приемника пропорциональна высоте уровня топлива в баке. Так как обычно для топливных баков объем топлива не имеет линейной связи с высотой его уровня, то для получения равномерной шкалы указателя топливомера поверхности труб приемника соответствующим образом профилируются.

Для подачи топлива из баков к двигателям на ВС используются электрические подкачивающие топливные насосы. Работой этих насосов управляет автомат программного расхода топлива топливо-измерительных комплексов и систем ВС, обеспечивающих выработку топлива из баков в такой последовательности, при которой сохраняется центровка самолёта.

Чувствительным элементом автомата программного расхода топлива являются индуктивные датчики уровней топлива, которые располагаются во внутренней полости ёмкостного датчика топливомера на центральном стержне, рис. 2.

Состоит датчик из поплавка с ферромагнитным сердечником и катушки индуктивности. Иногда на стержне размещаются два поплавка и две катушки индуктивности, в верхней части датчика. По мере выработки топлива поплавок опускается и при определенном уровне топлива вводит сердечник в катушку индуктивности. При этом резко меняется индуктивное сопротивление катушки.

Оперативный и достоверный контроль количества топлива ВС является важнейшей задачей, связанной не только с проблемами энергосбережения, но и с их эффективной эксплуатацией. Общеизвестна низкая точность устройств контроля уровня топлива в баках, погрешность которых составляет не менее ±5%. «Перезаправка» воздушного судна приводит к прямым убыткам, так как повышает взлётный вес, увеличивает себестоимость перелёта. Необходимость перевозки заведомо завышенных объёмов авиатоплива приводит к убыткам транспортных предприятий и создаёт условия для хищений. Одно из важнейших требований, предъявляемых к системам контроля уровня – обеспечение оперативности и высокой точности контроля.

Существующие устройства контроля уровня топлива, в основном поплавковые или емкостные, не удовлетворяют предъявляемым к ним требованиям по точности, быстродействию и надёжности, т. к. реализуют контактные методы измерения, что также требует повышенного внимания к обеспечению пожаровзрывобезопасности. Прочие многочисленные устройства контроля уровня жидкостей также не удовлетворяют предъявляемым к ним требованиям по какому-либо из эксплуатационных параметров – габаритам, весу, надёжности и т. д.

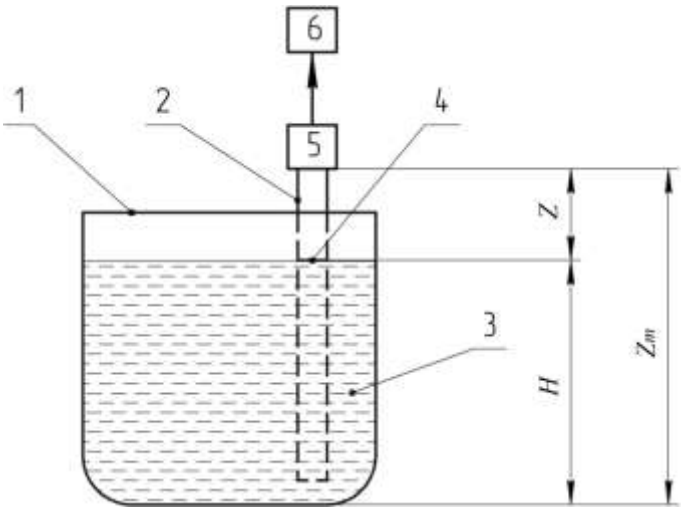


Рисунок 3 – Структурная схема устройства для измерения уровня жидкости в резервуарах с поплавковым отражателем в виде жидкой плёнки: 1 – резервуар; 2 – вертикальная труба; 3 – контролируемая жидкость; 4 – отражающий поплавок или жидкая плёнка; 5 – лазерный уровнемер; 6 – блок передачи данных; H – искомый уровень жидкости; Z – измеряемое дальномером расстояние; Zm – высота установки лазерного дальномера

Пример лазерного уровнемера представлен на рис. 3, где изображена структурная схема устройства. Измерительная трубка 2 вертикально установлена в резервуаре 1, резервуар заполняет контролируемая жидкость – топливо 3, внутри трубки на одном уровне с заполняющей объём резервуара жидкостью находится отражающий поплавок или плёнка 4, лазерный дальномер 5 располагается на верхнем торце измерительной трубки так, что его излучатель ориентирован нормально к отражающей плёнке, вход блока передачи данных 6 соединён с выходом лазерного дальномера.

Перспективным направлением в разработке приборов для измерения и контроля уровня топлива является использование лазеров в сочетании с электронными устройствами обработки сигналов.

Лазерный уровнемер, расположенный на высоте H, определяет расстояние l до отражающей плёнки. Плёнка имеет пренебрежительно малую, по сравнению с измеряемой величиной, толщину, следовательно, уровень контролируемой жидкости $H = Z_m - Z$. Блок передачи данных отправляет информацию о расстоянии Z на какое-либо внешнее устройство для последующей обработки, контроля и учёта.

Поплавковый отражатель может представлять собой жидкую плёнку с плотностью меньшей, чем плотность контролируемой среды, и коэффициентом отражения электромагнитного сигнала, достаточным для обеспечения требуемого диапазона измерения, а на верхнем торце

трубки расположен лазерный дальномер, являющийся излучателем и приёмником.

Сложность связана с подбором вещества жидкой плёнки, инертного по отношению к контролируемой среде, обладающего меньшей плотностью и достаточным коэффициентом отражения.

Использование данного метода позволяет повысить точность измерений за счёт применения лазерного дальномера, который имеет низкую погрешность порядка ±1,0 мм, показания которого мало зависят от газового состава среды, а также от внешних климатических факторов: влажности, давления, температуры. По сравнению с аналогами упрощается монтаж составляющих частей устройства, упрощается техническая эксплуатация, повышается надёжность, оперативность и точность определения уровня жидкости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Писаренко В. Н. Техническая эксплуатация и ремонт авиационных электрических систем и пилотажно-навигационных комплексов / В. Н. Писаренко. – Самара: Издательство СГАУ, 2010. – 242 с.
2. Борминский С. А. Методы измерений количественных и качественных характеристик жидких энергоносителей / С. А. Борминский, Б. В. Скворцов, А. В. Солнцева. – Самара: СНЦ РАН, 2012. – 222 с.
3. Афонский А. А. Электронные измерения в нанотехнологиях и микроэлектронике / под ред. проф. В. П. Дьяконова. – М.: ДМК Пресс, 2011. – 688 с.
4. Мирошников М. М. Теоретические основы оптико-электронных приборов / М. М. Мирошников. – Л.: Машиностроение, 1977. – 600 с.

БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ РАЗВИТИЯ АВИАЦИИ

Колесников А. М.

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

В статье рассмотрено развитие бортового оборудования воздушных судов. История появления бортового оборудования на многофункциональных индикаторах и построение пилотажно-навигационных комплексов. Основные концепции компоновки и принципы отображения информации. Достоинства многофункциональных индикаторов и коллиматорных систем отображения информации. Перспективы на будущее.

Бортовое оборудование – это совокупность приборов, систем и агрегатов, обеспечивающих:

- управление воздушным судном, включая управление угловым положением ВС и его траекторией при решении задач пилотирования;
- энергообеспечение ВС;
- обеспечение жизнедеятельности экипажа и пассажиров.

Бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО) предназначено для управления различными устройствами ВС, а также обеспечения связи ВС с системами организации воздушного движения и наблюдения за воздушной и наземной обстановкой. Оборудование, обеспечивающее энергоснабжение (гидравлические системы, системы электроснабжения), жизнедеятельность (системы кондиционирования), а также управление выпуском и уборкой шасси, торможением при посадке и прерванном старте называется *общесамолетным оборудованием (ОСО)*.

Процесс развития авиации в значительной мере обусловлен развитием бортового оборудования.

При конструировании современных самолетов 80% средств закладывается на разработку электронных систем управления полетом, бортовых компьютеров и пилотажно-навигационных комплексов.

Авионика (от «авиация» и «электроника») – совокупность всех электронных систем, разработанных для использования в авиации. На базовом уровне – это системы коммуникации, навигации, отображения и управления различными устройствами.

ИЗ ИСТОРИИ

Первоначально авионика на основе многофункциональных дисплеев была доступна только для больших транспортных и военных самолетов. В связи с необходимостью сертификации, стоимость таких приборов примерно равнялась стоимости нового одномоторного самолета.

Ценовая политика в этой области изменилась с приходом новых молодых высокотехнологичных компаний, специализирующихся на выпуске дисплеев для малой авиации. Первые такие приборы стали появляться во второй половине девяностых годов. Они отличались высокой ценой и низкой надежностью. 2005 год отмечен значительным снижением цен на МФД, поскольку рынок более-менее насытился, и компании начали конкурировать между собой. Кроме того, конструкция и программное обеспечение приборов достигло высокой степени надежности.

Многофункциональные мониторы могут составлять единый прибор или состоять из нескольких наборных модулей. В первую очередь – это TFT дисплей. Авиационные дисплеи имеют повышенный диапазон рабочих температур, который начинается с −35–20 °С. Повышенная яркость – от 500 до 1000 nit обеспечивает четкость изображения при прямых солнечных лучах (SunReadable). Дисплеи имеют твердую антибликовую поверхность.

ПИЛОТАЖНО НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС

Такие системы обычно объединяют в себе все необходимые пилотажные приборы – всего от 6 до 12 приборов: авиагоризонт, путевая скорость (по GPS), воздушная скорость, высотомер, вариометр, компас (магнитный и по GPS), акселерометр, амперметр и т. д. Как опция может предлагаться указатель угла атаки.

Глядя на дисплей, можно получать информацию обо всех пилотажно-навигационных параметрах одновременно, причем некоторые изображены для большей наглядности графически: вариометр и виде двигающегося вверх и вниз столбика, скорость и высота отображены как в числовом значении, так и в виде движущейся цветной столбиковой диаграммы.

Компьютер сам высчитывает такие параметры, как сила и направление ветра; при увеличении наддува – показывает диаграммой, насколько возрастет скорость, например, через 10 секунд. Есть также много других необычных параметров. При установке в ПНК вносятся значения минимальных и максимальных секторов скорости, высоты, перегрузки для каждого конкретного самолета, устанавливаются звуковые предупреждающие сигналы.

Интеграция ПНК с GPS-приемником позволяет дополнить его новыми функциями, например программа Highway In The Sky (HITS) – «Небесная Магистраль» − создает на экране тоннель из движущихся квадратов, для того чтобы держаться заданного курса, надо просто лететь сквозь эти квадраты. Эту функцию можно совместить с автопилотом.

Многие ПНК имеют в качестве опции источник резервного питания, который в случае отказа генератора и аккумулятора поддерживает всю систему в течение не менее 2-х часов.

ПНК, как правило, имеют в качестве дополнительной комплектации автопилот. Интеграция автопилота с ПНК уменьшает его стоимость и позволяет удобнее программировать автопилот на основе интерфейса ПНК.

Развитие авиации сопровождается совершенствованием летно-тактических характеристик ВС за счет усложнения и расширения функциональных задач бортового оборудования, а также внедрения новых устройств. Происходит увеличение объема приборного оборудования, пропорционально растет поток информации, поступающей на системы индикации.

Рисунок 1 – Внешняя панель многофункционального индикатора

Радиоэлектронные бортовые комплексы, согласно оценке специалистов, на настоящий момент составляют значительную часть от стоимости всего самолета. Наиболее зримым проявлением данной тенденции стала разработка концепции «стеклянной кабины экипажа», предусматривающей создание полностью интегрированной панели цветных многофункциональных индикаторов на базе широкоформатных активных жидкокристаллических матриц.

Многофункциональный индикатор решает задачи своевременного отображения информации полетных данных и параметров состояния множества бортовых систем. Такой индикатор позволяет обрабатывать и индицировать информацию: графическую (пилотажную, навигационную и д.р.), телевизионную (в том числе радиолокационную) и совмещенную (знакографическую и телевизионную). Интеграция многофункциональных индикаторов в одну панель повышает эргономичность кабины самолета.

Одновременное развитие микроэлектронных технологий приводит к появлению новых, более качественных и надежных элементов, таких как жидкокристаллические панели и электронные компоненты. Использование этих элементов в создании новых типов многофункциональных индикаторов позволяет во многом расширить набор функций и улучшить технические характеристики, придает индикатору универсальность и удобство в эксплуатации.

Количественный скачок в оснащении ВС различными системами пришелся на шестидесятые годы, в связи с появлением новых видов навигационного оборудования, радиолокационной станции и всевозможных вычислителей. Количество сопутствующих им органов управления и индикации росло пропорционально. Основными способами отображения информации были электрические, электромеханические индикаторы. Расширение диапазона функциональных задач, возлагаемых на бортовые средства отображения информации, привело к массовому переходу от электромеханического оборудования к приборам с экранной индикацией.

Исторически первыми стали применяться монохромные электронно-лучевые трубки, однако их значительные габариты и высокое, в десятки тысяч вольт, напряжение питания стали обстоятельствами, которые заставили разработчиков обратиться к плоским жидкокристаллическим дисплеям. ЖК-дисплеи вследствие высокой надежности, малого веса и малого потребления электроэнергии, получили большое распространение. ЖК панели практически не оказывают негативного воздействия на глаза оператора, имеют абсолютно плоский экран, не требуют сложных систем управления частотой и чёткостью изображения. Экранные бортовые системы помогают упорядочить

информационный поток на борту, автоматизировать многие процессы, разгрузить экипаж.

В настоящее время существует большое разнообразие многофункциональных индикаторов (МФИ) на жидкокристаллических экранах, предназначенных для оборудования кабин летательных аппаратов. Модели индикаторов отличаются техническими параметрами и функциональными возможностями. Эти факторы учитываются при выборе модели индикатора для бортового комплекса летательного аппарата определенного назначения.

Можно выделить ряд обязательных требований по функциональному набору к современным МФИ:

– формирование и предварительная обработка с помощью БЦВМ любой информации: пилотажной, навигационной, радиолокационной, информации от наземных систем, информации о состоянии и режимах работы оборудования самолета, выводимой на экран в виде шкал, счетчиков, указателей;

– автоматизированный ввод цифровой картографической информации, оперативно-тактической информации, справочных данных и другой специальной информации, а также их хранение в энергонезависимой памяти;

– совмещение навигационной информации с картой местности (картографическая навигация);

– подготовка полетного задания и проведение отдельных инженерно-штурманских расчетов до и во время полета;

– прием и обработка информации от внешних систем;

– возможность выдачи информации во внешние системы;

– вывод на экран графического изображения;

– аппаратный прием телевизионного изображения и вывод его на экран;

– вывод на экран совмещённого графического изображения и принятого телевизионного изображения.

ИНДИКАТОР НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ

Индикатор на лобовом стекле (ИЛС) (англ. head-updisplay (HUD)) – система ВС, предназначенная для отображения символьной навигационно-пилотажной и специальной информации на лобовом стекле.

Использование ИЛС позволяет в значительной степени снизить вероятность информационной перегрузки пилота, вынужденного следить одновременно как за окружающим пространством, так и за показаниями многочисленных приборов.

Эта технология, первоначально разработанная исключительно для военной авиации (в первую очередь для реактивных истребителей

и вертолётов), в настоящее время находит применение в гражданской авиации (МС-21).

При разработке систем ИЛС особого внимания требуют следующие факторы:

– поверхность, на которую проецируется изображение, должна быть совершенно прозрачной и не препятствовать обзору;

– формируемое изображение должно быть коллимировано (спроецировано на бесконечность) – в противном случае лётчику придётся постоянно перефокусировать зрение при переключении внимания с объекта в закабинном пространстве на показания ИЛС. Будучи спроецированным в бесконечность, изображение ИЛС видится всегда в фокусе вне зависимости от того, куда смотрит лётчик.

Рисунок 2 – Принцип отображения информации на коллиматором индикаторе

Рисунок 3 – Сенсорный экран ODICIS

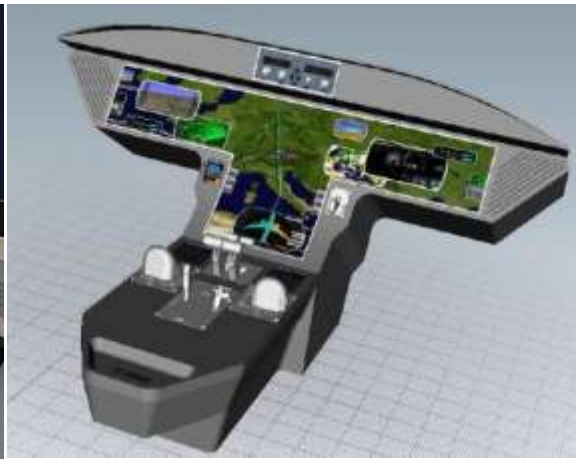


Рисунок 4 – Рабочая среда с одним дисплеем

КАБИНЫ САМОЛЕТОВ БУДУЩЕГО

Кабины самолетов будущего в скором будущем избавятся от множества измерительных, индицирующих приборов и элементов управления. Конечно, самые важные все же останутся, а вот все остальное будет помещено на один большой интерактивный сенсорный экран, созданием которого сейчас занимается компания Thales.

Этот экран, названный ODICIS (One Displayfor a Cockpit Interactive Solution), для построения изображения использует несколько проекционных устройств на базе светодиодов. Благодаря универсальности модулей и унификации программного обеспечения, экран можно изготовить любой формы и размеров, в соответствии с выбранным типом самолета, на который он будет устанавливаться.

Экипаж самолета сможет самостоятельно сделать с помощью такого экрана то, чего не может сделать компьютер, а точнее, выбрать оптимальный и удобный вид отображения и расположение информации разного рода на этом экране. «В таких кабинах обычно находятся люди, которые в повседневной жизни используют высокотехнологичные устройства, такие как iPhone, iPad и им подобные».

Использование избыточного количества проекционных устройств в этом дисплее делает менее вероятным полный отказ устройства. Если даже некоторые проекторы выйдут из строя, то их области изображения будут переходить на проекторы, расположенные по соседству. Будущие модели подобных приборных панелей, вероятно, будут использовать проекционные устройства различных типов. Это будет сделано для увеличения надежности всего устройства в целом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Крофт Д. Кабина следующего поколения: новые технологии в дисплеях и системах синтетического видения / Д. Крофт // Авиатранспортное обозрение: электронный научный журнал – март 2014 г. [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.ato.ru/archive/4/2014/20033 (дата обращения 01.03.2016)
2. Перспективная авионика гражданской авиации [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.modern-avionics.ru (дата обращения 01.03.2016). – Загл. с экрана.
3. PCAvia − авиация для любителей и профессионалов [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.pcavia.ru (дата обращения 01.03.2016) – Загл. с экрана

СЕКЦИЯ
«ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ, АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ СОЕДИНЕНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ УГЛЕКОМПОЗИТОВ

Сажин Н. А.[1], Сажин А. Н.[2]
[1]*sazhinna@uca.edu*, [2]*sazhinan@uca.edu*

[1]*Иркутский филиал МГТУ ГА*
(г. Иркутск)

[2] *ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»*
(г. Воронеж)

В статье рассматриваются достоинства и недостатки применения существующих (традиционных) крепежных соединений (заклепок) в конструкции планера воздушного судна при применении углекомпозитных материалов. Приводятся перспективные запатентованные крепежные элементы (заклепки из ПКМ) и технологии соединений авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов (углекомпозитов), позволяющие повысить эффективность их крепежа.

Не вызывает сомнения, что облик перспективной авиационной техники в ближайшее время будет отличаться широким внедрением композиционных материалов (КМ).

При проектировании самолетов, при применении КМ решается задача минимизации габаритов и массы конструкции при обеспечении заданных ТТХ в сложных условиях эксплуатации и боевого применения.

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе углеволокна – одно из эффективных средств снижения массы конструкции, из-за их преимуществ по удельной прочности и жесткости с традиционными материалами.

Совершенствование прочностных, деформационных, теплофизических характеристик углепластиков и повышения их теплоустойчивости даст возможность использовать их не только в слабо – и средненагруженных конструкциях самолётов (средства механизации крыла, тормозные щитки, зализы и т.п.), но и высоконагруженных агрегатах типа крыльев, ЗГО, ПГО, ВО.

Снижение массы при применении ПКМ в таких элементах конструкции, как: крыло, фюзеляж, оперение – а также возможности придания им более рациональных аэродинамических форм при проектировании, снижает потребную тягу двигателей, а следовательно, и массу силовой установки.

Снижение массы конструкции крыла, фюзеляжа, оперения, силовой установки приводит, в свою очередь, к снижению массы шасси и массы топлива, которое должно быть размещено на ЛА для обеспечения заданной дальности полета, а это опять-таки даст возможность снизить исходную массу конструкции ЛА (массу крыла, фюзеляжа, оперения) и его размерность.

В результате такого «каскадного» эффекта масса ЛА с новыми размерами будет существенно меньше, чем при простой замене обычных материалов (традиционных) в конструкции ЛА на ПКМ (т. е. при его модернизации) [1,2].

Это значительно повышает боевую или транспортную эффективность воздушных судов.

НЕДОСТАТКИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Вместе с тем, при более чем 45-и летнего периода эксплуатации ЛА с композитами (с 1969 г.) были выявлены и их недостатки по сравнению с традиционными (металлическими) авиационными материалами.

Покажем основные из них:

1. Высокая чувствительность к концентраторам напряжений.

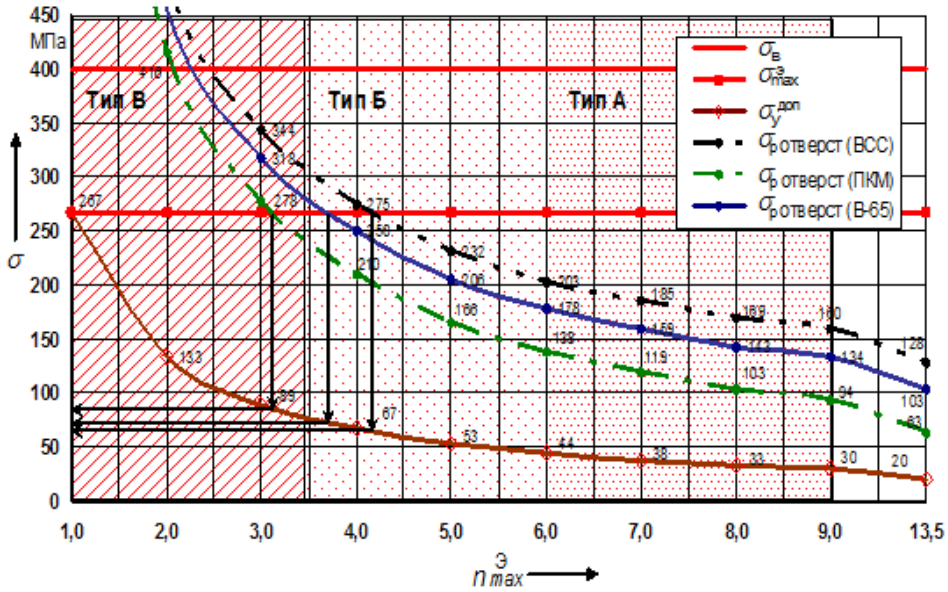


Рисунок 1 – График зависимости максимальных допустимых напряжений по контуру отверстия

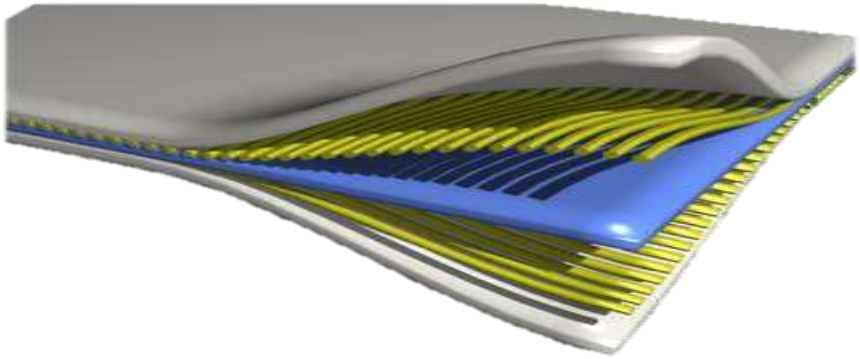


Рисунок 2 – Примерная схема наложения слоев композиционного материала

На рис. 1 представлен график зависимости максимальных допустимых напряжений по контуру отверстия $\sigma^{y}_{доп}$в зависимости от натяга *Ur*и приложенной допустимой эксплуатационной нагрузке $P(\sigma^{y}_{доп})$ для различных значений $n_э$и различных материалов заклепок (ВСС, В-65, ПКМ) диаметром D= 5мм [3].

2. Большая вариация свойств ПКМ. Это объясняется большим числом компонентов в их составе (рис. 2), несовершенством и отклонением в технологии изготовления.

Анализ экспериментальных данных показывает, что из-за большой вариации характеристик допустимые значения напряжений, используемые при проектировании, следует занижать приблизительно на 20% по сравнению со средними экспериментальными данными.

Напомним, что при проектировании российских конструкций ЛА из ПКМ, вводят дополнительный коэффициент безопасности $f_{доп}$=1,25-2,0 [4].

А это, несомненно, увеличивает массу конструкции.

3. Склонность к деструкции ПКМ.

Деструкция – изменение свойств ПКМ с течением времени эксплуатации (уменьшение прочностных свойств). Обычно в углепластиках КМУ-1У, КМУ-3Л, КМУ-4, КМУ-11ТР и в органопластиках при старении превалирует деструкция в эпоксидных областях матрицы (при эксплуатации это особенно часто наблюдается при попадании средств поражения или грозового разряда в авиационную конструкцию из углекомпозита).

На рис. 3 представлена фотография расслоения под стрингером углекомпозитной панели кессона горизонтального оперения самолета В737 после 18 лет эксплуатации [5].

Рисунок 3 – Расслоение под стрингером углекомпозитной панели кессона горизонтального оперения самолета B737

4. Углепластикам присуще низкое сопротивление окислению и плохая смачиваемость материала матрицы при создании армированных деталей, которые не позволяют полностью реализовать прочность волокон. Это приводит к тому, что не удается повысить прочность при сдвиге до значений более 65 МПа при использовании, в частности, эпокситрифенольного связующего, тогда как для предотвращения расслоения КМ требуется $\tau_{сд}$=80-120 Мпа [6].

Эти недостатки проявляются не только в самих ПКМ, но и при производстве и ремонте авиационных конструкций из них (технологические недостатки), в процессе эксплуатации (эксплуатационные недостатки), при боевом применении.

К основным технологическим недостаткам при производстве и ремонте агрегатов, узлов, деталей из ПКМ следует отнести:

1. Недостаточная прочность композитных конструкций при применении крепежа из традиционных материалов (стрежневых заклепок полупустотелых заклепок, заклепок с вытяжным сердечником, гайкопистонов, заклепок высокого сопротивления срезу из Al-сплавов и легированных сталей).

Прочность наиболее распространенных клепанных, болтовых, винтовых соединений металлических крепежных элементов значительно превосходит прочность авиационных конструкций из композитов. Из-за невысокой прочности последних на смятие ($\sigma_{см}$) и срез ($\sigma_{ср}$) может быть сведен на «нет» весь выигрыш в массе от применения в конструкции композитов при установке металлического крепежа [11].

2. Высокая чувствительность к соблюдению технологической дисциплиныв процессе сборки и ремонта агрегатов планера, выполненных из ПКМ.

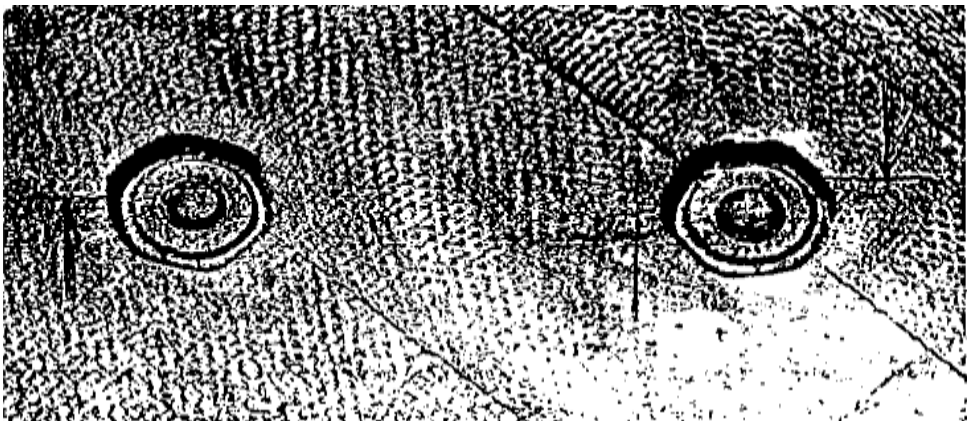


Рисунок 4 – Технологические дефекты (трещины) при постановке заклепок ЗВСС (материал 30ХГСА) в авиационную конструкцию из углекомпозита

Исследование технологических процессов сборки и ремонта агрегатов планера из ПКМ,визуальный и инструментальный контроль материала в местах, где установлены традиционные крепежные элементы (болт-заклепки, заклепки типа ЗВСС, заклепки с вытяжным сердечником, взрывные заклепки, гайкопистоны из традиционных материалов – стали, сплавов титана и алюминия) показывают, что вокруг них возникают внешние и под поверхностные повреждения в виде трещин и сколов [7] (рис. 4).

Исследования показывают, что даже при безударной клепке, в результате обжатия металлических крепежных элементов, в районе отверстия конструкции из композита наблюдается его разрушение. Последнее существенным образом влияет на прочностные характеристики соединения в целом и является недопустимым согласно требованиям стандарта ОСТ 1.11200-73.

Ударный метод клепки для авиационных конструкций из композитов при производстве и ремонте вообще не приемлем по причине того, что приводит к появлению большого количества дефектов, влияющих на прочность заклепочных соединений из-за разрушения связующего композита.Необходимо учесть, чтокроме разрушения собственно материала наблюдаются растрескивания и сколы лакокрасочных покрытий, что, в свою очередь, будет способствовать возникновению электрохимической коррозии.

К основным эксплуатационным недостаткам авиационных конструкций из композитов кроме ремонтопригодности следует отнести:

1. Высокое влагопоглощение, в отличие от традиционных материалов.

Специфика этого явления заключается в том, что в условиях низких температур сорбированная в материале влага способствует его дополнительному объемному и поверхностному разрушению

(при полете на больших высотах) в результате существенного увеличения объема кристаллизующейся в порах и трещинах воды. Отметим, что достаточно низкие температуры атмосферы способствуют кристаллизации воды в самых мелких и узких полостях и дефектах (рис. 5).

2. Низкая ударная стойкость полимерных композиционных материалов в отличие от высокой ударной вязкости традиционных авиационных сплавов (сплавов из Al и Ti).

Проблематичность этого явления заключается в том, что ударные повреждения, которые всегда имеют место при технической эксплуатации, не могут быть выявлены визуально в углекомпозитном материале.

Для выявления этих дефектов и оценки их роста при циклическом нагружении требуется применение высокочувствительных, дорогостоящих приборов дефектоскопического контроля (ДАМИ – С 09, тепловизоров – неразрушающего контроля с помощью инфракрасного излучения и др.) [3].

3. Низкая коррозионная стойкость металлического крепежа в композитных авиационных конструкциях, изготовленных из углекомпозита [3].

Известно, что углепластик на основе графита, является крайним элементом в гальванической последовательности (рис. 6).

Рисунок 5 – Разрушение авиационной конструкции из ПКМ из-за попадания и кристаллизации воды

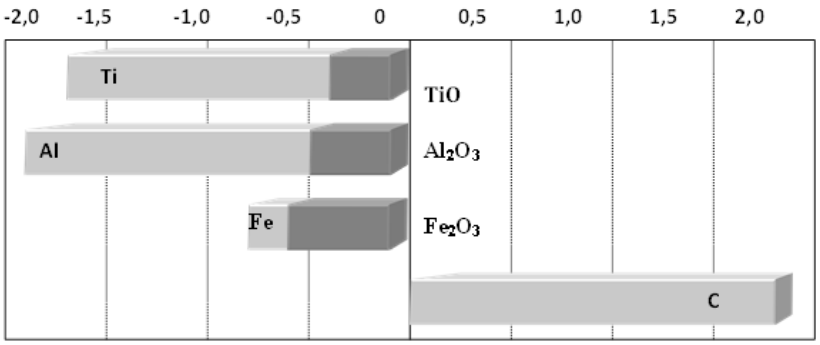


Рисунок 6 – Ряд напряжений

Рисунок 7 – Коррозия металлического крепежа в композитных авиационных конструкциях

Это означает, что он сам весьма устойчив против коррозии, но создает электрохимический потенциал, который приводит к коррозии всё менее инертные металлы, находящиеся с ним в непосредственном контакте (рис. 7) [3].

Эта проблема заключается в том, что как было установлено, наиболее дорогостоящим технологическим процессом при технической эксплуатации и ремонте самолетов является удаление и замена прокорродировавших или ослабленных крепежных элементов в композитных конструкциях.

Это капиталовложение доминирует независимо от того, является ли самолет военным или гражданским[8].

В настоящее время, в целях борьбы с электрохимической коррозией, при сборке агрегатов из ПКМ в местах их соединения используются антикоррозионные покрытия, а также устанавливают крепежные элементы из стали, сплавов титана и алюминия, что, в свою очередь, не может не сказаться на показателях массы и стоимости ЛА.

В связи с этим возникают вопросы о необходимости принятия мер, уменьшающих или ослабляющих подобные явления, поскольку в противном случае это может привести к последствиям, связанным с ослаблением силовой схемы авиационных конструкций из композитов.

Повысить ремонтопригодность композитных авиационных конструкций можно, применив новые крепежные элементы, изготовленные из ПКМ.

На рис. 8в работе [9] представлена заклепка (крепежный элемент), которая позволяет проводить ремонт авиационных конструкций из композитов при одностороннем подходе к ремонтируемому участку.

В ходе решения задач настоящей работы проведен анализ возможности использования для сборки и ремонта агрегатов планера из ПКМ крепежных элементов, изготовленных из материала аналогичного ремонтируемому.

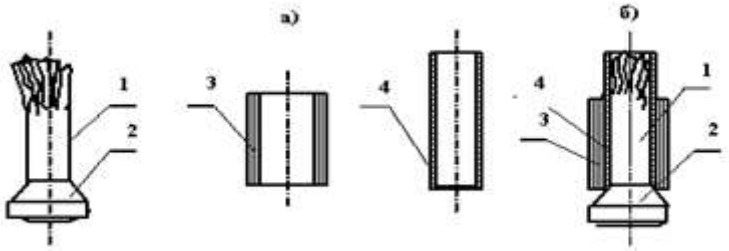


Рисунок 8 – Специальная заклепка с односторонним подходом к ремонтируемому участку

Понятно, что применение таких крепежных элементов практически исключает условия возникновения электрохимической коррозии, а также, учитывая высокую удельную прочность углепластика (коэффициент массового достоинства углекомпозита по прочности на срез по сравнению с заклепками из традиционных материалов), значительно снизит массу крепежа конструкции.

Учитывая все вышесказанное, в работе предлагается использовать крепежный элемент типа заклепки, выполненной из композиционного материала. Конструкция такой специальной заклепки представлена на рис. 8 [9].

Это устройство содержит стержень 1, выполненный из волокнистого композиционного материала с волокнами невысокой жесткости, ориентированными вдоль оси заклепки и оболочки в виде втулки 3 из препрега, родственного соединяемым деталям композиционного волокнистого материала, волокна которого имеют высокую удельную прочность на срез после полимеризации и ориентированы вдоль оси заклепки. В момент установки втулка находится в неотвержденном состоянии. Стержень заклепки выполнен с одной стороны с закладной головкой.

Недостатком заклёпки и способа получения неразъемного заклепочного соединения, представленных в работе [9],является низкая надежность заклепочного соединения, что обусловлено тем, что после удаления фторопластовой обечайки со стержня, между стержнем и внутренней поверхностью оболочки в виде втулки из неотвержденного препрега образуется пустота, что снижает прочность заклёпки и заклёпочного соединения в целом, низкая технологичность заклепочного шва обусловлен тем, что оболочка в виде втулки в момент поставки находится в неотверждённом (неполимеризованном) состоянии.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению по технической сущности и достигаемому результату является заклепка и способ получения неразъёмного заклепочного соединения деталей из ПКМ [9].

Техническим результатом настоящего изобретения является: повышение надежности и технологичности заклёпки и неразъемного заклёпочного соединения деталей из ПКМ, представленных в работе [10].

Указанный технический результат достигается тем, что заклёпка, состоящая из стержня, выполненного из полимерного композиционного материала с волокнами, ориентированными вдоль оси стержня, с цилиндрической головкой на одном конце и неотверждённой верхней частью стержня на другом конце, установлена в корпус, выполненный из отвержденного препрега, родственного соединяемым деталям композиционного материала и состоящего из цилиндрических соосных закладной головки и втулки, при этом закладная головка прозенкована, а нижняя часть втулки выполнена на конус. Между цилиндрической головкой заклепки и нижней частью втулки корпуса установлено кольцо из тканного неотвержденногопрепрега, при этом длина втулки корпуса равна толщине соединяемых деталей, а конус нижней части втулки корпуса находится под соединяемыми деталями на толщину кольца, внешний диаметр втулки корпуса равен диаметру цилиндрической головки заклепки, а внутренний –диаметру стержня, внешний диаметр кольца равен внешнему диаметру втулки, при этом только на неотвержденную верхнюю часть стержня установлена фторопластовая обечайка [10].

На рис. 9 показано продольное сечение заклепки, где обозначено (а): 1 – стержень заклепки; 2 – цилиндрическая головка; 3 – кольцо из тканного неотвержденногопрепрега КМУ – 7ТР; 5 – закладная головка корпуса заклёпки; 4 – втулка корпуса заклепки; 6 – прозенкованное отверстие закладной головки; 7 – конус нижней части втулки корпуса; 8 – фторопластовая обечайка (б – заклепка в сборе).

Повышение технологичности получения неразъёмного заклёпочного соединения деталей из ПКМ при отсутствии двухстороннего подхода (одновременно к закладной и замыкающей головкам) к заклёпочному шву заключается в том, что корпус заклёпки в виде втулки с закладной головкой в момент поставки находится в отверждённом состоянии.

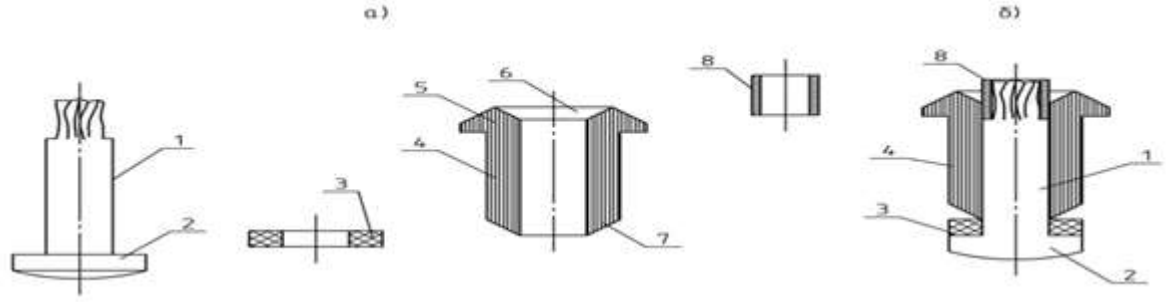


Рисунок 9 – Перспективная специальная заклепка с односторонним подходом к ремонтируемому участку (к заклепочному шву)

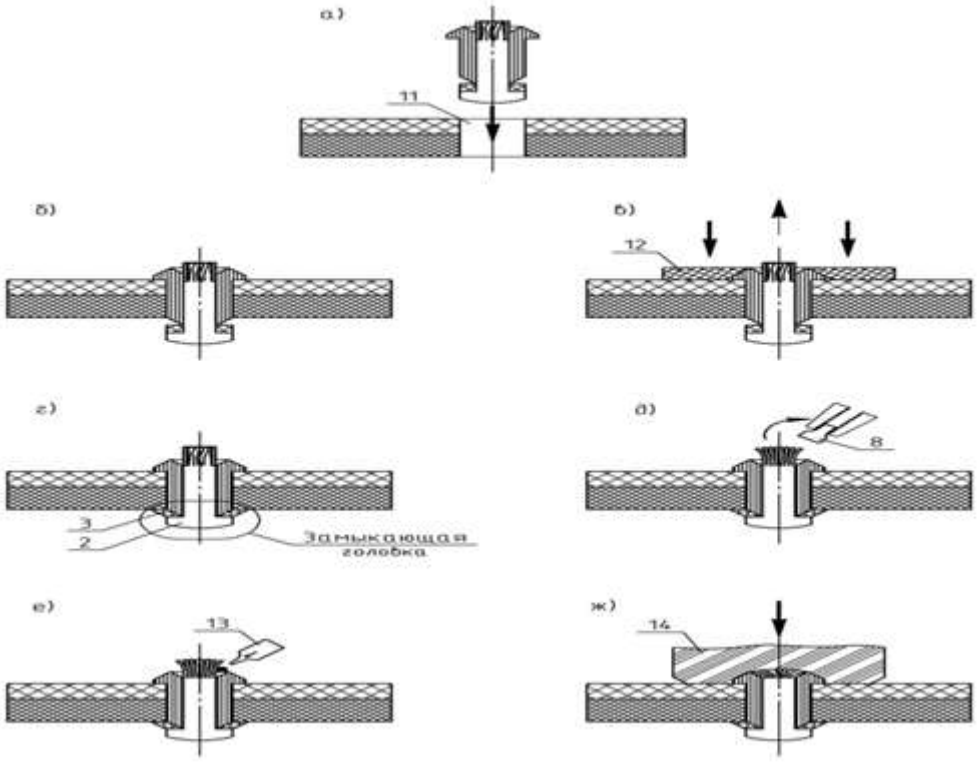


Рисунок 10 – Технология получения неразъемного заклепочного соединения авиационной конструкции из ПКМ специальной заклепкой с односторонним подходом к ремонтируемому участку (к заклепочному шву)

На рис. 10 представлена технология получения неразъемного заклепочного соединения авиационной конструкции из ПКМ специальной заклепкой с односторонним подходом к ремонтируемому участку (к заклепочному шву) [10]: а, б) размещение заклепки в отверстиях соединяемых деталей; в) фиксация закладной головки корпуса заклепки; г) образование замыкающей головки; д) удаление фторопластовой обечайки; е) пропитка клеевой композицией; ж) формирование фиксирующей части закладной головки; 11 – соосные отверстия соединяемых деталей; 12 – упорное кольцо; 13 – шприц с клеевой композицией; 14 – фторопластовая оправка.

Предлагаемая технология получения неразъемного заклепочного соединения авиационной конструкции из ПКМ специальной заклепкой позволяет образовывать замыкающую головку за счет деформации препрега кольца в холодном состоянии о конусную (концевую) часть корпуса заклёпки при отсутствии двухстороннего подхода (одновременно к закладной и замыкающей головкам) к заклёпочному шву, улучшая, тем самым, надежность и технологичность заклёпочного соединения.

Таким образом, новые технические решения – заклёпка и способ получения неразъёмного заклёпочного соединения при помощи неё, соответствуют критерию «новизна».

Эффективность от применения предлагаемых технических решений достигается за счёт повышения надежности и технологичности получаемого неразъёмного заклёпочного соединения деталей авиационной конструкции из полимерных композиционных материалов, при отсутствии двухстороннего подхода к заклёпочному шву.

Применение их в конструкциях ЛА позволит существенно сократить применение различных антикоррозионных грунтов и покрытий, а также будет являться средством для уменьшения уровня возвращаемого радиосигнала при облучении ЛА радиолокационной станцией, поскольку ПКМ обладает свойствами частичного поглощения этих сигналов.

С точки зрения технологии, применение крепежных элементов из ПКМ позволяет сократить время ремонтных работ и не требует специальных устройств и приспособлений для их постановки, тем самым повышается ремонтопригодность, надежность и технологичность композитной конструкции, уменьшается ее радиолокационная заметность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мышкин Л. В. Прогнозирование развития авиационной техники – Nеория и практика. – М. Физмалит, 2006 – 304 с.: ил.
2. Сажин. А. Н. К вопросу об оценке влияния применения композиционных материалов в конструкции планера летательного аппарата на его боевую живучесть, ремонтопригодность и заметность / М. П. Подоляк, А. Н. Сажин // VIII научные чтения по авиации. Ч. 1 / Военно-возд. инж. акад. им. Н.Е. Жуковского. – М.: ВВИА, 2007. – С. 42 – 43.
3. Кузнецов С. Н., Сажин Н. А. Преимущества и недостатки авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов. Раздел отчета о НИР № 01201363073 – шифр Углекомпозит ИФ МГТУ ГА, Иркутск, 2014 – 164 с.: ил.
4. Сироткин О. С. Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники / О. С. Сироткин, В. И. Гришин, В. Б. Литвинов – М.: Машиностроение, 2006 – 306 с.
5. «ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского, Национальный композитный центр» [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.tsagi.ru/ (дата обращения 15.03.2016).
6. Абраимов Н. В.Материаловедение. Технология конструкционных материалов: учебник для ВУЗов / Н. В. Абраимов, Ю. С. Елисеев,

В. В. Крымов // под редакцией Н. В. Абраимова – М.: МГТУ им. Баумана, 2005 – 560 с., ил.
7. Разработка технологических процессов ремонта авиационных конструкций из композитов: отчет о НИР: шифр «Ореол – 2002» / Иркутский военный авиационный инженерный институт (ИВАИИ); Научный руководитель Сажин Н. А.; исполнители: Алесковский С. Л., Нацубидзе С. А., Сажин А. Н. и др. – Иркутск, 2003. – 60 с.
8. Picard C.A. Use of new materials and new technologies in modern aircraft structures // Mater/ et Techin, 1988. – № 1–2. –P. 14–39.
9. Сажин Н.А., Сажин А. Н., Соловьев Д.В. и др. Патент RU № 2261374, МПК^{7}F 16 B 19/06, B 21 J 15/02. Заклёпка и способ получения неразъёмного заклёпочного соединения; опубл. 27.09.2005, Бюл. № 27. – 6 с.: ил.
10. Сажин А. Н., Сажин Н. А., Подоляк М. П. и др. Заклепка и способ получения неразъемного заклепочного соединения от 16.03.2015. Решение о выдаче патента на группу изобретений RU №2015109145/12 (014508) – 2 с.: ил.– от 25. 01. 2016 (Федеральная служба по интеллектуальной собственности).
11. Васильев В. В. Композиционные материалы: справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др. // под общей редакцией Васильева В. В., Тарнопольского Ю. М. – М.: машиностроение, 1990. – 512 с., ил., – С. 337–351.

ДЕТЕРМИНИРОВАННАЯ ОЦЕНКА БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА «ШЕСТИ СИГМ»

Барсуков А. Г.
nach-uch@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье на основе анализа граничных значений показателей эффективности обеспечения безопасности полетов, рекомендуемых в РУБП ИКАО и использующих традиционное правило «3-х сигм», предлагается применить современный метод «6 сигм», отличающийся большей достоверностью и точностью граничных значений показателей и также возможностью детерминированной оценки безопасности полетов с учетом приемлемого уровня риска.

ВВЕДЕНИЕ

Тенденция снижения аварийности в гражданской авиации в конце XX – начале XXI в. позволила мировой авиационной общественности признать, что авиационный транспорт стал одним из безопасных в мире.

Однако специалисты отмечают, что данный факт не является основанием для самоуспокоенности и благодушия, а наоборот, является требованием для разработки новых современных методов оценки и управления безопасностью полетов с применением статистического оценивания процессов, протекающих в авиационной транспортной системе.

1 ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Многолетняя практика показывает, что после ввода в эксплуатацию, авиационная транспортная система (АТС) функционирует таким образом, что её основные показатели: безопасность полетов, регулярность, рентабельность, комфорт, достигнув своих базовых значений, спустя определенный период, отклоняется от них. Такое изменение в процессе функционирования АТС по определению ИКАО называется «практическим сдвигом», означающим постепенный уход от заданного «курса» под влиянием различных факторов.

Графическая интерпретация «практического сдвига» представлена на рис. 1.

В данной ситуации наличие сдвига важно понимать физическую сущность этого явления, которая может использоваться для понимания того, каким образом и за счёт чего показатели качества АТС могут отличаться от уровня, заложенного в систему на первоначальном этапе. Анализ безопасности полетов и факторов, на неё влияющих, показывает, что причины и недостатки, приводящие к практическому сдвигу, могут быть парированы или предупреждены авиационным персоналом, способным к адаптации к новым условиям и задачам.

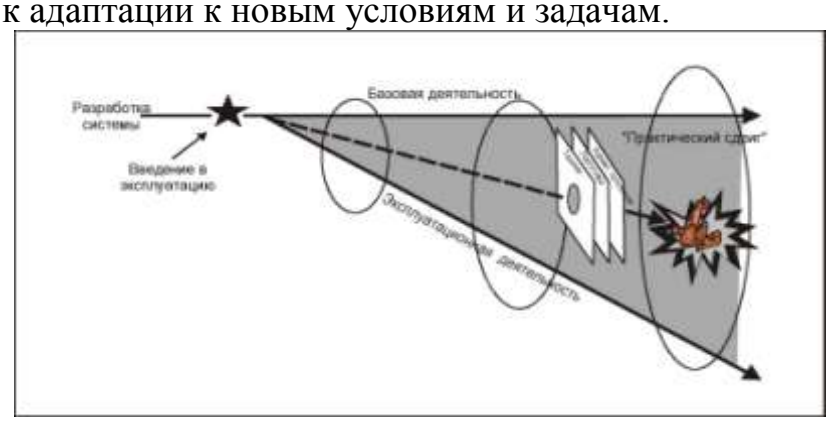


Рисунок 1 – Иллюстрация «практического сдвига»

Однако данное объяснение, подкупающее своим оптимизмом, на практике может не оказать позитивного влияния из-за отсутствия современных научных подходов к проблеме обеспечения качества, практических навыков по снижению уровней вариативности показателей безопасности полётов. Бесконтрольное использование на местном уровне личных навыков прошлого опыта могут обусловить то, что появившийся «практический сдвиг» будет способен увести систему слишком далеко от базовых значений.

Современная теория мониторинга качества процессов предполагает наличие информационной среды и методов её применения. Контроль и количественная оценка безопасности полетов являются элементами Системы управления безопасностью полётов (SMS). Данные о состоянии безопасности полётов предприятия (эксплуатанты) обычно представляют в виде таблиц, графиков, диаграмм и т. д. Главные требования, предъявляемые к ним: объективность, научность, эффективность и т. д. Финальным «аккордом» в обработке информации является создание индикаторов в среде безопасности полётов, которые позволяли бы устанавливать граничные условия для достижения целевого (приемлемого) или неприемлемого (аварийного) уровней безопасности полётов.

Важным моментом при мониторинге событий в АТС является понимание проблем вида: «Какие данные, и в каком виде подлежат систематическому, а какие периодическому или эпизодическому сбору? В каком виде представляются данные: в количественном, вероятностном или детерминированном?» и т. д.

Научно-методической базой информационного обеспечения процесса управления безопасностью полётов являются статистические методы. Полезность статистических методов определяется изменчивостью (вариативностью), наблюдаемой в ходе и в результатах практически всех процессов, в том числе и в условиях их кажущейся стабильности.

Перечень статистических методов, применяемых для анализа и решения проблем, с целью улучшения качества процесса, хорошо известны. К ним относятся: графики, диаграммы Парето, контрольные карты Шухарта, диаграммы Исикавы и т. д. Все эти методы позволяют понимать: каким образом принимаются решения с использованием статистических методов, применять теорию вариативности (определение случайных (общих)) и систематических (специальных) причин вариаций и т. д.

В Руководстве по управлению безопасностью полётов ИКАО (РУБП ИКАО) приведена диаграмма индикатора безопасности полётов: число инцидентов по месяцам года и график показателя эффективности обеспечения безопасности полётов, с заданными пороговыми и целевыми уровнями (рис. 2).

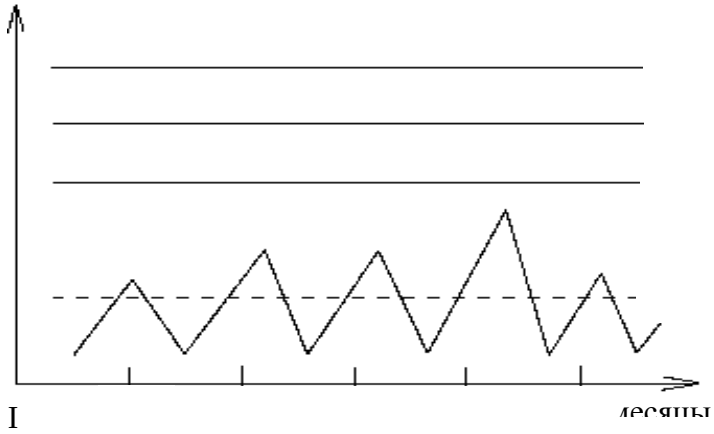


Рисунок 2 – Контрольная карта Шухарта

По своей сути этот график представляет собой контрольную карту Шухарта. Контрольные карты, несмотря на различие статистических данных, направлены на обнаружение непредвиденных отклонений с целью их предупреждения. Однако линии – контрольные пределы (среднее $+1SD$, среднее $+2D$, среднее $+3D$) не являются нормируемыми требованиями к безопасности полётов, а представляют собой при среднеквадратических отклонениях ($\pm 3\sigma$). Карта лишь показывает, контролируем ли процесс или нет, т. е. констатирует факт присутствия или отсутствия систематических (специальных) причин вариаций. Такая карта не позволяет в строгом понимании узнать: насколько данные показатели удовлетворяют нормируемым. Соответствие требованиям приемлемого уровня безопасности полётов определяется расчетом индексов воспроизводимости $C_{\text{р}}$и работоспособности $C_{\text{рк}}$ системы

$$C_{\text{р}} = \frac{S_v - S_l}{6\sigma}, \tag{1}$$

где S_v, S_l – значения верхней (среднее $+3\sigma$) и нижней (среднее -3σ) границ нормируемого допуска.

Эффективность оцениваемого процесса оценивается коэффициентами:

$$C_{\text{р}v} = \frac{S_v - \bar{x}}{3\sigma}, \tag{2}$$

$$C_{\text{р}l} = \frac{\bar{x} - S_l}{3\sigma}, \tag{3}$$

$$C_{\text{рк}} = min\left(C_{\text{р}v} C_{\text{р}l}\right). \tag{4}$$

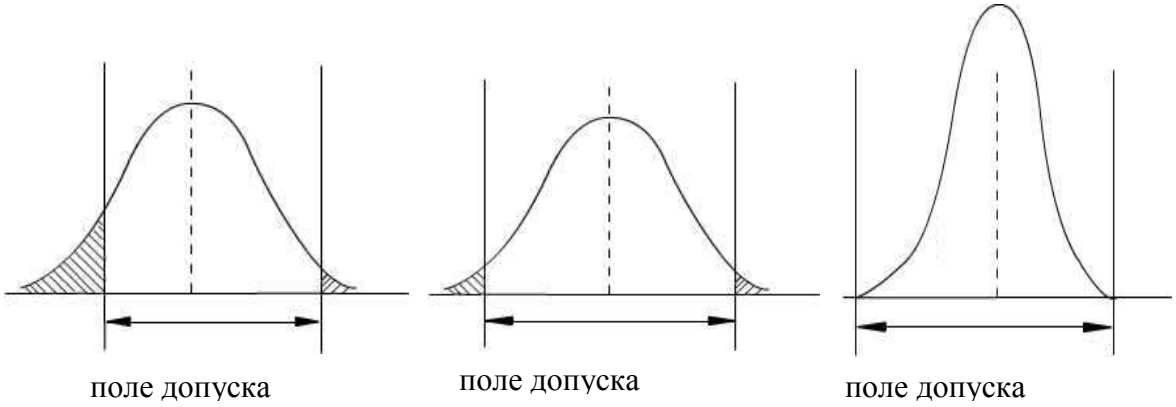


Рисунок 3 – Физическая картина метода 6 сигм

Коэффициент $C_{\text{рк}}$ характеризует нормированное расстояние между средним значением и ближайшим пределом приемлемого уровня. При $C_{\text{рк}} = 1$ количество превышений порогового уровня (3σ) составляет 2700. Однако известно, что достижение качества мирового уровня состоит в сохранении уровней дефектности в пределах нескольких дефектов на 1 млн. изделий. Таких показателей можно достичь, опираясь на современный метод «Шесть сигм» (6 сигм).

Термин «сигма» означает стандартное отклонение случайной величины от среднего значения. Из математической статистики известно, что с помощью среднего значения и стандартного отклонения можно оценить вероятную долю дефектов процесса. Для этого устанавливаются верхняя и нижняя границы поля допусков параметров качества. Чем больше будет доля допуска, тем больше будет доля годной продукции, однако чем больше будет среднеквадратичное отклонение, тем меньше доля годной продукции. Таким образом, при заданных полях допуска с целью повышения качества необходимо уменьшить значение среднеквадратичного отклонения, тем самым, увеличив их количество, укладывающееся в поле допуска.

Графическая интерпретация метода 6 сигм представлена на рис. 3.

Стратегия «6 сигм» основана на том, что существует прямая корреляция между числом дефектов (количеством) продукции и уровнем удовлетворенности потребителей. В этой стратегии заложен постулат, что в установленном допуске на конкретный параметр, среднеквадратичное отклонение распределения составляет 1/12 допуска. Это означает, что поле рассеяния значений параметра равно половине допуска. В табл. 1 представлены по соответствию числа дефектов на 1 млн возможностей и их процентное содержание.

Таблица 1 – Распределение числа дефектов в зависимостиот количества σ

Уровень сигм	Число дефектов на 1 млн	Процентное содержание
6	3,4	99,9997
3	66807	93,32
2	308537	69,2
1	690000	31,0

Для детерминированной оценки безопасности полёта, при заданных ограничениях определяющего параметра x_i (параметра, имеющего ограничения из условий безопасности полёта – α, γ, n_y ...) достаточно определить 1/12 часть поля допуска (при наличии двусторонних ограничений), т. е. значение среднеквадратичного отклонения. По результатам обработки полётной информации, путём сравнения зарегистрированного значения параметра x_iсо значениями поля размером $\pm 6\sigma$ можно сделать вывод о том, что процесс находится в статистически управляемом состоянии и произвести в первом приближении оценку по принципу: «опасно», если $x_i \geq 6\sigma$ и «неопасно», если $x_i \leq 6\sigma$. Причем данная оценка будет качественной и эффективной, т. к. предполагает всего не более 3…4 случаев оценок «опасно» на 1млн полётов, что соизмеримо с приемлемым уровнем риска(-10^6).

Таким образом, «6 сигм» – это один из методов управления процессами, основанный на проведении статистической оценки фактов, данных процесса анализу факторов опасности и разработки мероприятий по управлению факторами риска.

ЛИТЕРАТУРА

1. Исикава К. Японские методы управления качеством. – М.: Экономика, 1998. – 236 с.
2. Джорж Л. Майкл. Бережливое производство + шесть сигм в сфере услуг: как скорость бережливого производства и качества шести сигм помогают совершенствованию бизнеса / Перевод с английского / – М.: Альпина Бизнес Букс, 2005. – 402 с.
3. ГОСТ ИСО 13053-2-2013.Статистические методы «Методология улучшения процессов «шести сигм». Ч.2. Методы и приёмы.– М.: Стандартинформ, 2014.
4. Панде П., Холп Л. Что такое «шесть сигм?» Невомационныйметод управления качеством./ 2 изд. – М.: Альпина Бизнес Букс, 2005. – 160 с.
5. Руководство по управлению безопасностью полётов (РУБП). (Doc.9859 AN/460 изд.3, 2013, ИКАО).

ДИАГНОСТИКА АВИАЦИОННЫХ КОМПОЗИТОВ МЕТОДОМ СПЕКЛ-СТРУКТУР ПРИ ЗОНДИРОВАНИИ ВИХРЕВЫМИ ПУЧКАМИ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Павлов П. В.[1], Малов А. Н.[2], Попов Ф. Н.[3]
[1]pavlov.pave@yandex.ru, [2]cohol2007@yandex.ru, [3]popovfeodor@live.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж)

В работе представлены результаты численного моделирования и экспериментального исследования способа неразрушающего контроля внутренней структуры композитных материалов с применением в качестве зондирующего волнового фронта вихревых лазерных пучков.

ВВЕДЕНИЕ

Для улучшения лётно-тактических характеристик современных и перспективны боевых самолетов и вертолетов выполняются дорогостоящие программы, предусматривающие снижение веса конструкции летательных аппаратов за счет применения новых, более перспективных материалов, к числу которых относятся так называемые композиционные материалы. Основным видом дефектов таких конструкций при их производстве, существенно снижающих их прочность, является нарушение оплошности соединений слоев между собой. Одним из эффективных способов поддержания высокой надежности авиационной техники и увеличения сроков ее службы является обязательное применение на этапах производства, эксплуатации и ремонта различных методов неразрушающего контроля.

Методы неразрушающего контроля предназначены для выявления дефектов типа нарушения структуры материала, оценки его структуры и физико-химических свойств, контроля геометрических параметров изделий.

Универсальных методов контроля не существует. В настоящее время разработано большое число методов, каждый из которых используется для решения ограниченного числа задач. Наиболее распространены в условиях производства, эксплуатации и ремонта авиационной техники магнитные, капиллярные, акустические, радиационные и оптические методы контроля.

Использование оптического метода контроля заключается в просвечивании оптически прозрачных деталей мощным источником света. Контролёр, используя данный метод, визуально определяет места расположения дефектов. Недостатком метода является человеческий

фактор, неточное определение границ, местоположения и глубины залегания дефекта, значительные временные затраты.

Для повышения эффективности оптических методов контроля на производстве и при эксплуатации предлагается использовать метод спекл-структур оптического излучения (МССОИ), который сейчас является одним из перспективных и востребованных [1]. Это связано с тем, что в спекл-картине, регистрируемой при отражении лазерных пучков от шероховатых поверхностей, содержится полная информация о её пространственных неровностях. В настоящее время известны работы отечественных и зарубежных ученых по использованию МССОИ для оценки параметров оптически-непрозрачных поверхностей [2, 3, 4], однако недостаточно еще исследована область точной взаимосвязи, между параметрами шероховатостей и внутренней структуры полупрозрачных поверхностей от параметров зондирующего излучения, что является препятствием для применения МССОИ для контроля внутренней структуры композитных материалов. Для повышения чувствительности МССОИ при контроле структуры композитных материалов предлагается использовать в качестве зондированного волнового фронта вихревые лазерные пучки [5]. Данная работа направлена на восполнения пробела в данной области исследования.

В ходе данной работы были определены соотношения между параметрами оптической системы и параметрами исследуемой поверхности, при которых эффективно использовать метод корреляционной обработки картин. В работе представлены результаты моделирования оптической системы, реализующей способ неразрушающего контроля на основе использования МССОИ. Проанализированы пределы использования алгоритмов автокорреляционной обработки спекл-картин в зависимости от величины длины волны излучения и числа топологического заряда вихревого фронта.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для метрологического использования оптических вихрей необходимо точное описание процессов их распространения и дифракции. Описание скалярной и векторной дифракции когерентного света на спиральной фазовой пластинке в приближении тонкого оптического элемента приведено в [6]. Недавно были представлены результаты численного моделирования распространения когерентных скалярных вихревых пучков Лагерра-Гаусса сквозь турбулентную атмосферу [7]. Однако, процесс прохождения и отражения спиральных волновых фронтов через полупрозрачные шероховатые объекты, насколько нам известно, рассмотрен не был.

При численном моделировании рассмотрен процесс регистрации спекл-картин при прохождении и отражении вихревого волнового фронта от поверхности с различными параметрами шероховатости при постоянном коэффициенте преломления среды. Пусть рельеф поверхности задается двумерной функцией $h(x,y)$ по средней линии профиля. Для расчета распределение комплексной амплитуды поля в плоскости регистрации волновое поле, падающего на шероховатую поверхность, необходимо умножить на функцию фазового запаздывания $\exp[i\varphi(x,y)]$ где $\varphi(x,y)=2kh(x,y)$, после чего амплитуду и фазу следует отобразить горизонтально, как в случае отражения от зеркала.

Размеры шероховатостей моделируемых поверхностей будем характеризовать средним арифметическим отклонением профиля R_a, который вычисляется по всей рабочей области, разбитой на $M \times N$ интервалов:

$$R_a = \frac{1}{MN}\sum_{m=1}^{M}\sum_{n=1}^{N}\left|h\left(x_m, y_m\right) - \langle h \rangle,\right| \tag{1}$$

где $\langle h \rangle$ определяет среднюю линию профиля:

$$\langle h \rangle = \frac{1}{MN}\sum_{m=1}^{M}\sum_{n=1}^{N} h\left(x_m, y_n\right). \tag{2}$$

В ходе моделирования был проведён расчёт волнового поля в плоскости регистрации изображения путём реализации алгоритма свёртки.

Расчётная формула для поля прошедшего через оптическую систему выглядела следующим образом:

$$u\left(x,y,l\right) = FFT^{-1}\left\{FFT\left[U_0\left(x',y'\right)\right] \times FFT\left[\frac{\exp\{ikr\}}{i\lambda r}\cdot\frac{l}{r}\right]\right\} \tag{3}$$

где: U_0 − начальное распределение амплитуды; kr − множитель, задающий начальную фазу лазерного пучка; l − расстояние до плоскости наблюдения картины; λ − длина волны излучения; r − расстояние до точки наблюдения картины; x', y' − координаты точки в плоскости исходного пучка; x,y − координаты точки в плоскости регистрации спекл-изображения; $u(x,y,l)$ − функция, описывающая волновое поле в плоскости регистрации спекл-изображения; FFT − быстрое преобразование Фурье; FFT^{1} − обратное преобразование Фурье.

Моделирование процесса распространения вихревых волновых фронтов в свободном пространстве, а также их взаимодействие с полупрозрачными объектами, характеризующимися разными параметрами шероховатости и коэффициентом преломления описывалось на основе

математической модели, основанной на методах скалярной теории дифракции, которая была реализована в виде программных алгоритмов среде графического программирования National Instruments LabVIEW.

Параметры оптической системы, выбранной для моделирования имели следующие значения: 1) длина волны источника излучения $\lambda = 0{,}5$ мкм; 2) l=0,61 мм – расстояние от плоскости ДОЭ до исследуемой поверхности; 3) $L=2l_0$ – расстояние от исследуемой поверхности до плоскости регистрации спекл-картин, где $l_0 = \Delta x D/\lambda$ – параметр, определяющий минимально допустимое расстояние для использованного метода численного расчёта. Параметры контролируемого объекта: 1) величина Ra варьировалась в пределах от 0,03 до 12 мкм; 2) $\Delta x = 1{,}5$ мкм – ширина пиксела; 3) D= 96 мкм – размер матрицы регистрации; 4) n=1,5 – показатель преломления образца (для случая пропускания).

Результирующие распределения интенсивности спекл-изображений, полученные в ходе моделирования представлены на рис. 1. В качестве инструмента анализа параметров спекл-изображений, был использован программный комплекс автокорреляционной обработки [8]. В качестве критерия оценивания параметров контролируемого образца использовался интервал корреляции спекл-изображения. Установлено, что с увеличением R_a поверхности происходит уменьшение интервала корреляции спекл-изображения, причем при одних и тех же значениях параметров R_a величина интервала корреляции при использовании вихревого волнового фронта меньше, чем при использовании плоского. Также были определены соотношения между параметрами диагностической системы и параметрами исследуемой поверхности, при которых эффективно использовать метод автокорреляционной обработки спекл-картин.

Установлено, что в случае регистрации спекл-картины при прохождении излучения через материал образца диапазон размеров неровностей, в пределах которого применим метод автокорреляционной обработки больше примерно в 4 раза, чем в случае отражения волнового фронта от поверхности с последующей регистрацией картины сразу на матрицу экрана ($h_{\max} = 8\lambda$ – для отражения, $h_{\max} = 32\lambda$ – для пропускания) [9].

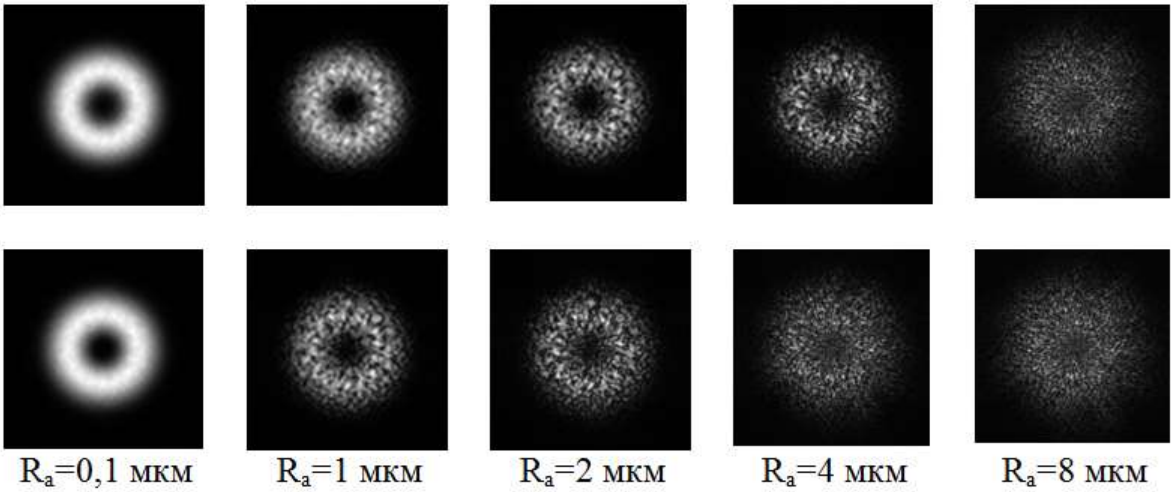


Рисунок 1 – Спекл-изображения, полученные с использованием плоского (верхний ряд) и вихревого волнового фронта (нижний ряд)

В ходе моделирования проведено исследование зависимости для различного числа топологических зарядов вихревого фронта для случая отражения света от поверхности (длина волны $\lambda = 0,5$ мкм).

В таблице 1 представлены значения интервала корреляции спекл-картин отражённого вихревого волнового фронта с различным числом топологических зарядов для различных значений R_a.

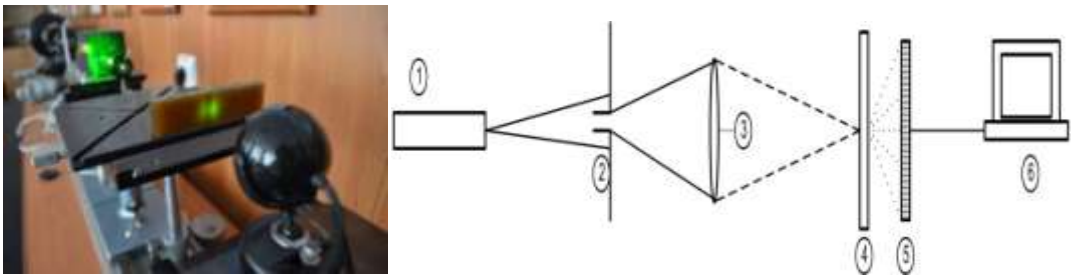
Как можно заметить из табл. 1 при увеличении числа топологических зарядов волнового поля значение интервала корреляции уменьшается, т.е. при более сложной структуре волнового фронта чувствительность оптической системы к изменениям параметров шероховатой поверхности увеличивается.

Таблица 1 – Значения $R_{кор}$ для схем отражения при различных ρ

Ra, мкм	$R_{кор}$, мкм			
	Плоский фронт	ρ=1	ρ=2	ρ=3
0,2	14,88	13,98	11,76	8,04
1	12,426	11,43	9,49	7,24
2	3,422	3,07	2,62	2,18

Это свидетельствует о том, что для световых пучков со сложной структурой волнового фронта метод корреляционной обработки изображений можно применять только до определённых пределов, обусловленных величинами шероховатости исследуемой поверхности.

В результате численного расчёта было установлено, что чувствительность метода корреляционного анализа увеличивается приблизительно на 10%, 30% и 70% соответственно при 1, 2 и 3 зарядах волнового поля.



а) б)

Рисунок 2 – Внешний вид а) и схема установки б) используемой в эксперименте 1 – лазер SLM-417; 2 – диафрагма; 3 – линза; 4 – образец из композитного материала; 5 – камера SDU-415C; 6 − вычислительное устройство

Экспериментально было выполнено исследование МССОИ для дефектоскопического контроля элементов лопасти несущего винта вертолета МИ-28Н. В качестве тестовых образцов использовались заготовки из композитного материала – препрег стеклонить ВППС-7 со связующим ЭДТ-10П. Каждый образец имел определенную толщину (8 мм и 12 мм) соответственно. В качестве дефектов служили сквозные отверстия в торце образцов диаметром 2, 3, и 4 мм.

В ходе эксперимента каждый из образцов подвергался зондированию (рис. 2), сначала неповрежденная часть, затем излучение пропускали через участки с дефектами, диаметр которых составлял 2, 3 и 4 мм. Зарегистрированные на матрице фотокамеры спекл-картины распределения интенсивности прошедшего лазерного излучения также подвергались автокорреляционной обработке.

По полученным экспериментальным данным было установлено, что при увеличении размера дефекта значение величины интервала корреляции увеличивается, а ширины энергетического спектра уменьшается, что объясняется большим пропусканием лазерного излучения через материал в областях с большим дефектом.

Таблица 2 – Значения интервалов корреляции и ширины энергетического спектра поля спекл-картин, регистрируемых при зондировании образцов из композитного материала

	толщина образцаолщина8 мм		толщина образца 12 мм	
	Интервал корреляции, мкм	Ширина энергетического спектра, мкм	Интервал корреляции, мкм	Ширина энергетического спектра, мкм
Без дефекта	0,44	0,32	0,48	0,34
2 мм	1,03	0,318	0,52	0,335
3 мм	68,72	0,315	0,58	0,331
4 мм	87,66	0,31	7,1	0,330

На основании экспериментальных результатов был сделан вывод о том, что МССОИ может быть использован для проведения работ по дефектоскопическому контролю внутренней структуры деталей из композитных материалов. Результаты исследований так же могут быть использованы при обосновании тактико-технических требований для разработки устройств неразрушающего контроля, принцип действия которых основан на использовании МССОИ.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ Р 53696-2009. Контроль неразрушающий. Методы оптические. Термины и определения. М.: Стандартинформ. 2010. – 7 с.
2. O. Pino, J. Pladellorens, J. F. Colom. Method of measure of roughness of paper based in the analysis of the texture of speckle pattern / Proc. of SPIE Vol. 73871W-1, 2010.
3. N. I. Mukhurov, N. A. Khilo, A. G. Maschenko. A speckle-photometry method of measurement of thermal diffusion coefficient of thin multilayer and nanoporous structures / Proc. of SPIE Vol. 738711-1, 2010.
4. Кульчин Ю. Н. Адаптивные методы обработки спекл-модулированных оптических полей / Ю. Н. Кульчин, О. Б. Витрик, А. А Камшилин, Р. В. Ромашко. − М.: Физматлит, 2009. – 288 с.
5. Малов А. Н., Павлов П. В. Определение параметров шероховатости поверхности оптически не прозрачных деталей методом спекл-структур с применением спиральных волновых пучков // Компьютерная оптика, 2012. т 36, № 3. с 365-368.
6. Петров Н. В., Павлов П. В., Малов А. Н. Численное моделирование распространения и отражения оптического вихря методами скалярной теории дифракции / Квантовая электроника. – 2013. – Т. 43. – № 6. – С. 582–587.
7. R. Rao. Statistics of phase singularity of a speckle field in atmospheric turbulence. Speckle 2010: Optical Metrology. Proc. of SPIE Vol. 73871H-1.
8. Колесов С. С., Павлов П. В., Вольф И. Э., Малов А. Н. Программный комплекс неразрушающего контроля на основе использования метода спекл-структур оптического излучения: Свид. о гос. регистрации №2014617227 Рос. Федерация, заявл. 19.05.2014; в реестре программ для ЭВМ 15.07.2014.
9. Gorunov A. E., Pavlov P. V., Petrov N. V. Evaluating the effectiveness of correlation digital speckle photography method for non-destructive testing of rough surfaces. Journal of Physics: Conference Series (JPCS) 6, 2014.

КОНТРОЛЬ ЗАКОКСОВАНИЯ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117 В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Симкин Э. Л.[1], Ратенко Д. В.[2]
[1]ELSimkin@kstu-kai.ru, [2]universal358@mail.ru

[1] *Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (г. Казань)*

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

Статья посвящена проблеме выявления в процессе эксплуатации на вертолётных двигателях типа ТВ3-117 наличия коксовых отложений топливных форсунок и количества закоксованных форсунок с использованием диагностических признаков. В качестве параметрического диагностического признака рассматривается разность давлений топлива перед форсунками при постоянном расходе топлива, измеренных при приемосдаточных стендовых испытаниях двигателя и при наземном опробовании двигателя на формах технического обслуживания в процессе эксплуатации. Разность давлений топлива при постоянном расходе топлива характеризует степень закоксованности и количество закоксованных форсунок при условии установки датчиков на все форсунки двигателя ТВ3-117. Предлагается методика определения степени перекрытия выходного сечения топливных форсунок с перекрытием воздухоподводящих отверстий завихрителя, без съема двигателя с воздушного судна, на месте базирования вертолета.

1 ОБРАЗОВАНИЕ НАГАРА НА ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНКАХ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЁТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В процессе эксплуатации вертолётных двигателей типа ТВ3-117 на топливах Т-1, ТС-1 имеет место отложение продуктов окисления топлива в коллекторах, фильтрах и распылителях топливных форсунок (ТФ) (закоксование ТФ). Причинами этого явления является эксплуатация воздушных судов в регионах с высокой концентрацией пыли и скопления песков. На появление нагара также влияет испаряемость топлива, которая влияет и на легкость запуска двигателя, полноту сгорания топлива в камере сгорания (КС) [1].

Указанное отложение продуктов окисления топлива частично или полностью перекрывают проходное сечение ТФ, вследствие чего уменьшается или полностью прекращается подача топлива через закоксованную ТФ.

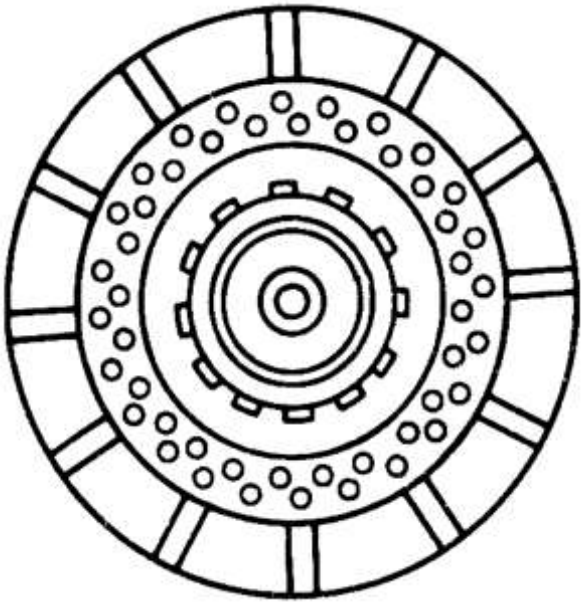


Рисунок 1 – Топливная форсунка (фронтальный вид)

Топливный коллектор двигателя ТВ3-117 представляет собой кольцевой узел, состоящий из двенадцати форсунок, соединенных между собой двумя рядами трубок. ТФ – двухсопловые, двухканальные, центробежные. В каждую ТФ установлены распыливающие и фильтрующие элементы первого и второго контуров подачи топлива в КС (рис. 1) [2].

2 КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК В ЭКСПЛУАТАЦИИ

В эксплуатации контроль технического состояния (ТС) ТФ двигателя ТВ3-117 производится в соответствии с Технологической Картой (ТК) и входит в общий объем работ по осмотру газовоздушного тракта (ГВТ) двигателя. В соответствии с ТК при осмотре ТФ не допускаются значительные отложения нагара на торцах ТФ форсунок с перекрытием воздухоподводящих отверстий завихрителя [3]. Данное ограничение введено для исключения повышенной неравномерности температурного поля на выходе из КС, сквозного прогара и замыкающим трещинам жаровой трубы, приводящих к отрыву материала жаровой трубы, разрушению лопаток завихрителя и, как следствие, к нелокализованному отказу двигателя в полете.

Для исключения нагарообразования на сопле ТФ выполнено отверстие в кожухе С (рис. 2) – таким образом происходит обдув сопла ТФ воздухом.

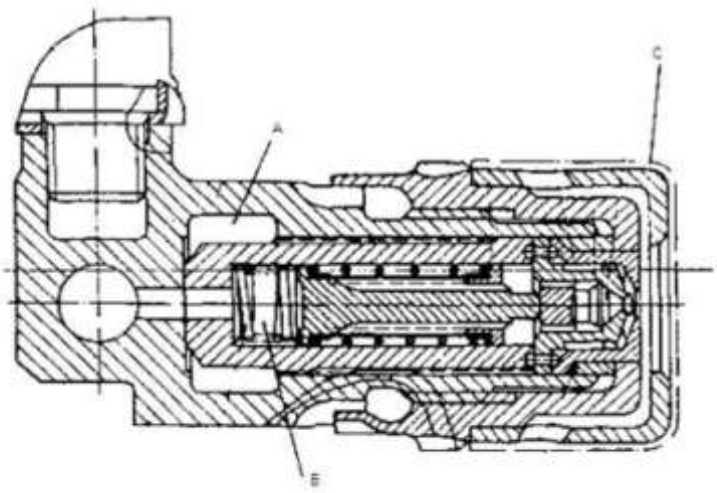


Рисунок 2 – Топливная форсунка (профильный вид)

Регламентом технического обслуживания (РТО) вертолета Ми-8МТВ (АМТ) контроль отложения нагара на торцах ТФ и выполнение контроля ГВТ двигателя в целом не предусмотрен. Контроль ГВТ двигателя выполняется по Бюллетеню при изменении ресурса до первого капитального ремонта либо по директиве авиационной администрации, а также по указанию руководителя инженерно-авиационной службы (ИАС) авиапредприятия. Согласно Бюллетеня выполняется осмотр ТФ № 5 и № 8, а также № 4; 6;7; 9, издали в пределах, доступных осмотру с помощью эндоскопа (рис. 3).

Вследствие опасных для надёжной эксплуатации двигателя последствий закоксования ТФ необходимо его своевременное выявление в процессе эксплуатации. Наличие закоксования ТФ и количество закоксованных ТФ может быть определено на основе диагностических критериев.

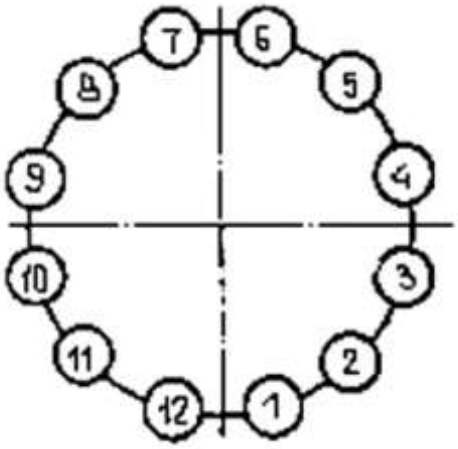


Рисунок 3 – Расположение форсунок топливного коллектора

Первым диагностическим параметрическим критерием закоксования ТФ является изменение (повышение) давления топлива $P_т$ перед ТФ по сравнению с исходным уровнем при постоянном расходе топлива $G_т$ через них.

Второй диагностический критерий (признак) – изменение внешнего вида (цвета) закоксованных ТФ.

В настоящей статье рассмотрен метод определения степени закоксованности ТФ, основанный на первом диагностическом критерии.

3 ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ КРИТЕРИЙ ЗАКОКСОВАННОСТИ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117 В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Исходный уровень давления топлива перед ТФ $P_т$ определяется по данным приемо-сдаточного испытания (ПСИ) двигателя после последнего капитального ремонта (в случае если двигатель не ремонтировался, используются значения контрольно-сдаточных испытаний (КСИ) вновь изготовленного двигателя), указанные в формуляре двигателя. Из формуляра двигателя определяются значения следующих параметров: частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{тк}{}^{ф}{}_{пр\,i}$, удельного расхода топлива $C_е{}^{ф}{}_{пр\ i}$, мощности $N_е{}^{ф}{}_{пр\ i}$ и давления топлива перед ТФ $P_т{}^{ф}{}_i$ на режимах: II крейсерском, I крейсерском, номинальном и взлётном. На режиме малого газа (МГ) топливо поступает только по первому контуру, второй контур включается на всех режимах выше МГ, поэтому параметры на режиме МГ не учитываются. (В этих обозначениях: ф – индекс данных из формуляра двигателя; *пр* – индекс приведенного к стандартным атмосферным условиям (САУ) значения параметра; *i* – индекс режима работы двигателя).

Приведенные к САУ значения часового расхода топлива $G_т{}^{ф}{}_{пр\ i}$ определяются по формуле [4]

$$G^{ф}_{т\,пр\,i} = 0.001 C^{ф}_{e\ пр\,i} N^{ф}_{e\ пр\,i}\,. \qquad (1)$$

По значениям $G_т{}^{ф}{}_{пр\ i}$ и $n_{тк}{}^{ф}{}_{пр\ i}$ строится график зависимости $G_т{}^{ф}{}_{пр\ i} = f\,(n_{тк}{}^{ф}{}_{пр\,i})$ (рис. 4).

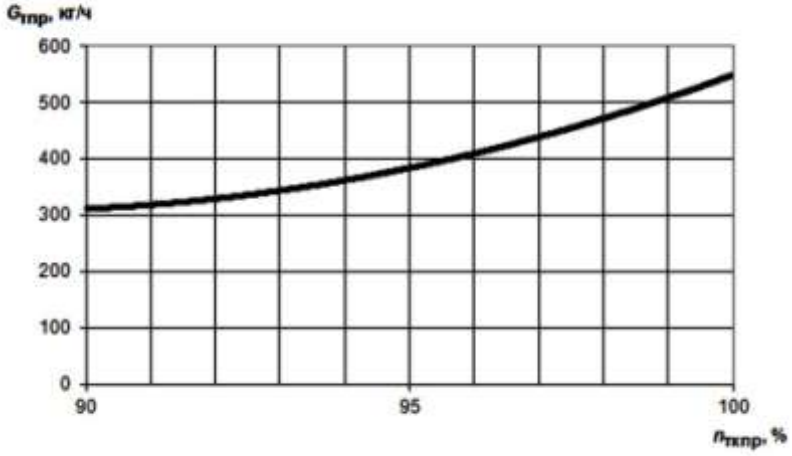


Рисунок 4 – Зависимость часового расхода топлива от частоты вращения турбокомпрессора

Для получения исходной зависимости $P_{т}^{ф}{}_{i} = f\,(G_{т}^{ф}{}_{пр\,i})$ рассчитываются значения часового расхода топлива $G_{т}^{ф}{}_{i}$ для атмосферных условий при проведении ПСИ или КСИ для каждого режима по формуле [4]

$$G_{т\,i}^{ф} = G_{т\,пр\,i}^{ф}\,\frac{P_H}{760}\sqrt{\frac{t_H + 273}{288}} \qquad (2)$$

где $t_н$ и $P_н$ – температура и давление атмосферного воздуха при проведении ПСИ (КСИ), указанные в формуляре двигателя.

По значениям $G_{т}^{ф}{}_{i}$ и $P_{т}^{ф}{}_{i}$ строится график зависимости $P_{т}^{ф} = f\,(G_{т}^{ф}{}_{пр})$ (рис. 5).

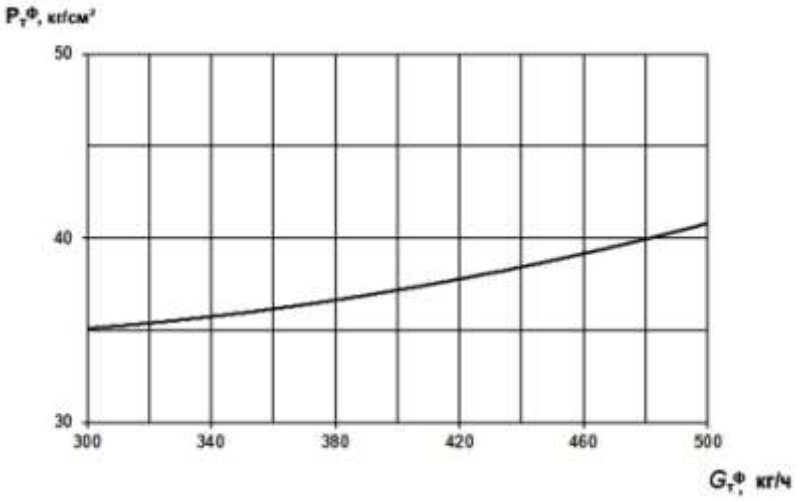


Рисунок 5 – Зависимость давления топлива перед форсунками от часового расхода топлива

Полученная зависимость $P_т^ф = f\ (G_т^ф{}_{пр}\ )$ является исходной для данного двигателя.

Для оценки закоксованности ТФ при данной наработке двигателя необходимо выполнить опробование прогретого двигателя с измерением параметров $n_{тк}^{опр}{}_i$, $G_т^{опр}{}_i$ и $P_т^{опр}{}_i$ на установившихся режимах работы двигателя (после 3 мин. выдержки двигателя на режиме): II крейсерском, I крейсерском, номинальном и взлетном с регистрацией температуры $t_н$ и давления $P_н$ атмосферного воздуха при опробовании.

Для оценки закоксованности ТФ используется измеренное на взлетном режиме значение давление топлива $P_т^{опр}{}_{взл}$.

В случае отсутствия измерения $G_т$ при опробовании двигателя значение $P_т^{опр}{}_{взл}$ определяют следующим образом:

– рассчитывают приведенные к САУ значения $n_{тк\ пр}^{опр}{}_i$ на указанных режимах, используя значения $t_н$ при опробовании [5]:

$$n_{тк\,пр\,i}^{опр} = n_{тк\,i}^{опр}\sqrt{\frac{288}{t_H + 273}} \qquad (3)$$

– по графику зависимости $G_т^ф{}_{пр\ i} = f\ (n_{тк}^ф{}_{пр\ i})$ (см. рис. 4), определяют значение $G_т^{опр}{}_{пр\ взл}$, соответствующее значению $n_{тк\ пр}^{опр}{}_{взл}$ на взлетном режиме;

– рассчитывают значение $G_т^{опр}{}_{взл}$ по формуле (2), используя значения $t_н$ и $P_н$ атмосферного воздуха при опробовании;

– по зависимости $P_т^ф = f\ (G_т^ф{}_{пр}\ )$ (см. рис. 5), определяют значение $P_т{}_{расч}$, соответствующее значению $G_т^{опр}{}_{взл}$, определенному по формуле или, в случае измерения при опробовании $G_т$, соответствующему измеренному на взлетном режиме значению $G_т^{опр}{}_{взл\ изм}$.

Далее определяют разность $\Delta P_т$:

$$\Delta P = P_{т\,взл}^{опр} - P_{трасч} \qquad (4)$$

где $P_{т\,взл}^{опр}$ – измеренное при опробовании значение $P_т$ на взлетном режиме.

Если $\Delta P_т$ < 10 кгс/см^2, то закоксование топливных форсунок отсутствует.

Если $\Delta P_т$ ≥ 10 кгс/см^2 или $P_т$ > 60 кгс/см^2, то имеет место закоксование топливных форсунок.

Давление топлива в первом контуре форсунок на работающем двигателе составляет не более 60 кгс/см^2, чем и обуславливается критерий оценки отложения нагара на топливопроводящих каналах.

ВЫВОДЫ

В процессе эксплуатации двигателей ТВЗ-117 на топливах Т-1, ТС-1 имеет место отложение продуктов окисления топлива на топливных форсунках.

Основными причинами отложения продуктов окисления являются, эксплуатация воздушного судна в регионах с высокой концентрацией пыли и скопления песков, конструктивное несовершенство топливоподводящих устройств и особенности свойств самого керосина Т-1, ТС-1.

Перекрытие топливоподводящих каналов форсунок может стать причиной повышенной неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания, сквозного прогара жаровой трубы, замыкающих трещин жаровой трубы, приводящих к отрыву материала жаровой трубы, разрушению лопаток завихрителя и как следствие к нелокализованному отказу двигателя в полете. Вследствие этого в процессе эксплуатации двигателей ТВЗ-117 необходим контроль закоксованности форсунок топливного коллектора, однако регламентом технического обслуживания вертолета Ми-8МТВ (АМТ) он не предусмотрен.

Для диагностики в процессе эксплуатации двигателя технического состояния топливных форсунок (определения наличия нагарообразования на форсунках) и количества закоксованных форсунок предлагается использовать диагностические критерии (признаки):

– параметрический критерий – изменение давления топлива перед закоксованными форсунками относительно исходного уровня при постоянном расходе топлива через форсунки;

– визуальный критерий – изменение внешнего вида (цвета) закоксованных форсунок.

Целесообразно ввести в эксплуатационную документацию двигателя ТВЗ-117 контроль закоксованности форсунок по указанным выше диагностическим критериям, а также разработать методы устранения нагарообразования в случае обнаружения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Коняев Е. А. Авиационные горюче-смазочные материалы: учебное пособие / Е. А. Коняев, М. Л. Немчиков. – М.: МГТУ ГА, 2013. – 81 с.
2. Руководство по технической эксплуатации турбовального двигателя ТВЗ-117. Книга 2, раздел 073.12.00. Изд. № 20482/4, янв. 15/86. – 1100 с.
3. Руководство по технической эксплуатации турбовального двигателя ТВЗ-117. Книга 1, раздел 072.00.00, ТК № 608. Изд. №20481, янв. 15/86. – 1100 с.

4. Иноземцев Н. В. Основы теории реактивных двигателей / Н. В.Иноземцев. – М.: ДОСААФ, 1952. –106 с.
5. Максимов Н. А. Двигатели самолётов и вертолётов / Н. А. Максимов, В. А. Секистов. – М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1977. – 136 с.

ИНСТРУМЕНТЫ ФАКТОРНОГО АНАЛИЗА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В АВИАЦИОННО-ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМАХ

Чокой В. З.
chiokov@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Представлен обзор математических подходов к решению практических задач факторного анализа числовых результатов наблюдений. Рассмотрены авторские программные решения по инструментам факторного анализа на ЭВМ.

Сложившаяся в последние годы в российских авиакомпаниях экономическая ситуация обусловливает необходимость изыскания и приведения в действие малозатратных, реализуемых в короткие сроки резервов эффективности. Часто поиск таких резервов требует привлечения достаточно сложных инструментов прикладной математики, например, многомерного статистического анализа и многофакторных оптимизационных математических моделей, реализуемыхна ЭВМ. Ниже представлен обзор включенных в пакет Модельер [3] инструментов, позволяющих решать некоторые актуальные задачи, в частности, – задачи факторного анализа данных.

Факторный анализ (ФА) используется, в том числе, для управления технологическими процессами, описываемыми совокупностью параметров (показателей). В этой связи такой анализ относят к многомерному статистическому анализу, когда каждому фактору, влияющему на процесс, поставлены в соответствие некие параметры (как минимум – один).

Несмотря на многообразие решаемых средствами ФА прикладных задач, большинство из них формально сводится к переходу от большого числа p исходных параметров (показателей) к существенно меньшему их числуq наиболее информативных параметров, описывающих наблюдаемый процесс. Иными словами, к снижению размерности факторного (параметрического) пространства.

Возможность сокращения размерности параметрического пространства обусловлена, по крайней мере, четырьмя предпосылками:

– частичным дублированием информации значительно взаимосвязанных параметров. В этом случае изкластера параметров используется один, а остальные удаляются;

– наличием маловариабельных параметров. В этом случае удаляется весь кластер;

– возможностью агрегирования ряда слабосвязанных параметров без существенной потери информации. В этом случае кластер из слабосвязанных параметров заменяется одним агрегированным параметром (главной компонентой параметрического пространства);

– взаимодействиемфакторов между собой. В этом случае противофазно действующие факторы (параметры) исключаются из дальнейшего рассмотрения.

В самом общем виде задача рассматриваемого перехода (с наименьшими потерями информации) от набора параметров $x_1, \ldots, x_p$ к новому набору $x_1, \ldots, x_q$ сводится к выполнению алгоритма:

$$I_q\left(\tilde{Z}(X)\right) = \underset{L}{\text{extr}}\, I_q\big(Z(X)\big), \tag{1}$$

где $\tilde{Z}(X)$ – искомая вектор-функция параметров; $Z(X)$ – исходная вектор-функция параметров; $I_q\left(\tilde{Z}(X)\right)$ – функционал оптимизации размерности параметрического пространства (заданная пользователем мера информативности q-мерной системы параметров); X – исходная матрица данных с параметрами (откликами) наблюдаемого технологического процесса, часто дополняемая матрицей ковариаций параметров.

В случаях, когда отклики замеряются на разных шкалах, с использованием различных физических величин, исходные данные должны пройти ряд статистических процедур, например, *шкалирование, оцифровку, нормирование устранение пропусков, фильтрацию, оценку на выбросы, агрегирование* и т. д.

Элементами исходной матрицы X могут быть или наблюдаемые значения параметров процесса, или некие абстрактные количественные меры расстояний (близости) параметров друг от друга. Так, в качестве мер расстояний, часто используют:

– *Евклидово расстояние* (для однородных шкал с размерностью параметрического пространства поиска решений – не более трех), определяемое по формуле:

$$r\left(x_i, x_j\right) = \sqrt{\sum_{k=1}^{p} w_k \cdot \left(x_{ik} - x_{jk}\right)^2},$$

где p – исходное количество параметров, характеризующих процесс; w_k – вес k-го параметра; x_{ik} – отклик k-го параметра вi-й момент времени (или в i-й ситуации);

– *расстояние Хэмминга* (для шкал наименований и порядка, при умеренной многомерности параметрического пространства поиска решений), определяемое по формуле:

$$r(x_i, x_j) = \sum_{k=1}^{p} Mod[x_{ik} - x_{jk}];$$

– *расстояние Махаланобиса* (для разнотипных шкал и существенной многомерностипараметрического пространства поиска решений), определяемое по формуле

$$r(x_i, x_j) = \sqrt{(x_i - x_j) \cdot I^{-1} \cdot (x_i - x_j)^T},$$

где $I^{-1} \cdot (x_i - x_j)^T$ – матрица, обратная ковариационной; $(x_i - x_j)^T$ – транспонированная матрица ковариаций.

Помимо упомянутых мер расстояний для формирования новой совокупности параметров могут быть использованы и различные правила определения расстояний между кластерами (однородными сгустками) тесно связанных параметров. С этой цельюобычно используют следующие правила:

– *правило ближнего соседа* (для параметрического пространства сильно вытянутой формы) – при котором расстояние между кластерами равно расстоянию между ближайшими элементами из этих кластеров:

$$r(D_i, D_j) = \min_r [r(x_k - x_m)];$$

– *правило центра тяжести* (для параметрических пространств сложной формы) – при котором расстояние между кластерами равно расстоянию между их математическими ожиданиями:

$$r(D_i, D_j) = r[x_{\text{ср}}(i), x_{\text{ср}}(j)],$$

где $x_{\text{ср}}(i)$ – вектор математического ожидания для i-го кластера;

– *правило дальнего соседа* (для параметрических пространств с формой, близкой к шаровидной) – при котором расстояние между кластерами равно расстоянию между их самыми дальними элементами:

$$r(D_i, D_j) = \max_r [r(x_k, x_m)];$$

– *правило средней связи* (для параметрических пространств умеренно вытянутой формы) – при котором расстояние между кластерами равно среднему арифметическому всевозможных попарных расстояний между элементами рассматриваемых кластеров

$$r(D_i, D_j) = \left({}^{1}/_{n_i \cdot n_j} \right) \cdot \sum_{x_k} \sum_{x_m} r(x_k, x_m),$$

где n_i – число элементов в кластере D_i.

В рассматриваемом пакете решение оптимизационной задачи (1) предлагается решать несколькими способами, основным из которых является метод главных компонент (МГК). Применительно к задаче минимизации параметрического пространства суть МГК заключается в получении искомых q главных компонент с использованием конкретного функционала вида:

$$I_q(Z(X)) = extr \left[\sum_{i=1}^{q} D_{z_i} / \sum_{j=1}^{p} D_{x_j} \right], \quad (2)$$

где D_{z_i}, D_{x_j} – дисперсии соответствующих параметров (проявлений факторов).

Исходя из вида (2) следует, что главные компоненты нового параметрического пространства – это система линейных ортогональных комбинаций исходных параметров, которая характеризуется тем, что дисперсии этих комбинаций имеют экстремальные значения.

Решение задачи (2) требует достаточно сложных для ручного счета итеративных матричных операций (нормирования, умножения, транспонирования, обращения, вычислений следа, определителей, собственных векторов и собственных чисел матриц). В этой связи, в большинстве случаев решение практических задач с использованием ФА реально возможно только на ЭВМ.

Рассмотренные выше замечания, наряду с иными, послужили математической основой при формировании набора инструментальных оболочек, объединенных в авторский пакет программного обеспечения, условно названный Модельер версии 2.0. Пакет исполнен в среде DelphiEnterprise 7.0 как полнофункциональное windows-приложение. Общий объем пакета – 1,81 Гбт. Его работоспособность обеспечивается на IBM-подобных ЭВМ со всеми версиями операционной системы Windows без дополнительного их конфигурирования.

Каждая отдельная инструментальная оболочка обеспечивает возможность решения в известном смысле однородной совокупности практических задач, отличающихся смыслом и исходными данными, но использующих один и тот же математический аппарат. Специализацией всего пакета являются задачи описательной статистики, статистического анализа и оптимизации технологических процессов, учитывающих специфику управления авиатранспортными системами.

В пакете версии 2.0 представлены 55 отдельных инструментальных оболочек, некоторые из которых включают несколько инструментов, отличающихся используемыми методами решения практических задач.

Каждая инструментальная оболочка исполнена на отдельной панели, имеющей несколько закладок. В одну из закладок выводится индивидуальная текстовая справка, содержащая следующие разделы: проверка работоспособности инструментальной оболочки; практическое решение задач; показания к применению; особенности применения инструментальной оболочки.

Для решения задач ФА в пакет версии 2.0 включены следующие инструментальные оболочки:

– влияние на процесс уровней одного фактора;
– влияние на процесс уровней двух факторов;
– влияние на процесс совокупности n факторов;
– согласованность групп многомерных данных;
– кластеризация и ранжирование элементов;
– анализ динамики процесса по производным;
– анализ процесса на аномалии;
– факторный анализ методом главных компонент.

Примеры использования некоторых из перечисленных инструментальных оболочек представлены на рис. 1–8.

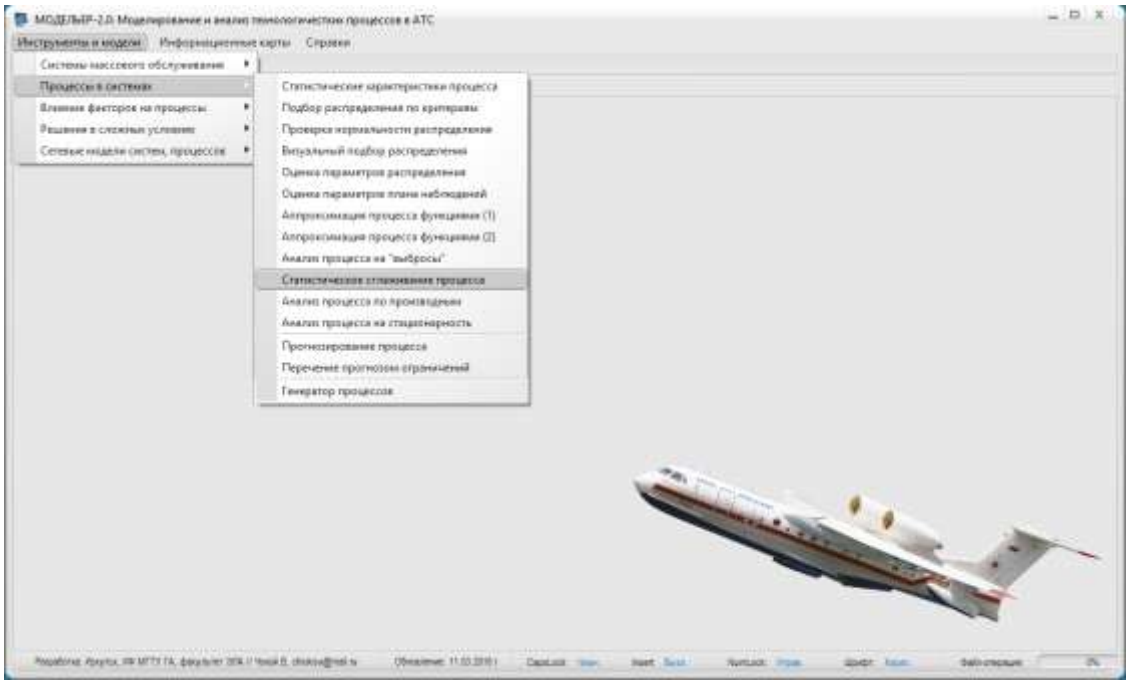


Рисунок 1 – Головная панель пакета Модельер (пример работы с меню)

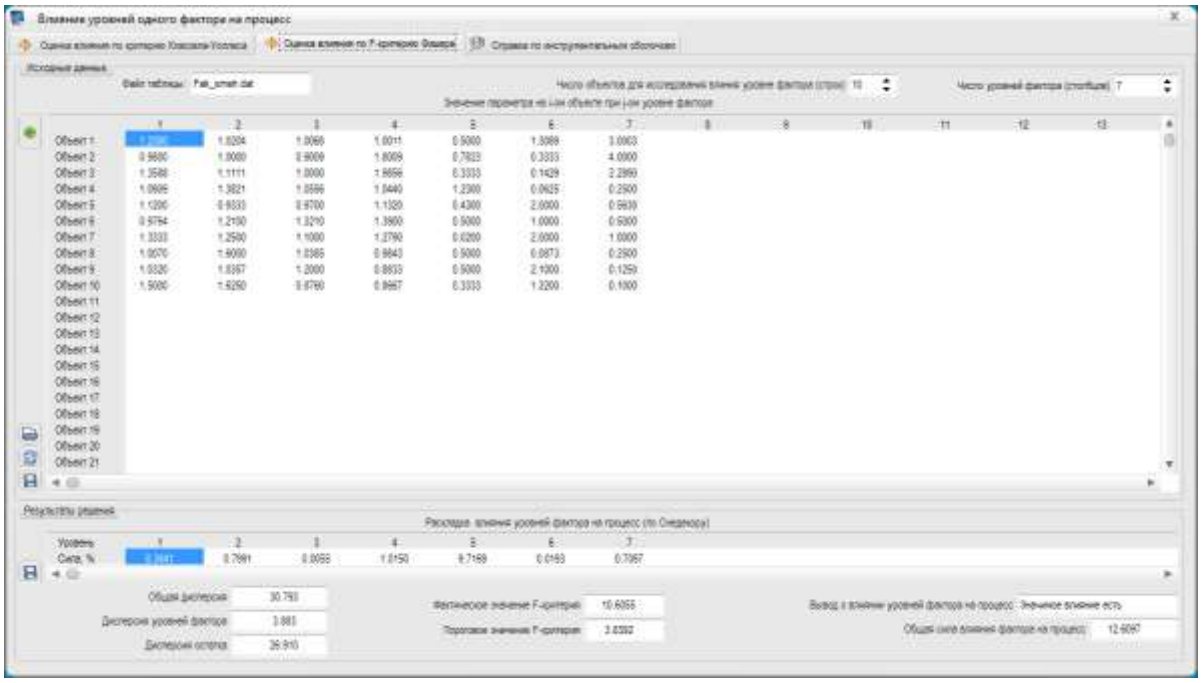


Рисунок 2 – Инструментальная оболочка «Влияние на процесс уровней одного фактора» (закладка «Оценка по *F*-критерию Фишера»)

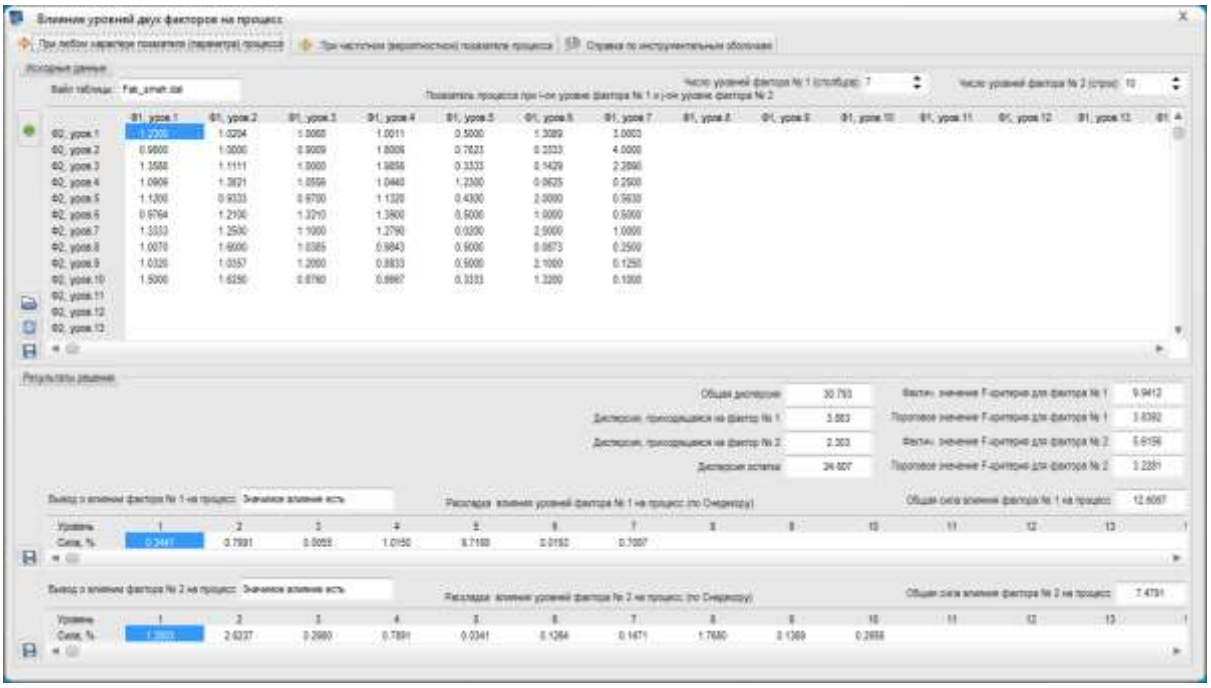


Рисунок 3 – Инструментальная оболочка «Влияние на процесс уровней двух факторов» (закладка «Частотные параметры процесса»)

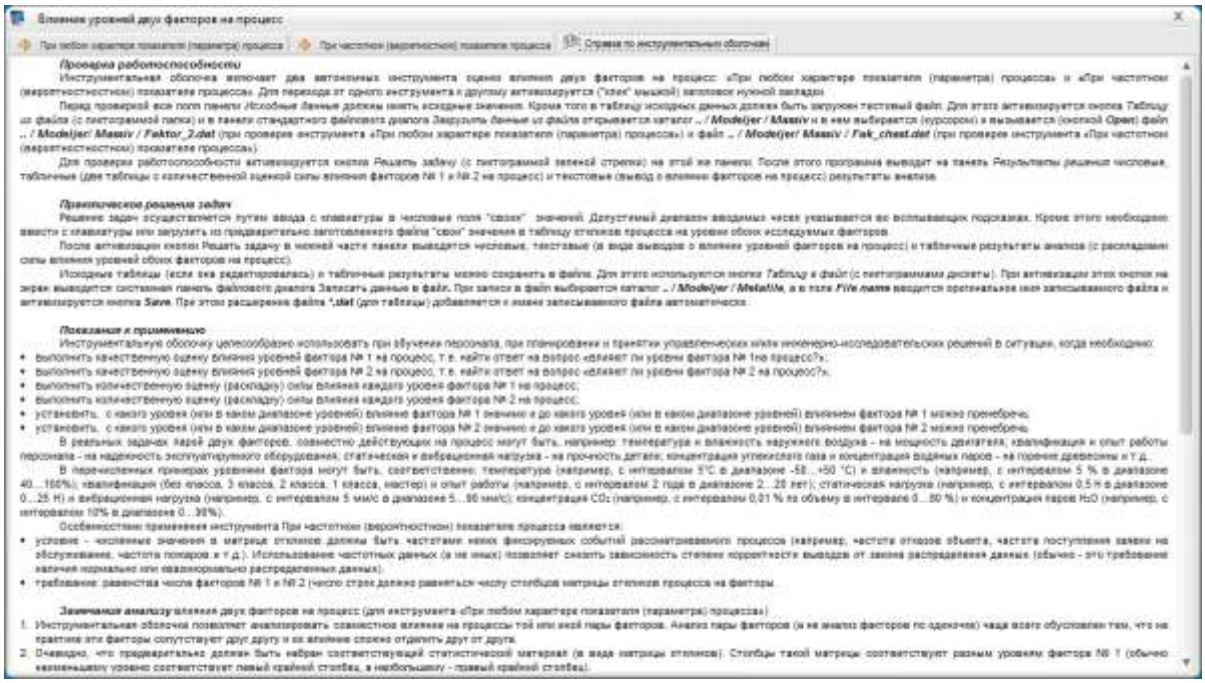


Рисунок 4 – Инструментальная оболочка «Влияние на процесс уровней двух факторов» (закладка «Справка по инструментальной оболочке»)

Все панели инструментальных оболочек имеют стандартную компоновку из двух групп элементов – исходные данные, результаты решения. Исходные данные вводятся в озаглавленные поля и/или таблицы (матрицы). Некоторые исходные данные выбираются из списков.

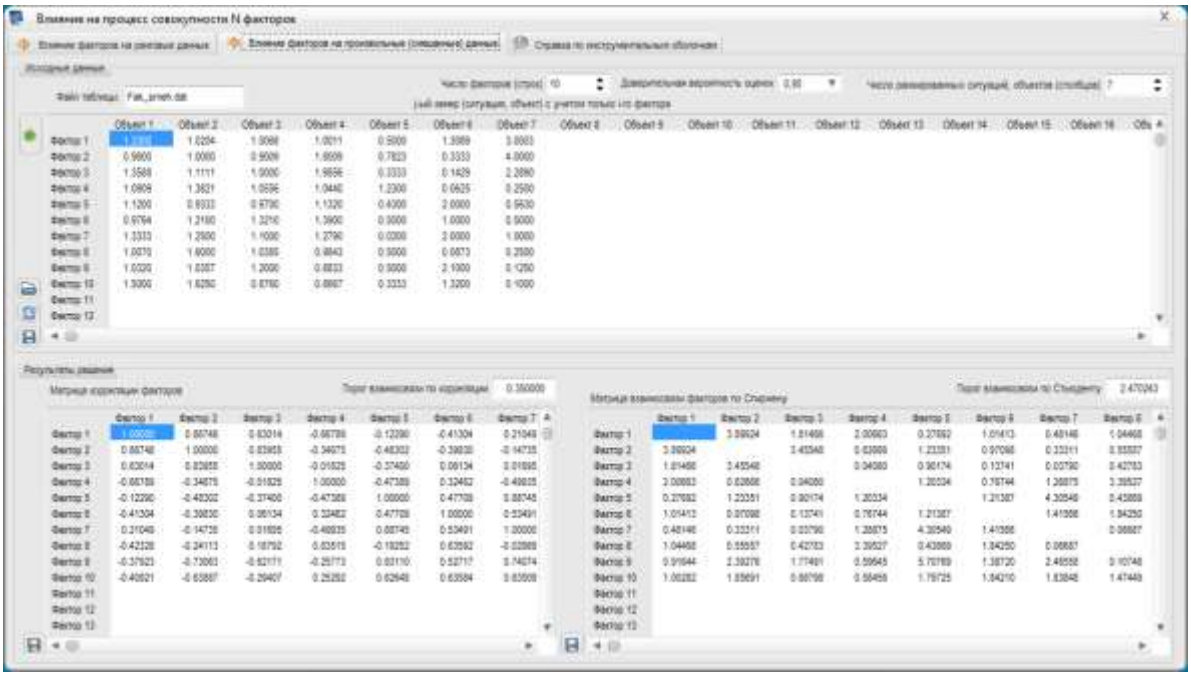


Рисунок 5 – Инструментальная оболочка «Влияние на процесс совокупности *N* факторов» (закладка «Влияние факторов при смешанных данных»)

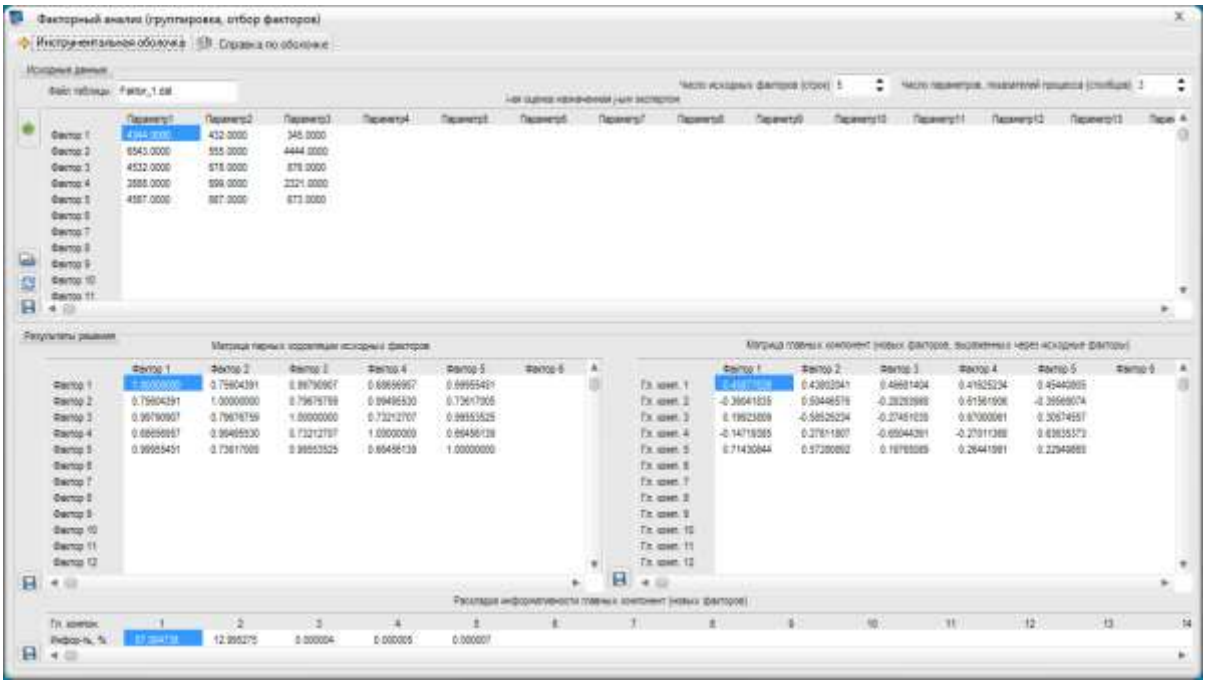


Рисунок 6 – Инструментальная оболочка «Факторный анализ (группировка, отбор факторов)»

Результаты решения в матричном или в графическом виде могут быть сохранены в отдельных файлах. При практическом решении комплексных задач рекомендуется составлять сценарии (алгоритмы), предусматривающие последовательную реализацию инструментальных оболочек. В этих случаях результаты решения предшествующих этапов используются в качестве исходных данных для последующих этапов сценария.

Для формирования окончательного вывода о наличии или отсутствии влияния факторов на анализируемые технологические процессы в анонсируемых инструментальных оболочках используются известные критерии, например: Кэндела, Аббе, Краскела-Уоллиса, Спирмена, Пирсона-Фишера, Фишера, Неймана-Пирсона, Вальда, Сэвиджа, Гурвица, Лапласа, Диксона, Граббса, Ирвина, Кокрена, *t*-статистика Стьюдента, серий, поворотных точек, *U*-критерий знаков, наибольшего правдоподобия, минимального риска, *r*-критерий, минимального числа ошибочных решений.

Количественная раскладка силы влияния факторов (или уровней фактора) на процессы в большинстве инструментальных оболочек выполнена по Снедекору.

Для эффективной работы с пакетом в него включен комплект из 222 информационных карт, в которых рассматриваются математические основы инструментальных оболочек и примеры практического решения задач.

Пакет Модельер 2.0 и его расширенная версия 3.0 используются в образовательном процессе факультета Эксплуатации летательных аппаратов Иркутского филиала МГТУ ГА в дисциплинах: Методы и алгоритмы обработки статистических данных, Прикладные методы вычислений, Моделирование систем и процессов.

В пакет Модельер 3.0 дополнительно включены инструментальные оболочки дискриминантного анализа, многовариантной оценки надежности, прогнозирования и решения задач на сетях (графах).

Основными достоинствами пакета Модельер, в отличие от известных статистических пакетов (например, Statistica, SPSS, STATA, Statgraphics, SYSTAT), являются: его пользовательская простота (русскоязычный интерфейс, отсутствие необходимости в дополнительной математической и компьютерной подготовке пользователей) и ориентированность на решение типовых практических задач, характерных для управления авиационными транспортными системами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белов А. А. Теория вероятностей и математическая статистика / А. А. Белов, Б. А. Баллод, Н. Н. Елизарова. – Ростов на Дону: Феникс, 2008. – 342 с.
2. Енюков И. С. Методы и программы многомерного статистического анализа / И. С. Енюков – М.: Финансы и статистика, 1985. – 231 с.
3. Чокой В. З. Обработка, анализ данных и моделирование технологических процессов авиатранспортных систем. Электронный ресурс Модельер 2.0 – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2015. – 1,8 Гбт.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЛАНЕРА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Бекишев С. А.
bekishev58@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье представлены вопросы проектирования и разработки технологии изготовления планера малоразмерного БЛА, предназначенного для решения задач общего видеонаблюдения.

ВВЕДЕНИЕ

Одно из важнейших направлений в современной авиации связано с разработкой беспилотных летательных аппаратов (БЛА), первые образцы которых появились еще в середине прошлого века как отдельный вид перспективного оружия.

В настоящее время создается широкая номенклатура БЛА – от мини-устройств, рассчитанных на индивидуальное применение, до сложнейших и дорогостоящих стратегических аппаратов [1].

Проведенный анализ развития и истории применения БЛА показывает все более их возрастающую роль для решения самого широкого спектра задач.

На кафедре ЛА и Д была поставлена цель по созданию БЛА общего видеонаблюдения, а именно:

− разработка технологии изготовления силовых элементов фюзеляжа, крыла и оперения малоразмерного БЛА, предназначенного для решения задач общего видеонаблюдения (фото- и видеомониторинг в интересах различных ведомств);

− воплощение разработанной технологии в реальной конструкции − БЛА нормальной аэродинамической схемы.

Размеры фюзеляжа, крыла и оперения при проектировании БЛА выбираются с учетом:

− общих размеров БЛА;

− количества, типа, размера и мощности двигателей силовой установки;

− емкостей топливных баков или размеров аккумуляторов (в зависимости от типа применяемого двигателя);

− размещения системы управления БЛА:

− размещения оборудования для видеосъемки (фотосъемки).

1 ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА. ПРИМЕНЯЕМЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Для проектируемого БЛА применяется силовая установка из одного электродвигателя мощностью 4 кВт, получающего питание от 4…6 ионно-литиевых аккумуляторов. Количество аккумуляторов определяется полетным заданием и температурой окружающего воздуха. Из-за уменьшения емкости аккумуляторов в условиях низких (отрицательных) температур в зимний период устанавливается наибольшее количество аккумуляторов.

Для разрабатываемого фюзеляжа выбрана балочная КСС − стрингерный фюзеляж, который имеет продольный набор из стрингеров, а поперечный набор из шпангоутов и работающей обшивки (типа «полумонокок»).

Для изготовления силовых элементов (силового набора) фюзеляжа БЛА применена авиационная фанера разной толщины, а для стрингеров – сосновые рейки различного сечения.

Для обшивки фюзеляжа возможно применение авиационной фанеры толщиной 1 мм или пластин из древесины бальзы.

Резка силовых элементов фюзеляжа, крыла и оперения, обшивки фюзеляжа, изготовленных из фанеры, осуществляется газовым CO_2 лазером без механического контакта с изделием. Благодаря последнему свойству можно проводить резку даже по самым сложным контурам с мельчайшими деталями. Использование компьютерных программ делает производство практически безотходным [2].

В результате достигается максимальная точность и чистота обработки с одновременной термической обработкой контура деталей.

Для лазерной резки применяется станок модели Yueming серии CMA.

Изделия после лазерной резки подвергаются визуальному контролю, при необходимости места дефектов дорабатываются, подвергаются шлифованию. Использование компьютерных программ позволяет производить масштабирование и доработку чертежей заготовок силовых элементов фюзеляжа БЛА.

Основой для резки является чертеж детали, который должен быть представлен в электронном виде с использованием графических редакторов CORALDREW или AutoCAD (в формате *.dwg или *dxf).

Для разработки чертежей силовых элементов фюзеляжа БЛА применен графический редактор CORALDREW.

Готовые в графическом редакторе эскизы вводят в программу Laser Cut 5 управления станка, размещая их на одном полотне (рис. 1).

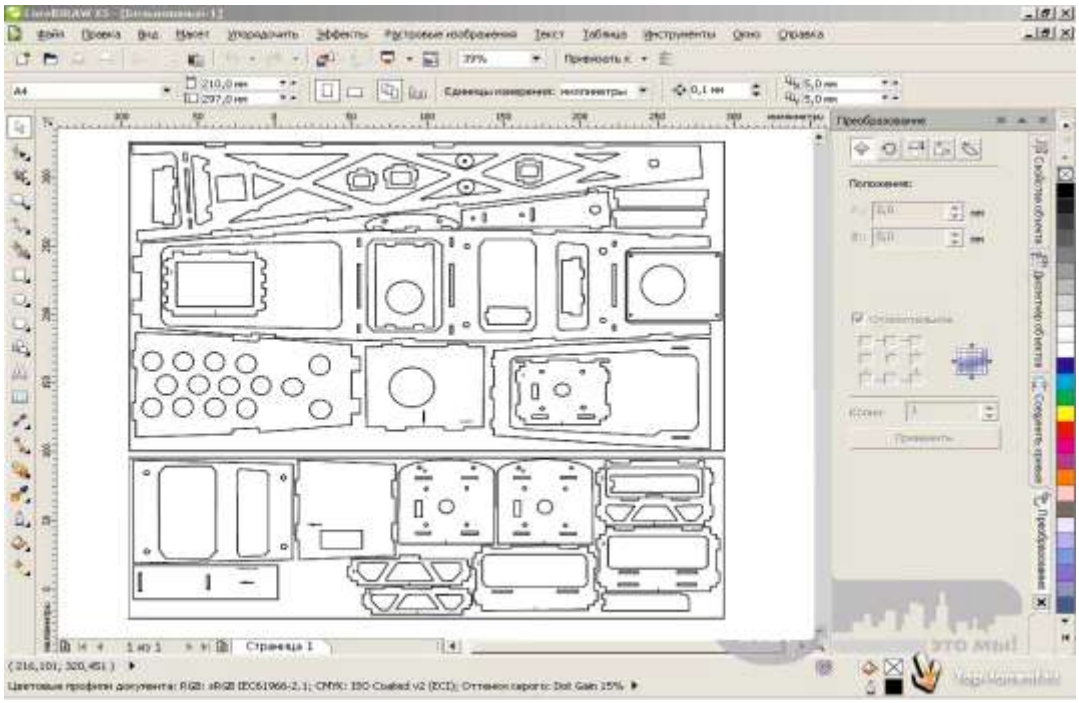


Рисунок 1 – Раскрой элементов фюзеляжа в программе Laser Cut 5

На рис. 2 представлены силовые элементы фюзеляжа, изготовленные с помощью лазерной резки.

Рисунок 2 – Боковые продольные силовые элементы носовой и хвостовой частей фюзеляжа

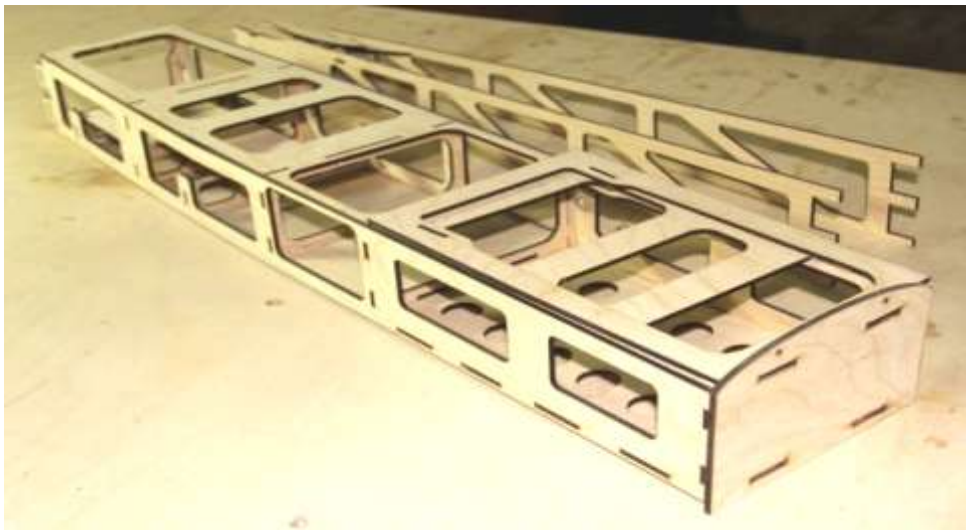


Рисунок 3 – Силовые каркасы носовой и хвостовой частей фюзеляжа

На рис. 3 представлены изготовленные силовые каркасы носовой и хвостовой частей фюзеляжа.

Элементы обшивки вырезаются из авиационной фанеры толщиной 1 мм так же, как и элементы силового набора, с помощью лазерной резки. Верхняя и боковые панели крепятся непосредственно к силовому набору с помощью клея (неразборное соединение). Нижняя панель делается съемной, с целью возможности монтажа бортового оборудования беспилотного летательного аппарата и его настройки и регулировки.

2 ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ. ПРИМЕНЯЕМЫЕ МАТЕРИАЛЫ

На основании полученных размеров и применяемых материалов для изготовления силовых элементов обшивки крыла и оперения, определяем тип его конструктивно-силовой схемы (КСС). Для разрабатываемого крыла и оперения выбрана балочная КСС − стрингерный тип крыла.

Роль силового набора выполняет массив из пенополистирола, подкрепленный продольным силовым набором – верхним и нижним лонжеронами, передней и задней кромкой, выполненных из сосновых реек различного сечения.

В качестве усиливающих силовых элементов поперечного силового наборов применены корневая и концевая нервюры из авиационной фанеры толщиной 3 мм.

Станок для резки СРП-3221 позволяет осуществлять резку пенополистирола в 3D формате в трех плоскостях X Y W. Резка пенополистерола на станке осуществляется термическим способом нихромовой нитью.

Для управления станком разработана программа SRP_32USB [3]. SRP_32USB – специальное программное обеспечение, позволяющее преобразовать 3D модели из графического редактора автоматизированного проектирования AutoCAD в программу управления станка и визуализировать результаты работы программы. На рис. 4 показано создание трехмерной модели консоли крыла БЛА, а на рис. 5 – процесс вырезания консоли из массива пенополистирола.

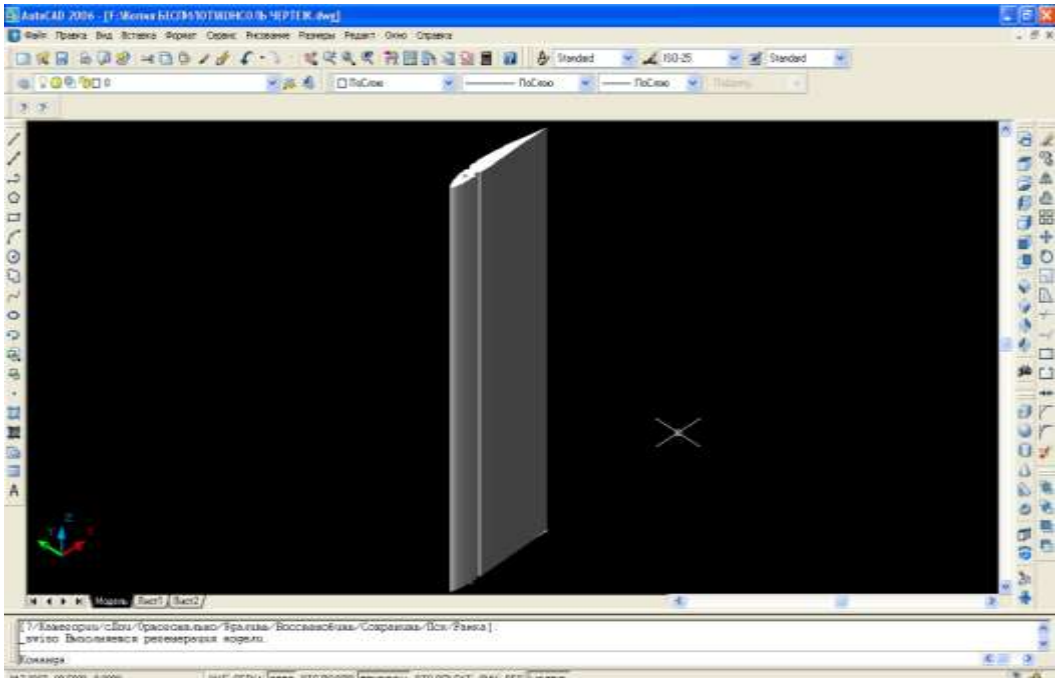


Рисунок 4 – Создание трехмерной модели консоли крыла БЛА при помощи операции «выдавливания»

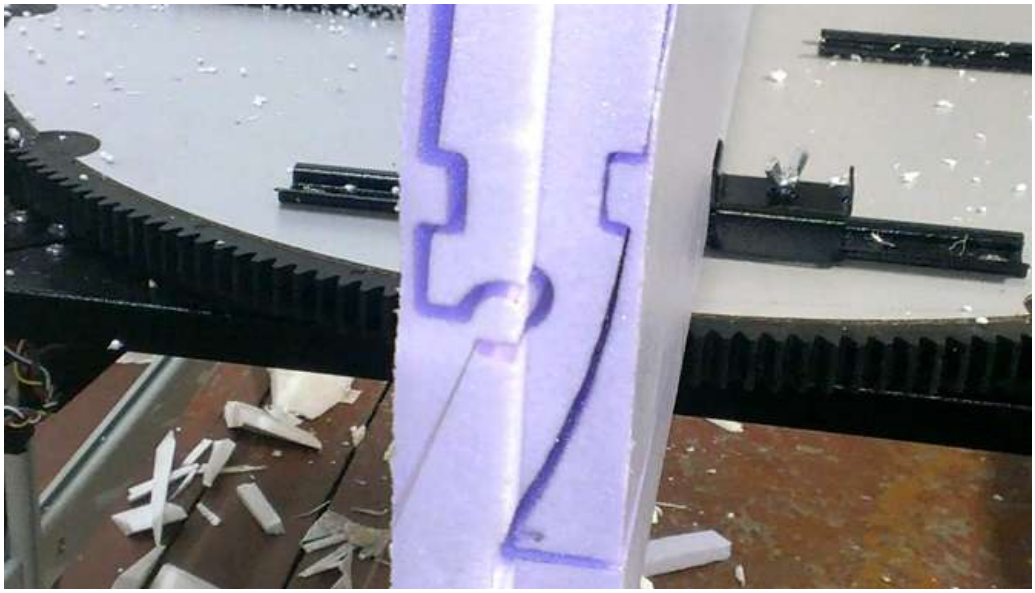


Рисунок 5 – Вырезание консоли крыла станком РП- 3221

Рисунок 6 – Готовая консоль крыла без обшивки

Следующим этапом изготовления крыла является монтаж подкрепляющих силовых элементов в пенополистирольную заготовку – полок лонжерона, корневой и концевой нервюр, силовых бобышек для крепления крыла к фюзеляжу. Завершающим этапом сборки силового каркаса крыла является изготовление каркаса элерона. На рис. 6 показан готовый силовой каркас консоли крыла БЛА.

Обшивка крыла и оперения изготавливается из стеклоткани на эпоксидном связующем.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная технология позволила изготовить планер БЛА, обладающий следующими достоинствами6

- конструкция планера имеет малую массу;
- имеет большую прочность;
- прост в эксплуатации;
- имеет высокую ремонтопригодность;
- имеет невысокую стоимость.

Разработанная технология позволяет осуществлять мелкосерийное производство и воплощена в реальном объекте – малоразмерном БЛА общего видеонаблюдения (рис. 7).

Рисунок 7 – Малоразмерный БЛА общего видеонаблюдения

ЛИТЕРАТУРА

1. Беспилотные летательные аппараты, БПЛА ДПЛА БЛА Описания и технические характеристики беспилотных аппаратов [электронный ресурс]. − Режим доступа URL: http://bp-la.ru/bla-inspektor-101/#more-576 (дата обращения 20.03.2016).
2. Дракин И. И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учётом экономической эффективности / Дракин И. И. – М.: Машиностроение, 1973. – 224 с.
3. Руководство пользователя станка серии СРП 3221, работающего под управлением программы SRP_32USB – Новосибирск, 2013. − 114 с.

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ ИНТЕГРИРОВАННЫХ ЛАЗЕРНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ ЗАЩИТЫ САМОЛЕТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ ОТ ТЕРРОРИСТИЧЕСКИХ АТАК

Осипов Б. М.[1], Копелевич Л. А.[2], Перельштейн Б. Х.[3]
[1]obm0099@yandex.ru, [2]evm@evm.kstu-kai.ru, [3]perel.boris@gmail.com

[1] Казанский государственный энергетический университет (г. Казань)

[2,3] Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (г. Казань)

Для отражения террористических атак на летательный аппарат с использованием существующих и перспективных ПЗРК предлагается система генерации лазерного излучения, которая базируется на интеграции штатно функционирующего газотурбинного двигателя и газодинамического лазера (ГДЛ). Последний запитывается за счет отбора рабочего тела после КВД или после камеры сгорания основного двигателя. В варианте исполнения рабочие лопатки турбины ГДЛ выполняются в виде сопел Лаваля (в виде, т.н. суперреактивной турбины). В среднем, при отборе от основного двигателя 2,5 кг/с, имеющего расход по первому контуру 50 кг/с, можно получить мощность излучения в 50 кВт. Ожидается, что по весовым показателям система превосходит ближайший зарубежный аналог в 2,5 раза.

В настоящее время стала актуальной проблема защиты самолетов гражданской авиации от террористических атак средствами ПЗРК (переносные зенитно-ракетные комплексы). Создаваемые автономные лазерные системы защиты имеют широкий диапазон мощности излучения от 1,5 до 100 кВт и выше. В частности, израильская система DIRCM уже провела первый этап испытаний. Ряд американских разработок (двойного назначения) находится в стадии завершающих испытаний. Одним из наиболее перспективных проектов для решения поставленной задачи является проект HELLADS, где мощность одного разрабатываемого твердотельного модуля составляет 75 кВт, а соотношение веса к мощности равно 2,5 кг/кВт [1,2]. Развитие средств поражения с более изощренными методами собственной защиты диктует необходимость в создании мощных и легких средств обороны летательного аппарата.

В настоящей статье, в основном, освещается только «двигателестроительный» аспект обсуждаемой проблемы, как некая точка роста для привлечения к ней специалистов разной направленности с конечной целью – создание единого конкурентоспособного решения.

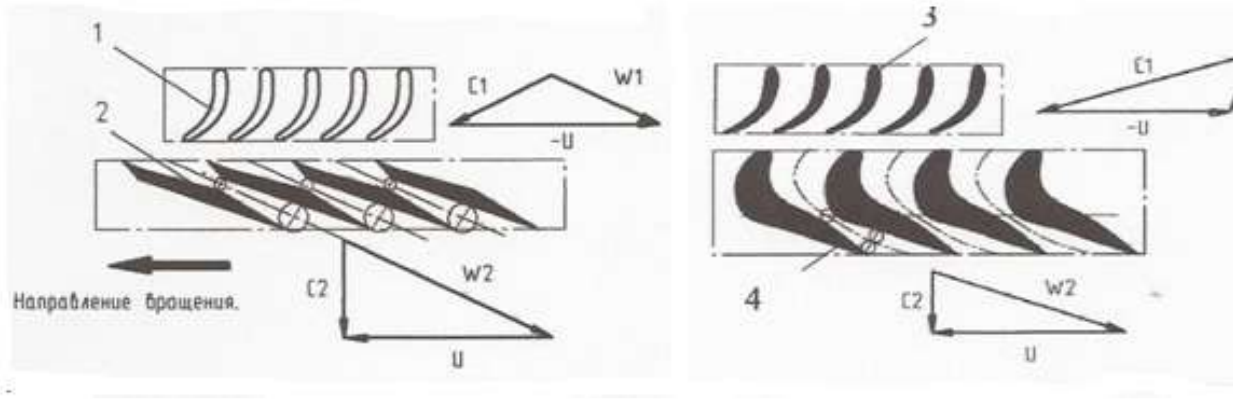


Рисунок 1 – Примеры выполнения суперреактивных турбин

Один из вариантов решения подобной актуальной задачи был рассмотрен в полученном на имя КГТУ – КАИ патенте [3]. В соответствии с ним, инверсия населенности создается в процессе штатно функционирующей в составе двухконтурного газотурбинного двигателя (ТРДД), так называемой, суперреактивной турбиной, представляющей собой вращающиеся микросопла Лаваля.

Как известно, в турбинах традиционных форм межканальная скорость рабочего тела лежит в пределах чисел M_W = 0,6 – 0,8. Незначительное увеличение скорости до M_{w2} = 1,02 – 1,04 достигается на выходе только в косом срезе.

На рабочих лопатках турбин новых форм и новых параметров функционирования минимальное сечение (горло) находится не в районе выходной кромки, а в районе входной. При высоких степенях расширения и высокой степени реактивности на выходе рабочего тела за подобной турбиной обеспечивается значительное сверхзвуковое расширение с созданием инверсии населенности. Примеры выполнения суперреактивных турбин показаны на (рис. 1). Подробнее о других возможных конфигурациях названных турбин и их использовании в основном газогенераторе см., например, в [4].

В процессе работы газотурбинного двигателя соотносительность давления, температуры и содержания в продуктах сгорания азота, углекислого газа и паров воды достаточно удовлетворительно согласуются с потребностью для запуска и работы ГДЛ. Подобная система способна генерировать луч с удельной мощностью порядка 10 – 20 кВт/кг. Отметим, что принципы действия ГДЛ и современные теории осуществления когерентного излучения в газодинамических лазерах можно найти в ряде фундаментальных работ, в том числе, в [5, 6].

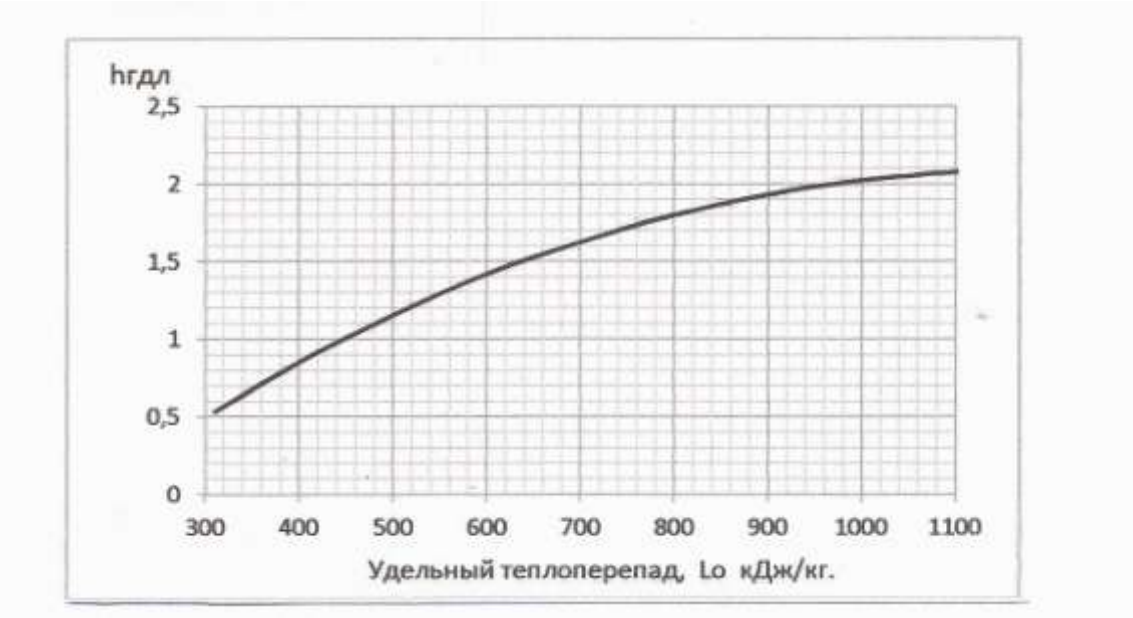


Рисунок 2 – Связь удельного теплоперепада ГДЛ и его КПД

Для оценки эффективности сгенерированного излучения в процессе функционирования ГДЛ были проанализированы работы, выполненные в МГУ проф. Макаровым В. Н и проф. Лосевым С. А. [7]. На основании опубликованных сведений была рассчитана связь теплоперепада в ГДЛ и его КПД. Результаты этого анализа представлены на (рис. 2). Они служили первым приближением для оценки мощности излучения при проведении настоящего исследования.

Нужно отметить, что сдерживающим фактором использования ГДЛ в мобильных лазерных системах был недопустимо низкий КПД излучения. Речь шла о КПД порядка 1–2%. Это обстоятельство становится менее значимым при работе ГТД в штатном режиме с получением необходимого уровня излучения (от 10 до 100 кВт и выше) уже как «сопутствующего» фактора в процессе функционирования основного газотурбинного двигателя с его высокими значениями расхода рабочего тела, с высокими (мегаваттными) значениями теплоперепадов на каскадах низкого, высокого давления и в реактивном сопле.

Настоящая работа ограничена рассмотрением только локально расположенных излучательных систем, запитываемых от основной силовой установки. Обратимся к системе по (рис. 3) и рассмотрим один из возможных подходов интеграции ГДЛ и ГТДД. Здесь в указанную систему вводится элемент отбора – 1 от штатной силовой установки, например ТРДД, с целью подачи сжатого воздуха от компрессора высокого давления (КВД) на систему – 2. Последняя включает: дожимающий компрессор – 3, камеру сгорания – 4, суперреактивную турбину – 5, реактивное сопло − 6, резонатор – 7, прицельное зеркало – 8,

непосредственно луч – 9 и абтюратор – 10. Сгенерированный в резонаторе – 7 луч поступает через полупрозрачный сегмент бочкообразного резонатора (не показано), на прицельное зеркало – 8 и далее по направлению – 9 на очаг поражения. Установленный абтюратор – 10 при продольном перемещении с перекрышей зеркал резонатора служит для включения и выключения способности генерирования излучения в процессе работы двигателя. При штатном режиме полета отбор от КВД прекращается.

Как указывалось выше, в системе – 5 (в суперреактивной турбине; см. (рис. 1)) минимальное сечение рабочих лопаток (критическое сечение) находится в районе входной кромки. Выход потока из рабочего колеса сверхзвуковой. Далее рабочее тело при сверхзвуковой скорости (например, С2 > (М=1,1 – 1,3)) и угле в абсолютном движении близком к 90 градусам поступает на сверхзвуковую (неподвижную) часть реактивного сопла – 6. Здесь, в системе 6, не имеющей своего горла, рабочее тело продолжает расширяться до наружного давления с возрастанием сверхзвуковой скорости. Таким образом, в совокупности рабочее колесо реактивной турбины и реактивное сопло представляют собой единую бинарную систему сверхзвукового расширения. Степень расширения газа слагается из двух величин: расширения на турбине с достижением скоростей в абсолютном движении Мс=1,1–1,2 и дальнейшего сверхзвукового расширения в реактивном сопле до наружного давления с прохождением через резонатор со скоростью истечения до М=2–4 и выше. Указанный фактор, повышенный теплоперепад (турбина плюс сопло), весьма благоприятен для создания устойчивой инверсии населенности.

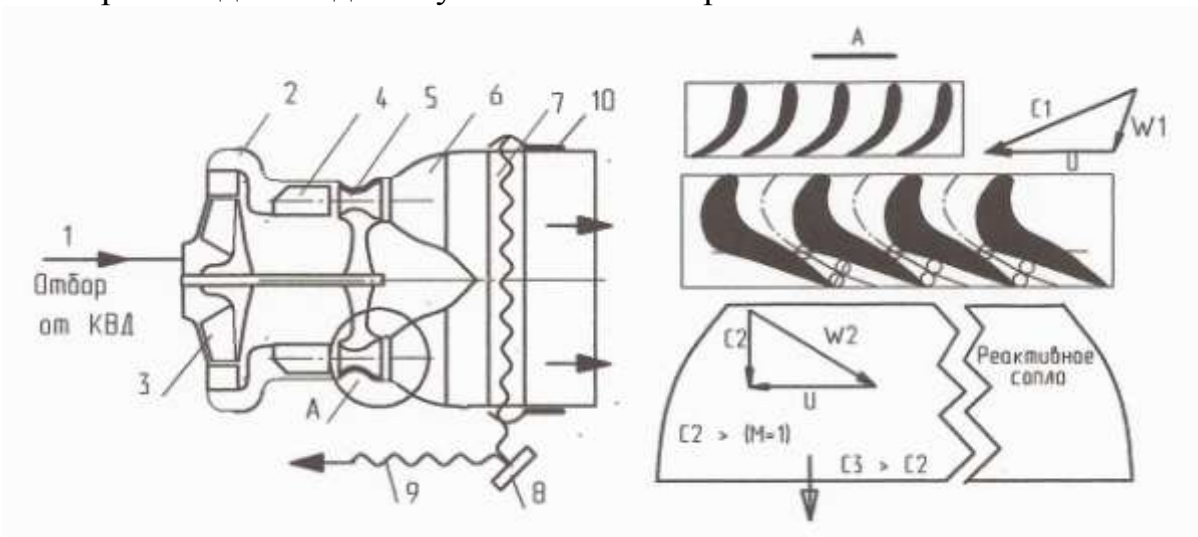


Рисунок 3 –Силовая установка с дожатием рабочего тела и с интеграцией суперреактивной турбины с реактивным соплом

Оценим параметры интегрированной системы при высоте полета H_1=1000 м и скорости М=0,6 (близаэродромная ситуация). Как будет показано ниже, для осуществления новых возможностей в названных условиях, возникает потребность в высоких значениях давления перед ГДЛ. Этим условиям отвечает, в частности, система по (рис. 3) с собственным дожимающим компрессором – 3. Обратимся к табл. 1.

Таблица 1 – Параметры ТРДД по рис. 3 при отборе рабочего тела на ГДЛ

	Параметр	Обозн.	Значения	Примечания
1	Высота полета	Н, м	1000	
2	Скорость полета	М	0,6	
3	Наружное давление	МПа	0,0899	
4	Исходные параметры ТРДД при отсутствии отбора (Н=1000 м, М=0,6)			
5	Общий расход	кг/с	99,72	
6	Расход на выходе из к.сг.	кг/с	51,09	
7	Давление за камерой сгорания	МПа	1,68	
8	Удельный расход топлива	кг/ч. кН	115,57	
9	Температура в к.сгорания	T_3, К	1565	
10	Тяга двигателя	R, кН	39,75	
11	Основные параметры при осуществлении отбора с компенсацией исходной тяги за счет форсирования температуры в основной камере сгорания			
12	Расход по I контуру	кг/с	53,15	
13	Температура в камере сгорания	Тз, К	1596,6	
14	Давление в камере сгорания	МПа	1,59	
15	Величина отбора	Gотб, кг/с	1,25	Отбор от одного из 2-х двигателей
16	Степень повышения давления в компрессоре ГДЛ	$\pi_к$	2	Позия 3, рис. 3.
17	Давление за компр. ГДЛ	МПа	3,1	
18	Перепад давления от входа на турбину ГДЛ до наружного давления	$\pi\Sigma$	33,08	
19	Удельная работа расширения от входа на турбину ГДЛ донаружного давления	Lт, кДж/кг	972.5	При кпд расширения ~ 0,9
20	Ожидаемая удельная мощность излучения при расходе 1 кг/с и кпд ~ 2%	кW	995,1*0,02= 19,9	См. график рис. 2.
21	Потребное количество отбора для достижения мощности в 50 кВт (с целью гарантированного уничтожения перспективных систем нападения)	Gотб, кг/с	50/19,45 = ~ 2,5	Отбор от одного из двух двигателей 1, 25 кг/с

Продолжение таблицы 1

	Параметр	Обозн.	Значения	**Примечания**
22	Статическая температура на выходе из Р. С. первого контура	К	634,58	
23	Тяга двигателя.	R, кН	39,75	Суммарная тяга (по трем контурам) скомпенсирована к исходной за счет увеличения температуры от 1565К до 1596,67К
24	Удельная величина тяги развиваемая лазерным контуром	Rл, кН	1,956	Отнесено к расходу 1 кг/с
25	Вес ВСУ АИ-98	G, кг	100 кг.	Дается для ориентировки ожидаемого веса ГДЛ

Как видно из табл. 1, для компенсации исходной тяги R = 39,75 кН при отборе, например, по 1,25 кг/с от каждого из двух двигателей для получения мощности излучения в 50 кВт необходимо форсировать температуру в камере сгорания с 1565 К до температуры 1596,6 К. При этом была учтена тяга лазерного контура – Rл, кН.

Также требуют дальнейшего изучения системы с более высокими степенями повышения давления в компрессоре ГДЛ ($\pi_к$ = 3 – 5).

Для силовых установок, имеющих высокие значения степени повышения давления в собственном компрессоре $\pi_к$ > 30-40, целесообразно рассмотрение систем, показанных на (рис. 4). Рассмотрим ГДЛ по типу – 1, включающий магистраль подвода рабочего тела от камеры сгорания основного двигателя – 1, корпус – 2, микросопла Лаваля – 3 с каналами – 4. Установка включает зеркала – 5 (одно полупрозрачное) и систему выхлопа – 6. Сгенерированный луч – 7 подается на прицельное зеркало – 9 по направлению – 10. Система так же включает абтюратор – 8.

На этом же рис. 4 показан «тип – 2», где используется система лопаток – 11, выполненных в виде сопел Лаваля, сгрупированых по окружности. Здесь отбор воздуха высокого давления осуществляется от камеры сгорания. Не исключается отбор от компрессора высокого давления (КВД) с установкой собственной камеры сгорания – 12 перед соплами Лаваля (см. тип – 3).

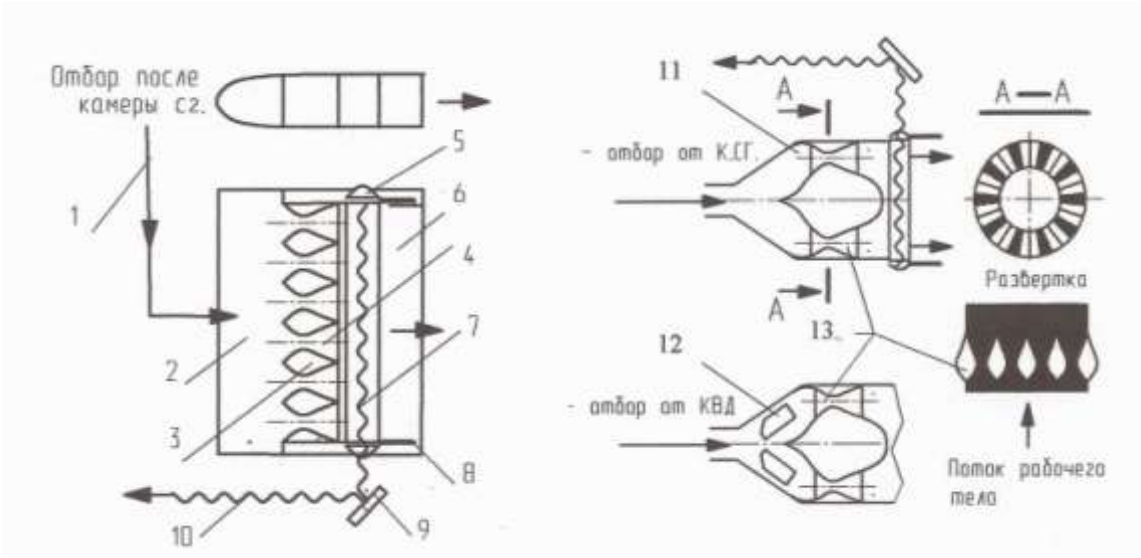


Рисунок 4 – Интегрированная силовая установка: тип – 1, тип – 2, тип – 3

Так же предметом исследования может быть система по (рис. 5) с заменой лопаточных венцов единым суживающим-расширяющим безлопаточным каналом (кольцевым соплом Лаваля). Нужно отметить, что установка по рис. 5 – наиболее проблемная. Но, если она даст положительный эффект (на сверхзвуковых перепадах давления Рк.сг/Рнар), то рассматриваемая конструкция может иметь хорошую перспективу в дальнейшем, по крайней мере из-за относительной легкости организации охлаждения системы и возможности изготовления большей ее части из керамики.

Что касается анализа по изменению расхода топлива в процессе функционирования ГДЛ, то на данном этапе исследования этот вопрос с учетом времени функционирования ГДЛ (2–3 минуты) не рассматривается.

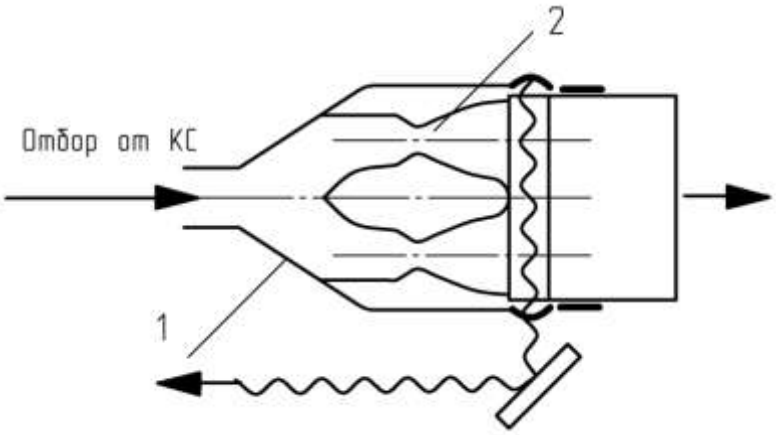


Рисунок 5 – Интегрированная кольцевая силовая установка, тип – 4

В первом приближении, исходя из опыта создания вспомогательных самолетных силовых установок, можно принять весовую нагрузку в рассмотренных системах по рис. 3–6 не более 70 кг (с учетом излучающих систем). В последнем случае соотношение веса к мощности будет составлять Kg = 100 кг / 100 кВт = 1 кг/кВт. Как указывалось выше, одна из лучших зарубежных систем имеет подобную характеристику Kg = 2,5 кг/кВт [9].

Таким образом, изучая интегрированную систему (двигатель, лазерная приставка), можно предполагать, что усложнение конструкции при рациональном компенсационном регулировании температуры в камере сгорания не вызовет каких-либо серьезных проблем с базовой силовой установкой. Отметим, что рассмотренные выше параметры по мощности излучения отнесены к резонаторам непрерывного действия. При использовании резонаторов импульсно - периодического типа [4], эффективность воздействия луча на объект поражения может быть увеличена в разы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для достижения поставленной задачи необходим переход от поисковой части к этапу глубокого теоретико-экспериментального рассмотрения по всем составляющим проблемы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Установка систем защиты от ПЗРК на израильские гражданские самолеты [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.aex.ru/docs/4/2015/11/13/2337/ (дата обращения 11.02.2016). – Загл. с экрана.
2. Транклюкатор для эцилоппа [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: https://nplus1.ru/news/2015/04/28/lasers (дата обращения 11.02.2016). – Загл. с экрана.
3. Патент Российской Федерации № 2516985 C1, Автор Перельштейн Б. Х. Патентообладатель Казанский научно-исследовательский университет им. А. Н. Туполева (КАИ). Приоритет 14 февраля 2013 г.
4. Perelshtein B. New Energy Systems. Second Edition, Revised. LAP LAMBERT Academic Publishing – 2015. https://www.ljubljuknigi.ru/store/ru/book/1/isbn/978-3-659-74713-7 (дата обращения 11.02.2016). – Загл. с экрана.
5. Лосев С. А. Газодинамические лазеры. Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», – М.; 1977, 336 с.
6. Аблеков В. К., Денисов Ю. Н., Любченко Ф. Н. Справочник по газодинамическим лазерам. – М.; Машиностроение, 1982 – 168 с.

7. Макаров В. Н., Лосев С. А. Газодинамические лазеры при невысоких начальных температурах. Письма в ЖТФ, том 22, вып. 3, 12 февраля 1966 г.
8. Свидетельство РОСАПО об официальной регистрации программы для ЭВМ №2012614854. Автоматизированная Система Газодинамических Расчетов Энергетических Турбомашин (АС ГРЭТ). Зарегистрировано в «Реестре программ» для ЭВМ 30 мая 2012 г.

ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ ТРИБОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОНВЕРТИРОВАННЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Такмовцев В. В.[1], Ерзиков А. М.[2], Ильюшкин Н. А.[3]
[1]vvt379@rambler.ru, [2]scooter_sasha@mail.ru, [3]maestroo92@yandex.ru

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ (г. Казань)

Рассматривается способ совершенствования конструкции задней опоры ротора свободной турбины (СТ) двигателя НК-16 СТ за счет использования разгружающего устройства, работающего по принципу упорного гидростатического подшипника. Применение модернизированной совмещенной опоры (СОП) обеспечивает в рабочем диапазоне оборотов автоматическую регулировку осевой силы *Fa*, действующей на заднюю опору ротора СТ двигателя НК-16 СТ. Использование СОП позволяет значительно повысить надежность и живучесть опор ротора СТ, снижает энергетические затраты на их привод, повышает долговечность *Lh* и установленную безотказную наработку $T_у$ подшипников качения, входящих в состав СОП.

ВВЕДЕНИЕ

Конверсия в авиационной промышленности привела к широкому наземному применению авиационных двигателей на газоперекачивающих станциях. Одной из основных задач при эксплуатации конвертированных авиационных двигателей является повышение надежности работы их триботехнических систем роторов. Повышение долговечности (L_h) роторных подшипников качения (ПК) – основных элементов триботехнической системы, достигается с использованием конструктивного, технологического и эксплуатационного способов совершенствования опорных узлов. В данной работе рассматривается способ совершенствования конструкции задней опоры ротора свободной

турбины (СТ) двигателя НК-16 СТ за счет использования разгружающего устройства, работающего по принципу упорного гидростатического подшипника (ГСП). Изменение конструктивного облика задней опоры СТ базового двигателя обеспечивает автоматическую регулировку осевой силы F_a, действующей на заднюю опору ротора СТ двигателя НК-16 СТ.

1 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВМЕЩЕННЫХ ОПОР ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ РОТОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ

В настоящее время в ОАО «Газпром» эксплуатируется более 4000 газоперекачивающих агрегатов (ГПА), из них более 1300 – с авиационными приводами. На ГПА с приводами такого типа приходится около 45% всех отказов, при этом их наработка на отказ составляет около 5000 ч. В работе [1] проанализирована статистика отказов роторных подшипников 68 двигателей НК-12 СТ за период 2005–2009 г.г. Данные, полученные в этой работе показывают, что примерно до 25% от общего числа дефектов, возникающих при эксплуатации этих двигателей составляют дефекты роторных подшипников качения. В этот же интервал по отказам укладываются и данные эксплуатации двигателей НК-16 СТ.

Повышение рабочих характеристик конвертированных авиационных двигателей связано с увеличением быстроходности роторов газогенератора и СТ. Увеличение окружных скоростей вращения роторов влечет за собой появление дефектов опор не только в газогенераторе, но и в СТ. Так, например, по данным ОАО КПП «Авиамотор» г. Казань на пяти двигателях НК-16 СТ с наработкой τ = 8424…42592 часов было зафиксировано разрушение роликового подшипника (РП) задней опоры СТ (рис. 1). Поэтому повышение надежности роторных подшипников современных конвертированных авиационных двигателей является актуальной задачей. Совершенствование конструктивного облика опорных узлов роторных подшипников за счет использования совмещенных опор (СОП) – один из возможных вариантов решения этой задачи. К преимуществам СОП можно отнести то, что в одном опорном узле объединяются полезные свойства подшипников различного типа или используется комбинация подшипника с конструктивным элементом двигателя (демпфирующее, упругое, разгружающее устройства). При проектировании СОП последовательно выполняются следующие этапы: выбирают функциональное назначение СОП; выбирают элементы СОП; выбирают смазывающую среду; выбирают способ создания несущей способности элементов СОП при работе в системе двигателя.

а) *б*)

Рисунок 1 – Выкрашивание элементов РП 56-2672934Р5У при работе его в условиях перекоса: а) – усталостное выкрашивание на дорожке качения внутреннего кольца; б) – выкрашивание роликов и разрыв сепаратора

К недостаткам СОП относится усложнение конструкции опорного узла. Однако усложнение конструкции опор значительно перекрывается преимуществами от их использования. Анализ известных конструкций СОП показал, что необходимость в их использовании возникает тогда, когда ни один из применяемых типов подшипников не способен в полной мере удовлетворить техническим требованиям, предъявляемым к опорным узлам быстроходных турбомашин [2].

2 РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ЗАДНЕЙ ОПОРЫ РОТОРА ТУРБИНЫ НК-16 СТ С РЕГУЛИРОВАНИЕМ F_A НА РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ

Классическая конструкция СОП, применяемая во многих авиационных двигателях, – комбинация ПК с масляным демпфером. Такая конструкция опоры позволяет снизить уровень вибрации роторов и устранить резонансные колебания. Рассматривая опоры роторов конвертированных авиационных двигателей семейства «НК» отметим, что все они относятся к СОП. Два роликовых подшипника (РП): межвальный и турбинный образуют СОП с последовательной передачей F_r. Остальные опоры упругодемпферные. В данной работе основное внимание уделено модернизации базовой конструкции задней опоры СТ двигателя НК-16 СТ, силовая схема которой показана на рис. 2.

Эта опора состоит из роликового подшипника РП2 (56-2672934Р5У), компенсирующего F_r, и шарикового подшипника ШП (А1176734Б1Т1), воспринимающего только F_a. Эксплуатация двигателей НК-16СТ показала, что надежность СОП данной конструкции существенно зависит от изменения направления действия (перекладки) F_a. Отличительной особенностью применяемой СОП является то, что ШП не центрируется по наружному диаметру в корпусе опоры. В этом случае не возникает перекоса колец ШП, вызванного деформацией статора СТ в процессе эксплуатации.

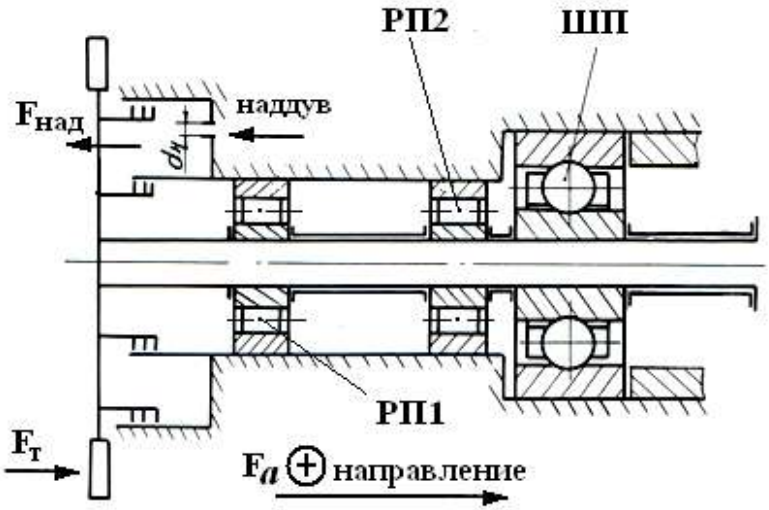


Рисунок 2 – Силовая схема СТ серийного двигателя НК-16СТ

Анализ дефектов задней опоры СТ показал, что основной причиной их возникновения является перекладка *Fa*, действующей на ШП (рис. 2). Это происходит, когда сила, возникающая в разгрузочной полости за турбиной $F_{над}$, превышает газодинамическую силу, действующую на лопатки турбины $F_т$. Таким образом для того, чтобы отсутствовала перекладка *Fa* в рабочем диапазоне оборотов ($4900 \le n \le 5100$ об/мин) СТ должно выполняться условие

$$Fa = F_т - F_{над} > 0 \qquad (1)$$

Одним из наиболее простых вариантов регулирования F_a, внедренным в производство на АО КПП «Авиамотор» (г. Казань), является использование дроссельных шайб (диафрагм), установленных в два трубопровода, подводящих воздух от компрессора к разгрузочной полости СТ. Экспериментальным путем установлено, что при диаметре диафрагмы $d_н = 18$ мм, условие (1) выполняется во всем рабочем диапазоне оборотов СТ (рис. 3).

Более сложный вариант регулирования, позволяющий на всех режимах работы СТ обеспечивать условие $Fa \cong \text{const}$, реализуется в предлагаемой модернизированной конструкции СОП (рис. 4). Её отличие от задней опоры базовой СТ заключается в том, что в опорном узле используется разгружающее устройство, работающее по принципу упорного гидростатического подшипника (ГСП), и пакет пружин. Конструкция модернизированной СОП (рис. 5) состоит из: РП *2* (56-2672934Р5У), воспринимающего только *Fr*, радиально-упорного ШП *1* (А1176734Б1Т1), воспринимающего только *Fa*, упорного ГСП *12*, на рабочей поверхности которого выполнены камеры, равномерно

расположенные по окружности на радиусе $R_{ср}$, а так же силового кольца *3* и пакета пружин *4*, которые обеспечивают гарантированный осевой зазор $H_2 = H_3$ между подпятником *6*, посаженным на вал *5*, и пятой – корпусом *12*.

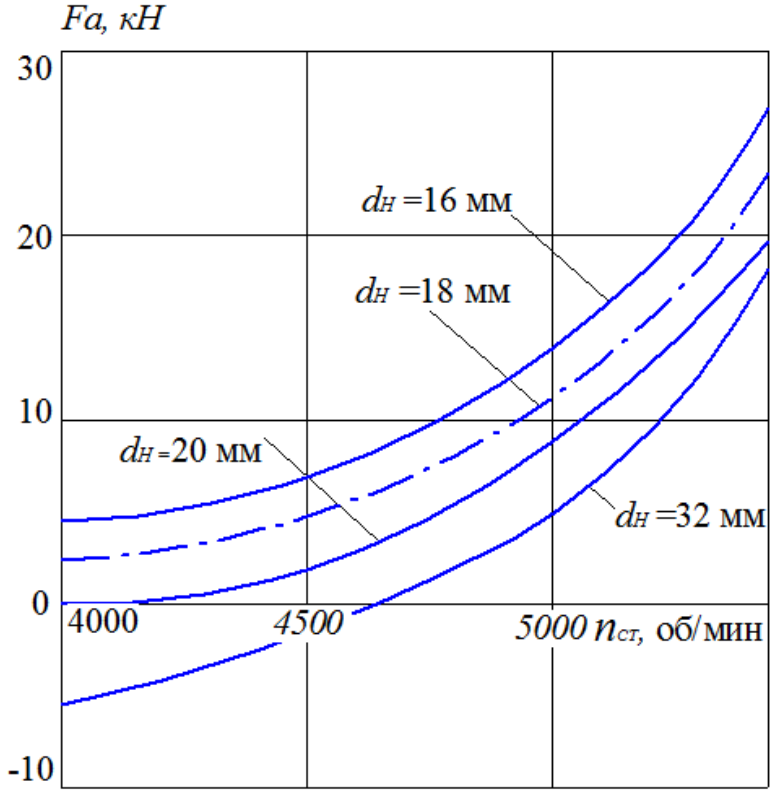


Рисунок 3 – Зависимость F_a от $n_{ст}$

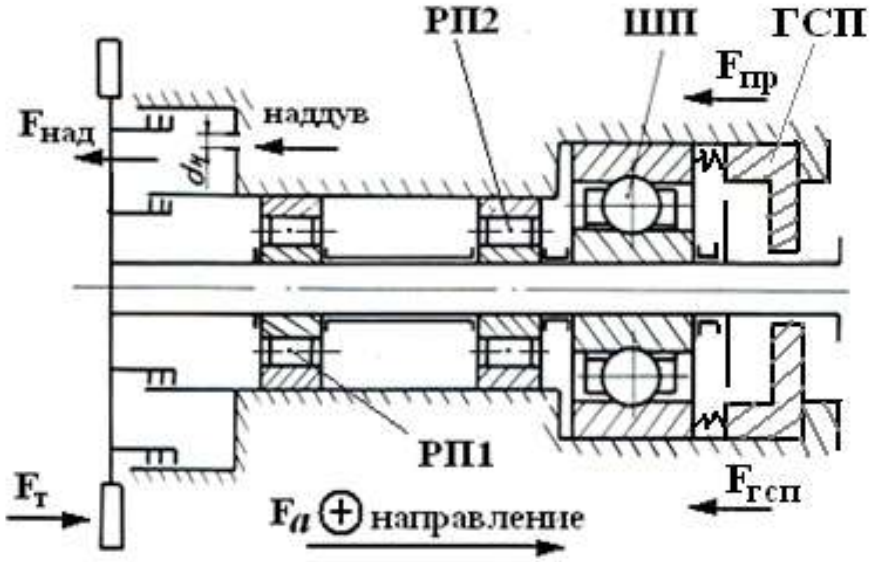


Рисунок 4 – Силовая схема СТ серийного двигателя НК-16СТ с модернизированной задней опорой

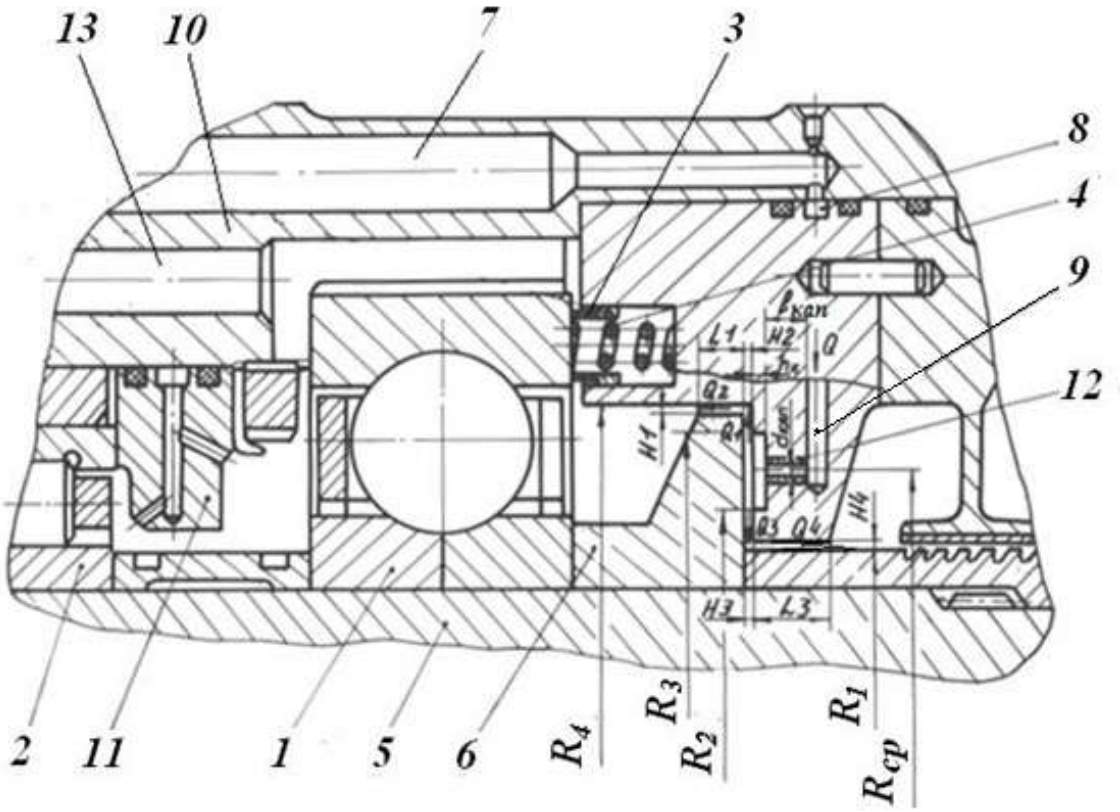


Рисунок 5 – Модернизированная конструкция СОП

Смазка в камеры ГСП подводится через осевые каналы *7*, кольцевые проточки *8*, радиальные каналы *9* и жиклеры *12*, имеющие внутренний диаметр $d_{кап}$ и длину $l_{кап}$. Жиклеры 12 устанавливаются на входе в каждую камеру и обеспечивают выравнивание давлений в них. Основные элементы упорного ГСП: капилляры – число, диаметр, длина ($z_{кап}$, $d_{кап}$, $l_{кап}$); камеры – число, длина в окружном направлении, ширина в радиальном направлении, глубина ($z_к$, $l_к$, $b_к$, $h_к$), перемычки – количество, длина, ширина ($z_п$, $l_{п\,1} = R_4 - R_3$, $l_{п2} = R_2 - R_1$, $b_п = ((\pi D_{ср}/z_к) - l_к)$. Слив масла из СОП осуществляется через осевые отверстия *13* в корпусе *10*.

При работе СТ с ростом оборотов вала, возрастает Fa за счет увеличения $F_т$, и когда она преодолеет усилие пружин $F_{пр}$, направленное в противоположную сторону, ротор смещается в сторону выходного устройства, и тем самым подпятник *6* сдвигается к пяте *12*, и зазор ($H_2 = H_3$) уменьшается и увеличивается гидростатическая сила $F_{гсп}$ в упорном ГСП .

В этом случае осевая сила, действующая на ШП, определяется из условия

$$Fa = F_т - F_{над} - (F_{гсп} + F_{пр}),\ кН \qquad (2)$$

Здесь величина $F_{гсп}$ = var и зависит от $F_т$, давления на входе $P_{вх}$ и в камерах $P_к$ ГСП, а также от площади рабочей поверхности S упорного ГСП

$$F_{гсп} = P_к \cdot S, \text{ Н} \quad (3)$$

$$S = \pi(R_4^2 - R_1^2), \text{ м}^2 \quad (4)$$

Величина $F_{пр}$ определяется из расчета пружины таким образом, чтобы обеспечивались оптимальные осевые зазоры ($H_2 = H_3$).

При этом ГСП ведет себя следующим образом:

– до того как ротор преодолел усилие пружин $F_{пр}$ в камеры ГСП под давлением поступает масло и за счет этого обеспечивается постоянная несущая способность подшипника

$$W = K_W \cdot F_{гсп} \quad (5)$$

где K_W – коэффициент несущей способности.

– когда $F_a > F_{пр}$ ротор смещается в сторону выходного устройства. При этом зазоры H_2 и H_3 уменьшаются и, значит, уменьшается расход масла Q через ГСП. Отсюда следует, что давление в камере ГСП $P_к$ увеличивается, и в пределе, когда зазоры $H_2 = H_3 = 0$ ($Q = 0$), происходит рост $P_к$ до давления $P_{вх}$ на входе в ГСП. За счет увеличившегося давления растет W и увеличивается $F_{гсп}$, направленная на разгрузку ШП *1* от действия F_a.

При уменьшении F_a ротор сдвигается в обратную сторону, увеличивая зазоры H_2 и H_3 и значения Q. Этот процесс продолжается до тех пор, пока не установится динамическое равновесие между силами, действующими на подшипники, входящими в состав СОП. В результате происходит разгрузка и автоматическая регулировка F_a, действующей на ШП 1.

Для определения оптимальной геометрии гидравлического тракта ГСП и усилий, действующих в СОП, был выполнен расчетный эксперимент по методике, представленной в работе [3]. Также были определены основные геометрические параметры ГСП (табл. 1) и основные параметры пружины № 465 II класса 1 разряда (табл. 2).

Таблица 1 – Основные геометрические параметры ГСП в мм

R_1	R_2	R_3	R_4	$R_{ср}$	L_1	L_3	$l_к$	$b_к$	$l_{П1} = l_{П2}$	$b_п$	$l_{кап}$	$d_{кап}$
95	100	115	120	107,5	4	7	30	15	5	7,5	8	2

Таблица 2 – Основные параметры пружины

$F_{пр}$, кН	$D_{пр}$, мм	$d_{пр}$, мм	$z_{пр}$	жесткость z, кН	рабочий ход h, мм
0,549	15	3	20	0,46	0,56

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение в качестве задней опоры СТ двигателя НК-16 СТ модернизированной конструкции СОП с гидростатической разгрузкой ШП и регулированием Fa позволяет увеличить L_h ШП до 30% и поддерживать $Fa \approx$ const во всем рабочем диапазоне оборотов. Использование СОП позволяет значительно повысить надежность и живучесть опор ротора СТ, снижает энергетические затраты на их привод.

ЛИТЕРАТУРА

1. Величко Е. И. Совершенствование методов диагностики промыслового оборудования, обеспечивающих сокращение потерь скважинной продукции, с целью повышения его эффективности: автореф. дис. на соискание ученой степени канд. техн. наук / Е. И. Величко; ГОУ ВПО Кубанский гос. технологий ун-т (КубГТУ). – Краснодар, 2010. – 23 с.
2. Горюнов Л. В. Формирование конструктивного облика опор роторов быстроходных турбомашин / Л. В. Горюнов, Ю. А. Ржавин, В. В. Такмовцев // Изв. вузов. Авиационная техника. 1998. – № 3. – С. 106– 109.
3. Понькин В. Н., Горюнов Л. В., Такмовцев В. В. совмещенные опоры быстроходных турбомашин, принципы конструирования и экспериментальное исследование. Казань, 2003. 62 С. (Препринт / Изд-во Казан. гос. техн. ун-та; Казань, 03П5).

ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ МГУА ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ УПРАВЛЯЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Майрович Ю. И.[1], Сафарбаков А. М.[2]
[1]*mator38@mail.ru*, [2]*safarbakov@yandex.ru*

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 в место традиционного регрессионного анализа используется Метод группового учета аргументов.

ВВЕДЕНИЕ

Метод группового учета аргументов (МГУА) реализует основные положения теории самоорганизации и позволяет найти математическую модель метода разработаны украинским ученым А. Г. Ивахненко. В основе метода лежит принцип самоорганизации, по которому оптимальная модель находится по минимальным значениям некоторого числа внешних критериев. Количество и вид критериев зависят от конкретики решаемой задачи. Построение математических моделей по экспериментальным данным осуществляется автоматически. В процессе моделирования ставится задача выявления формы зависимости и выбор факторов, оказывающих существенное влияние на зависимую переменную. При этом структура модели, в отличие от регрессионного анализа, заранее не фиксируется, а выбирается из множества вариантов по заданным критериям. Для генерации множества моделей в методе группового учета аргументов применяются два основных типа алгоритмов: комбинаторный и многорядный.

1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О МГУА

Метод группового учета аргументов, МГУА (Group Method of Data Handling, GMDH) [1] – метод порождения и выбора регрессионных моделей оптимальной сложности. Под сложностью модели в МГУА понимается число параметров. Для порождения используется базовая модель, подмножество элементов которой должно входить в искомую модель. Для выбора моделей используются внешние критерии, специальные функционалы качества моделей, вычисленные на тестовой выборке. МГУА рекомендуется к использованию в том случае, когда выборка содержит несколько элементов.

МГУА отличается от регрессионного анализа тем, что целью регрессионного анализа является достижение минимума выбранного критерия, а целью МГУА – достижение минимума среднеквадратической ошибки (СКО) на всех экспериментальных точках при заранее заданном виде уравнения регрессии, что зачастую носит субъективный характер. 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.

2 ОБЗОР АЛГОРИТМОВ МГУА И АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ УПРАВЛЯЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ИКС

До настоящего времени в научной литературе было предложено и исследовано более 15-ти различных алгоритмов МГУА и их модификаций [2, 4, 5, 6]. Несмотря на столь широкое разнообразие, исследователями выделяются три группы алгоритмов, схожих по своим свойствам, а при расчетах используют лишь один из них.

Параметрические алгоритмы [4] реализуют описанный выше процесс индуктивного обучения модели, включая как структурную, так и параметрическую адаптацию.

На первом шаге работы большинство алгоритмов данной группы осуществляют генерацию модели наименьшей сложности и оценку ее параметров по заданной выборке данных. Далее они производят постепенное увеличение сложности модели и пересчет параметров модели (как правило, количество параметров модели увеличивается с ростом ее сложности) до тех пор, пока значение внешнего критерия уменьшается. Результатом работы алгоритма является модель оптимальной структуры, параметры которой адекватны заданной выборке данных.

Параметрические алгоритмы доказали свою эффективность при идентификации модели и моделировании поведения объектов, которые могут рассматриваться как системы с детерминированными характеристиками. При этом принципиально неустранимым недостатком алгоритмов данного типа является необходимость оценки параметров результирующей модели, которые в общем случае могут оказаться смещенными (одно из возможных следствий – низкие значения внешнего критерия качества моделей на данных, не участвовавших в обучении модели). Другим недостатком параметрических моделей является необходимость задания вида (типа) и структуры моделей, что несет в себе возможность появления методических погрешностей в случае неадекватности модели [7].

Примерами алгоритмов, относящихся к параметрическому классу, являются комбинаторный (COMBI [2,5]), гармонический (HARM [2, 5]), многорядный итеративный (MIA [2,5]) и пр. [1].

Гармонический алгоритм HARM, многорядный итеративный MIA разрабатывались для применения их при решении задачи прогнозирования периодических процессов и построения нейросетевых структур, состоящих из нескольких слоев, поэтому для оптимизации управляющего воздействия ИКС целесообразно использовать параметрический комбинаторный алгоритм (COMBI).

Комбинаторный алгоритм исторически являлся одним из первых алгоритмов, реализующих основные положения метода группового учета аргументов [2, 5]. Алгоритм изначально использовал полиномиальный базис функций для генерации структур моделей и метод наименьших квадратов для оценки их параметров. Идея алгоритма состоит в организации полного перебора всех полиномов в рамках заданных ограничений с целью нахождения структуры и параметров, минимизирующих значение внешнего критерия качества моделей.

Данные

Выборка данных в виде набора из H входных векторов x_h размерности N каждый и соответствующих им выходных значений y_h.

Выборка данных разделена на две части: обучающую $h_{stad} = 1H_{stad}$ ипроверочную $h_{check} = H_{stad} + 1H$

Внешний критерий качества модели.

Параметры алгоритма

Максимальная степень полинома P (максимальная суммарная степень каждого слагаемого).

Максимальная сложность модели S (максимальное количество слагаемых полинома). По умолчанию S не ограничена.

Вид результирующей модели

Функция в виде полинома Колмогорова-Габораот N аргументов степени не выше P с количеством слагаемых не больше S:

$$y = w_0 + \sum_{i=1}^{m} w_i x_i + \sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{m} w_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{m}\sum_{k=1}^{m} w_{ijk} x_i x_j x_k + \ldots$$

Псевдокод

1. Произвести генерацию слагаемых полного полинома Колмогорова-Габора степени P.
2. Установить начальную сложность полинома $s = 1$.
3. Сгенерировать все полиномы, состоящие из s сгенерированных на шаге 1 слагаемых.
4. Для каждого из полиномов, полученных на шаге 3, оценить параметры с помощью метода наименьших квадратов на обучающей выборке данных.
5. Для каждого из полиномов, полученных на шаге 3, рассчитать значение внешнего критерия качества на проверочной выборке данных.
6. Увеличить s на 1.
7. Повторить шаги 3 – 6 до тех пор, пока значение внешнего критерия уменьшается на каждой итерации, либо пока текущая сложность s не превышает S.
8. Результирующая модель – есть полином с наименьшим значением внешнего критерия.

На сегодняшний день известно множество успешных применений метода группового учета аргументов в самых различных областях: распознавание образов, нахождение физических и нефизических закономерностей, идентификация нелинейных систем, краткосрочное и долгосрочное прогнозирование стационарных и нестационарных процессов, управление сложными техническими объектами и др., приложения [1, 3, 6].

В табл. 1 приведены примеры применения алгоритмов МГУА для решения задач регрессии (определения эмпирических закономерностей). Для каждого применения, на основании анализа опубликованных материалов была выделена следующая информация.

1. Описание задач, и помимо идентификатора выборки данных, содержит уточнение формулировки задачи с точки зрения индуктивного моделирования и/или краткую характеристику способа применения МГУА

для решения поставленной задачи, определяющего количество моделей, строящихся с применением МГУА.

2. Характеристика выборки данных содержит количественные показатели: длина выборки, размерность входного вектора. Для задачи классификации также указывается число классов, а для задачи регрессии – размерность выходного вектора.

Данные показатели позволяют примерно оценить информационную емкость выборки данных и трудоемкость решаемой задачи.

3. Алгоритм индуктивного моделирования-группа свойств и параметров алгоритма МГУА, примененного для решения задачи. Указываются базис функций, метод обучения и критерий селекции моделей.

Таблица 1 – Примеры использования МГУА в задаче регрессии

Авторы	Описание задачи		Характеристика выборки данных			Алгоритм индуктивного моделирования			
	Источник данных	Применение модели	Длина	Размерность входного вектора	Размерность выходноговектора	Алгоритм	Базис	Метод обучения моделей	Критерий селекции моделей
Ивахненко [25, с.216–219]	Карта загрязнений	Экстраполяция значений скалярного поля в узлах задаваемой сетки		10	1	Комбинаторный COMBI	ПБ	MLS	CR
Степашко, Костенко [34]	Экосистема Каховского водохранилища	Идентификация модели системы	32	13+13	1	Комбинаторно-селекционный MULTI	ПБ	MLS	
Aksyonova Volkovich [38]	Sublimation enthalpy of polychlorinated hydrocarbons	Идентификация модели процесса возгонки: значение показателя энтальпии	18	8	1	Робастная ПНС (RPNN)	ПБ	Метод робастных М-оценок	Робастный Критерийточности
Madala, Ivakhnenko [30, стр. 253-256]	Ecosystem	Идентификациямоделисистемы	76	41 Н	37 Н	OSA + Многорядный итерационныйалгоритм	ПБ	МНК	Несмещенности
Semeniv [54]	Space Weather	ИдентификацияМоделисистемы:Значениегеомагнитногоиндекса		1248	1	ГА + МГУА: построение модели в виде дерева операций	ПБ	ГА + МНК	MSE
Andrakhanov[55]	Navigation of Autonomous Mobile Robot	Идентификация модели системы: кинематическая модельробота (3×2 модели для трехсред и координат x и y)	64	9 Н	1 Н	Дважды многорядная сеть МГУА	ПБ	МНК	ПР: CR КВ: MAE

Список сокращений, используемых в таблице: ПБ – полиномиальный базис; ГБ – гармонический базис; ЛБ – логистический базис; ЭБ – экспоненциальный базис; РБ – рациональный базис; МНК – метод наименьших квадратов; ГА – генетический алгоритм; CR – regularity criterion – критерий регулярности (точности); MSE – Mean Squared Error (среднеквадратическое отклонение); MAE – Mean Absolute Error (среднее абсолютное отклонение); Д – дискретный (число разрешенных значений); Н – непрерывный; PSO – Particle Swarm Optimization (оптимизация методом роя частиц); ACO – Ant Colony Optimization (оптимизация методом муравьиной колонии); OSA – Objective System Analysis (алгоритм объективного системного анализа).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В параметрахалгоритма индуктивного моделирования указываются используемыеалгоритмы МГУА, базисы моделей, методы обучения и критерии селекции моделей. Анализ применений, указанных в таблице 1, показывает, что в большинствеприменений использовались параметрические алгоритмы МГУА, осуществляющие построение структур с полиномиальными частными описаниями. Из анализа работ описывающих использование алгоритмов МГУА можно сделать вывод, что алгоритмы МГУА могут быть использованы для оптимизации управляющего воздействия импульсной камеры сгорания. В качестве внешнего критерия может быть использован – критерий среднеквадратической ошибки (MSE), а в качестве алгоритма может быть использовал полиномиальный базис функций комбинаторного алгоритма длягенерации структур моделей и метод наименьших квадратов для оценки их параметров.

ЛИТЕРАТУРА

1. GMDH – Examples of Applications [электронныйресурс]. – Режим доступа URL: http://www.gmdh.net (дата обращения 10.03.2016).
2. Ивахненко А. Г. Индуктивный метод самоорганизации моделей сложных систем / А. Г. Ивахненко. – «Наукова Думка», Киев, 1982. – 296 с.
3. A. G. Ivakhnenko, G. A. Ivakhnenko. The Review of Problems Solvable by Algorithms of theGroup Method of Data Handling // International Journal of Pattern Recognition and ImageAnalysis: Advanced in Mathematical Theory and Applications, 1995, Vol. 5, No. 4, pp. 527-535.
4. Muller J. A., Lemke F. Self-Organising Data Mining. An Intelligent Approach to ExtractKnowledge from Data. – Dresden, Berlin: Books on Demand GmbH, 1999. – 225 p.

5. Madala H. R., Ivakhnenko A.G. Inductive Learning Algorithms for Complex System Modeling. – Boca Raton; Ann Arbor; London; Tokyo: CRC Press, 1994. – 368 p.
6. Anastasakis L., Mort N. The development of self-organization techniques in modelling: Areview of the Group Method of Data Handling (GMDH). // Research Report No. 813, The University of Sheffield, United Kingdom, 2001 − 38 pp.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКИ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ СХЕМЫ ТАНДЕМ ВБЛИЗИ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Галушко Е. А. [1], Кривель С. М. [2]
[1]photon_91@mail.ru, [2]*krivel66@mail.ru*

[1]*Иркутский филиал МГТУ ГА*
(г. Иркутск)

[2]*Иркутский государственный университет*
(г. Иркутск)

В статье рассмотрены результаты исследования аэродинамических характеристик несущей системы схемы тандем вблизи подстилающей поверхности. Выполнена оценка эффективности использования механизации крыльев для создания динамической воздушной подушки и управления аэродинамическими характеристиками компоновки.

В качестве нерешенных проблем проектирования и применения экранопланов выступают: сложности обеспечения безопасного пилотирования вблизи поверхности; трудности обеспечения устойчивости и управляемости аппарата в эксплуатационной области режимов полета; часто не достаточные аэродинамические и эксплуатационные преимущества перед другими видами транспорта, даже в сравнении с самолетами. Поэтому, в настоящее время, по–прежнему ведется поиск новых компоновок экранопланов, способных в той или иной степени преодолеть указанные проблемы. В настоящей работе приводятся результаты исследований частных аэродинамических особенностей и характеристик компоновки тандем.

Основными компоновками экранопланов, обеспечившими успех при проектировании, принято считать только три:

– схема, получившая развитие в проектах Р. Е. Алексеева (нормальная аэродинамическая схема самолета с низкорасположенным крылом).

– схема Липпиша, выделяющаяся нестандартным крылом с большой корневой хордой и большим углом стреловидности по задней кромке (крылом «шатрового» типа).

– схема Йорга, в которой два крыла располагаются тандемно (как правило, прямоугольной формы в плане), т.е. друг за другом и образуют летающую платформу.

– схема экранопланов «Волга» и «Акваглайд» (летающая платформа).

В большинстве схем экранопланов, так же как и на самолетах, применяется механизация крыла, предназначенная для увеличения несущих свойств летательного аппарата. На экранопланах Р. Е. Алексеева («Лунь», «Орленок», «КМ») механизация крыльев представляла собой многосекционные закрылки, способные отклоняться на значительные углы и используемые на различных этапах передвижения аппарата в пространстве, увеличивая, главным образом, подъемную силу самого экраноплана. Это позволяло уменьшить взлетно–посадочные скорости, снизить нагрузки на корпус от воздействия водной поверхности, повысить безопасность, уменьшить радиус разворота летательного аппарата.

Во время поддува передними двигателями струей газа под несущую поверхность, использование механизации (закрылков) позволило улучшить характеристики статической воздушной подушки, так как при их отклонении происходило большее запирание воздуха под крылом, и, как следствие, увеличение подъемной силы. Особенно полезен этот эффект был во время взлета экраноплана с воды, потому что он позволял приподнять экраноплан по отношению к поверхности воды, что в свою очередь, уменьшало гидродинамическое сопротивление днища корпуса.

Но не менее полезно было использование механизации крыла в полете. Помимо улучшения характеристик взлета и посадки, механизация позволяла лететь экраноплану на относительно малых скоростях, что давало возможность более безопасно пилотировать летательный аппарат, а также совершать развороты с меньшим радиусом.

В данной работе рассматривается новая компоновка экраноплана, представляющая собой несущую систему схемы тандем. Переднее крыло стреловидное по передней кромке (трапециевидное), плоское, с относительно тонким профилем, имеет малый установочный угол, равный 4° по отношению к продольной оси. Заднее крыло прямое по передней кромке, с обратной стреловидностью по задней кромке, имеет значительный установочный угол равный 10°, отрицательное поперечное V крыла. Кроме того, заднее крыло представляет собой крыло «шатрового» типа – задняя кромка крыла лежит в одной плоскости.

Общий вид геометрической модели аэродинамической компоновки и ее механизации, выполненной в виде управляющих поверхностей на обоих крыльях, представлены на рис. 1.

Параметры компоновки и ее аэродинамические характеристики рассмотрены в работах [1, 2].

Целью работы являлось исследование аэродинамических характеристик предлагаемой несущей системы и параметров воздействия на динамическую воздушную подушку различных вариантов отклонения ее механизации. Под динамической воздушной подушкой следует понимать зону повышенного давления воздуха между несущими поверхностями и экраном, создаваемой набегающим потоком.

Для расчета новой компоновки экраноплана использовался программный пакет конечно–элементного анализа ANSYS, представленный в дисциплине динамика жидкостей и газов двумя самостоятельными продуктами ANSYS CFX и ANSYS Fluent [3].

План вычислительного эксперимента предполагал расчет аэродинамических коэффициентов подъемной силы c_{y_a}, продольного момента m_z, в зависимости от углов отклонения управляющих поверхностей УП–1 (δ_1) и УП–2 (δ_2). Относительное отстояние компоновки от подстилающей поверхности (экрана) $\bar{h}$=0,1, угол атаки компоновки α=0°, характерная площадь несущей системы – площадь двух крыльев, момент рассчитывается относительно задней кромки переднего крыла. Основные расчеты велись с компоновкой, в которой управляющая поверхность УП–2 имеет щель вблизи плоскости симметрии – управляющие поверхности левой и правой консолей не сопряжены между собой (рис. 1).

В качестве вариантов отклонения управляющих поверхностей рассматривались случаи:

– отклонения только поверхности УП–1 вниз;

– отклонения только поверхности УП–2 вниз;

– отклонения поверхностей УП–1 и УП–2 совместно вниз;

– отклонения поверхностей УП–1 вниз и вверх, при УП–2 отклоненной вниз;

– отклонение поверхностей УП–2 вниз, в случае без щели (рис. 1).

Результаты вычислительного эксперимента представлены на рис. 2…8.

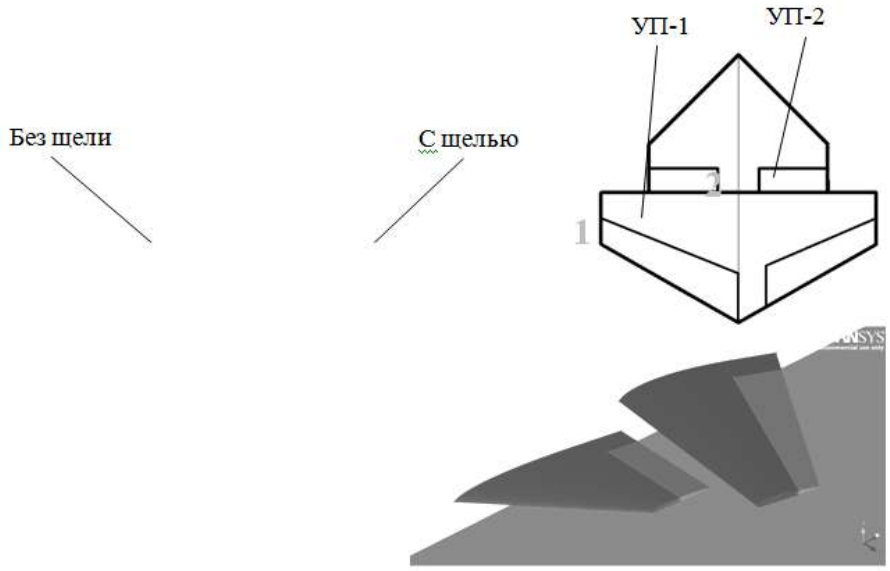


Рисунок 1 – Общий вид модели

Как видно из рис. 2, отклонение только второй управляющей поверхности УП–2 вниз δ_2=-20° приводит к увеличению подъемной силы на 61%, а первой управляющей поверхности УП–1 к увеличению подъемной силы на 16%. При этом максимальный коэффициент подъемной силы $c_{y_a} = 1{,}17$ (УП–1 и УП–2 отклонены вниз $\delta_{1,2}$=-20°). Таким образом, несущие свойства компоновки, благодаря применению механизации, могут быть увеличены почти в два раза.

Отклонение управляющих поверхностей приводит к изменению продольного момента всей компоновки. Так, например, на рис. 3 отклонение УП–2 вниз вызывает пикирующий момент, а УП–1 вниз вызывает кабрирующий момент. При отклонении обоих УП–1 и УП–2 вниз, продольный момент остается пикирующим.

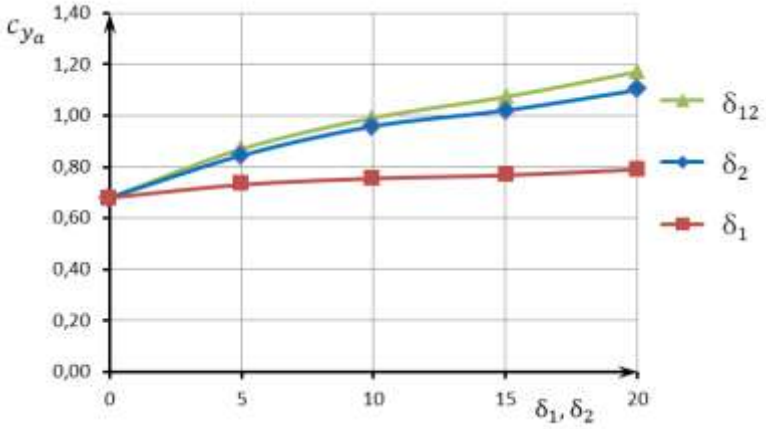


Рисунок 2 – Зависимость коэффициента подъемной силы компоновки от отклонения управляющих поверхностей УП–1 и УП–2 вниз

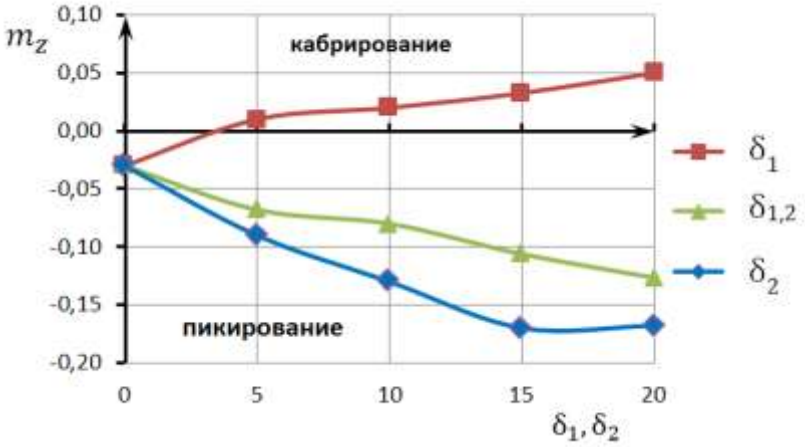


Рисунок 3 – Зависимость коэффициента продольного момента компоновки от отклонения управляющих поверхностей УП–1 и УП–2 вниз

Как показали исследования, каждое крыло несущей системы по–разному реагирует на отклонение той или иной управляющей поверхности. Так, при отклонении УП–1 вниз δ_1=-20° (рис. 4.а), коэффициент подъемной силы первого крыла возрастает на 94%, второго крыла - вследствие скоса потока – падает на 10%. Если отклонить УП–2 вниз δ_2 = -20° (рис. 4.б), коэффициент подъемной силы второго крыла возрастает на 70%, и в этом случае зона повышенного давления под вторым крылом распространяется и под первое крыло. Рост коэффициента подъемной силы на первом крыле составит 30%.

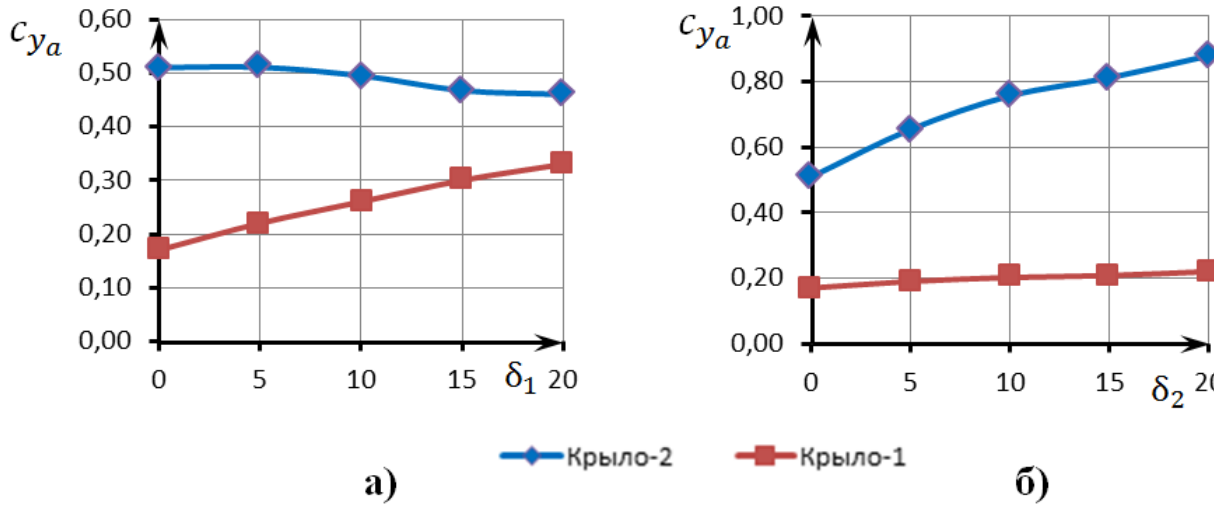


Рисунок 4 – Зависимость коэффициента подъемной силы каждого крыла компоновки от отклонения управляющей поверхности: а) УП-1 вниз; б) УП-2 вниз

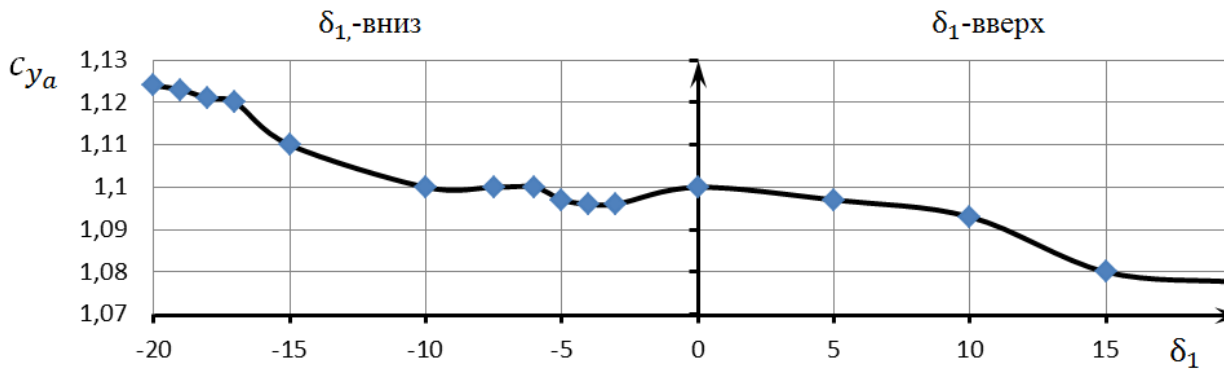


Рисунок 5 – Зависимость коэффициента подъемной силы компоновки от отклонения управляющей поверхности УП–1 вниз и вверх при отклоненной УП–2 вниз на угол δ_2=–20°

Рассмотрено влияние отклонения УП–1 (вниз и вверх) при отклоненной УП–2 на подъемную силу всей компоновки. Как видно из рис. 5, отклонения УП–1 как вверх, так и вниз, не приводят к значительным изменениям вподъемной силе несущей системы. Более того в диапазоне углов отклонения –10…10 градусов коэффициент подъемной силы меняется незначительно в принципе.

Продольный момент компоновки в данном случае изменяется значительно (рис. 6). Так, при отклонении УП–1 вниз на угол δ_1=–20°, коэффициент продольного момента уменьшится на 52%. При отклонении УП–1 вверх на угол δ_1=20° – увеличится на 30%. Динамика изменения коэффициента подъемной силы (рис. 7) на каждом крыле для данного случая показала, что при отклонении УП–1 вниз на угол δ_1=–20°, коэффициент подъемной силы на первом крыле возрастает на 48%, на заднем, вследствие скоса потока, падает на 8%. При отклонении УП–1 вверх на угол δ_1=20°, коэффициент подъемной силы на первом крыле падает на 37%, а на заднем, вследствие скоса потока и создания дополнительного разряжения возрастает на 6%.

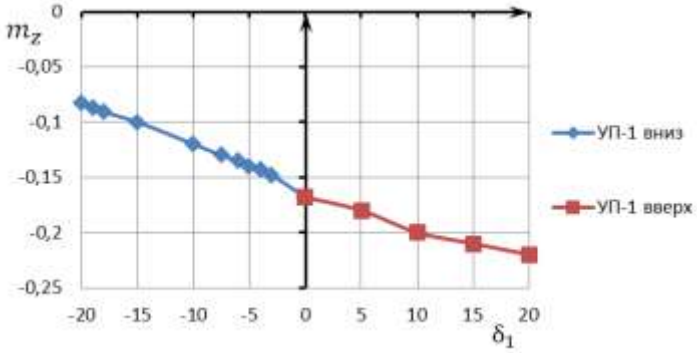


Рисунок 6 – Зависимость коэффициента продольного момента компоновки от отклонения управляющей поверхности УП–1 вниз и вверх при отклоненной УП–2 вниз на угол δ_2=–20°

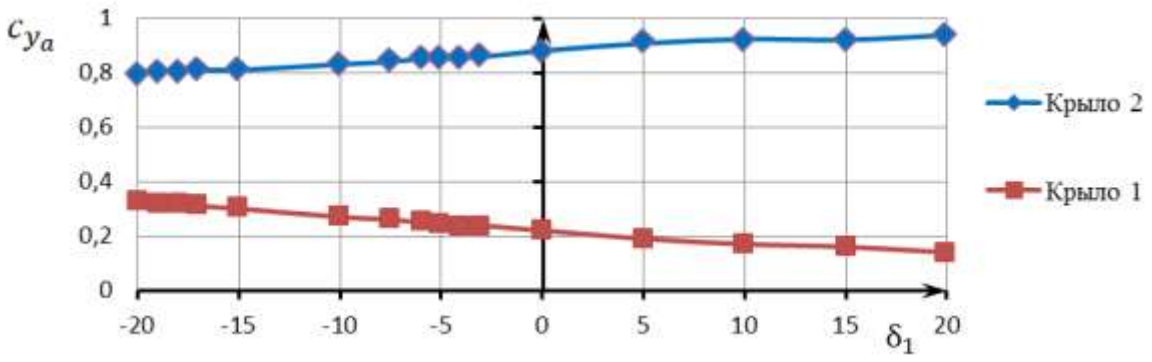


Рисунок 7 – Зависимость коэффициента подъемной силы каждого крыла компоновки от отклонения управляющей поверхности УП–1 вниз и вверх при отклоненной УП–2 вниз на угол δ_2=–20°

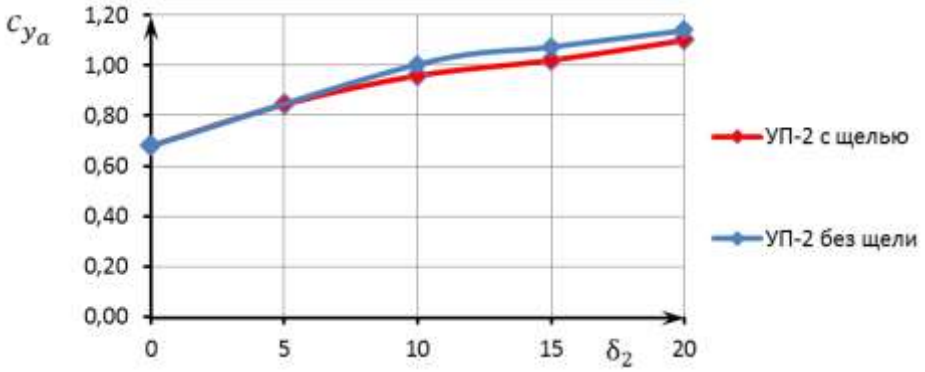


Рисунок 8 – Зависимость коэффициента подъемной силы компоновки от отклонения управляющей поверхности УП–2 вниз δ_2 = – 20°

Для улучшения несущих свойств компоновки было решено увеличить площадь управляющей поверхности УП-2, закрыв щель на конце второго крыла (рис. 1). Результаты моделирования, представленные на рис. 8, показали, что несущие свойства компоновки увеличились в среднем на 6%.

Выводы по работе:

1. Как видно из результатов расчета, использование управляющих поверхностей в режиме закрылков приводит к значительному увеличению коэффициента подъемной силы C_{y_a}, и коэффициента продольного момента m_z всей компоновки. Так, использование управляющей поверхности УП–2 в режиме закрылка является очень эффективным средством как при управлении коэффициентом подъемной силы C_{y_a}, так и коэффициентом продольного момента m_z. Однако, использование управляющей поверхности УП–1 в качестве закрылка не приводит к достаточному росту подъемной силы, вследствие скоса потока в районе заднего крыла.

2. Особый интерес представляют результаты расчетов в случае отклоненной управляющей поверхности УП–2 вниз δ_2= – 20° при различных отклонениях управляющей поверхности УП–1

δ_1 = (–20°…+20°), с целью увеличения проходной площади канала между 1 и 2 крыльями. Из рис. 6 видно, что такие манипуляции УП–1 приводят к незначительным изменениям C_{y_a}, на углах отклонения δ_1 = (–10°…+10°). Однако, изменение продольного момента m_z является значительным, что может быть использовано для управления m_z летательного аппарата без изменения C_{y_a}.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вшивков Ю. Ф. Выбор параметров аэродинамических управляющих поверхностей компоновки экраноплана с улучшенными эксплуатационными характеристиками / Ю. Ф. Вшивков, Е. А. Галушко, С. М. Кривель // Сборник трудов IV научно–практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России». 3–5 декабря 2013 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2013. – 272 с.
2. Вшивков Ю. Ф. Концепция и результаты аэродинамического проектирования экраноплана с широким диапазоном эксплуатационных углов атаки / Ю. Ф. Вшивков, Е. А. Галушко, С. М. Кривель // Международный информационно-аналитический журнал «CredeExperto: транспорт, общество, образование, язык», март 2015 г., выпуск №1. (http://ce.if-mstuca.ru) [электронный ресурс].
3. Чигарев А. В. ANSYS для инженеров: справ. пособие / А. В. Чигарев, А. С. Кравчук, А. Ф. Смалюк. – М.: Машиностроение – 1, 2004. – 512 с.

О КОЛИЧЕСТВЕННОЙ ОЦЕНКЕ СОДЕРЖАНИЯ ВОДЫ В СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕПЛОВОГО МЕТОДА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

Караваев Ю. А.[1], Бекишев А. С.[2], Бекишев С. А.[3]
[1]Karawaew88@mail.ru, [2]bekishev-alisher@yandex.ru,[3]bekishev58@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается вопрос о возможности применения теплового метода неразрушающего контроля для количественной оценки содержания воды в СК. Приведен алгоритм расчета количества воды в сотовых конструкциях. Актуальность работы объясняется попаданием влаги при эксплуатации внутрь сотовых конструкций и накоплению воды в панелях, что вызывает при отрицательных температурах отрыв обшивки от сотового наполнителя.

Стремление уменьшить вес воздушного судна привело к широкому распространению сотовых конструкций в авиации.

Широкое применение сотовых конструкций в авиации обусловлено следующими факторами [1]:

– сотовые конструкции выдерживают высокие разрушающие напряжения по сравнению с другими типами конструкций (монолитными, стрингерными) при продольном сжатии;

– высокая усталостная прочность при изгибе;

– долговечность трехслойных панелей при воздействии переменных нагрузок;

– низкая поверхностная масса в широком диапазоне погонных сжимающих нагрузок при сжатии;

– имеют малую массу при использовании в качестве теплоизоляции гиперзвуковых ЛА;

– обладают повышенной звукоизолирующей способностью и длительной акустической стойкостью.

Общей чертой сотовых конструкций является то, что для них характерны специфические дефекты, которые образуются как в процессе производства, так и в процессе длительной эксплуатации:

– растрескивание или расслоение, разрушение сот;

– попадание влаги при эксплуатации внутрь сотовых конструкций и накопление воды в панелях, что вызывает при отрицательных температурах отрыв обшивки от сотового наполнителя.

Таким образом, активное применение сотовых конструкций в авиастроении требует разработки новых эффективных методов

неразрушающего контроля для определения их технического состояния в эксплуатации.

Необходимость оценки массы воды, запасенной в сотовых панелях эксплуатируемых самолетов, обусловлена тем фактом, что в настоящее время технологически нецелесообразно и невозможно удалить всю воду из конкретной сотовой конструкции, поэтому необходимо применять соответствующий критерий отбраковки по массе воды в отдельных участках. В нормативных документах, принятых в отечественной авиации, отсутствует критерий отбраковки по массе воды, однако в практике российских авиакомпаний пороговым значением является полное заполнение водой 10 сотовых ячеек. Оценка массы воды по площади, занимаемой участками с водой на ИК термограммах, может приводить к значительным ошибкам, поскольку сотовые конструкции имеют различную толщину, и вода может заполнять ячейки сот не полностью.

В табл/ 1 указаны методы НК используемые в настоящее время при технической диагностике СК, а также указана их эффективность в обнаружении различных дефектов [3].

Таблица 1 – Эффективность использования методов НК сотовых конструкций

Вид дефекта	Метод НК				
	Импедансный	УЗ	Тепловой	Акустический	Радиационный
Непроклей, отслоение обшивки	Да	Да	Да	Да	Да
Разрушение сот	Да	Да	Да	Да	Да
Наличие воды	Нет	Да	Да	Нет	Да
Наличие льда	Нет	Да	Да	Нет	Да

Как видно из таблицы, наиболее приемлемыми методами неразрушающего контроля по определению воды в СК являются тепловой и радиационный методы.

Применение радиационного метода, вне условий лабораторий затруднительно. Применяют рентгеновское, гамма – и бета-излучение, а также потоки нейтронов и позитронов, что требует высокой защиты дефектоскописта.

Тепловой неразрушающий контроль (ТНК) в настоящее время широко используется для диагностики авиационных конструкций и развивается применительно к решению задач оперативного контроля авиационных материалов, деталей и конструкций, имеющих как классические

конструктивные схемы (монолитные, стрингерные, лонжеронные и т. д.), так и все более широко внедряемые сотовые конструкции.

Тепловой (тепловизионный) контроль основан на дистанционном анализе температурных полей на поверхности объектов контроля. Температурные аномалии, трактуемые как отклонения от «бездефектных» температурных значений, могут быть идентифицированы опытным оператором как отпечатки скрытых дефектов.

Вода в сотах является «пассивным» дефектом, который не генерирует энергии, поэтому его проявление на контролируемой поверхности возможно при наличии определенной тепловой нестационарности объекта контроля [2]. Различают пассивный и активный способы диагностики (на наличие воды) в сотовых панелях.

При использовании пассивного способа регистрируется собственное тепловое излучение поверхности (или участка) исследуемого объекта, обеспечивающее необходимый для его визуализации тепловой контраст.

Пассивный способ обеспечивает надежные результаты при инспекции композиционных сотовых панелей непосредственно после посадки самолетов. При этом температурный перепад создается разницей между наземной температурой и температурой за бортом в крейсерском режиме полета. В пассивном режиме время полного осмотра самолета не превышает 1 часа.

Объектом контроля является хвостовая часть несущего винта вертолета (рис. 1).

Вода, в силу своей высокой теплоемкости, сохраняет низкую температуру в течение длительного времени, в то время как несущие конструкции нагреваются окружающей средой. На термограммах вода видна в виде холодных зон, форма и размер которых отражают реальное распределение воды в ячейках сот (рис. 2).

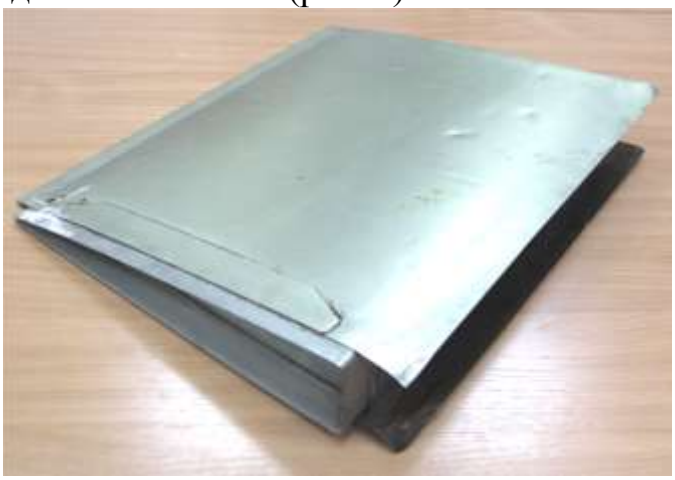


Рисунок 1 – Объект контроля

Рисунок 2 – Термограмма при пассивном методе

При активном методе производится либо сильное охлаждение объекта контроля, либо нагрев с помощью теплового фена, либо комбинированным способом с применением охлаждения с последующим нагревом.

На рис. 3 показана термограмма объекта контроля с сильным охлаждением и нагревом снизу, а на рис. 4 – сильное охлаждение объекта контроля с последующим нагревом сверху.

Рисунок 3 – Термограмма с сильным охлаждением и нагревом снизу

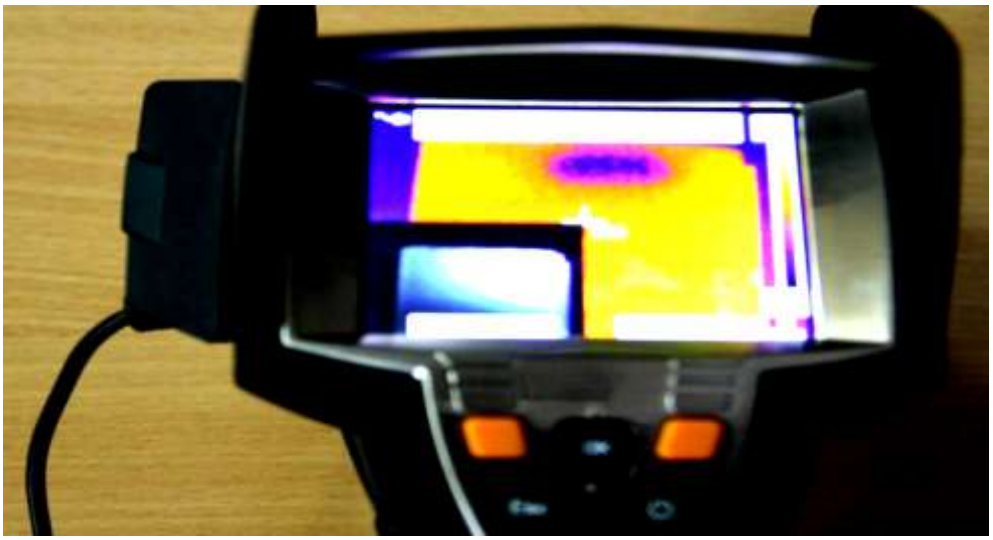


Рисунок 4 – Термограмма с сильным охлаждением и нагревом сверху

Общий недостаток тепловизионной диагностики – только качественная оценка наличия воды — невозможно определить массу воды в сотах.

В работе рассматривается вопрос о возможности применения теплового метода неразрушающего контроля для количественной оценки содержания воды в СК.

Для определения массы воды в сотовых конструкциях воспользуемся известным соотношением

$$Q = c \cdot m \cdot \Delta T, \quad (1)$$

где Q – тепловой поток, направляемый на подогрев конструкции; c – удельная теплоемкость материала (вещества); m – масса конструкции (вещества); ΔT – диапазон изменения температуры материала (вещества).

При проведении эксперимента сотовая панель предварительно охлаждалась в холодильнике в течение 90 минут до температуры 6,5 ^{o}C. Процесс изменения температуры дефектного и бездефектного участка панели при ее нахождении в помещении с температурой воздуха +25 ^{o}C представлен в таблице 2. При этом расположение панели позволяло осуществлять конвективный теплообмен с воздухом как верхней, так и нижней обшивкой.

В качестве независимых переменных рассматривались следующие величины:

- время фиксации результатов наблюдения (от 10 мин до 30 мин);
- высота столба жидкости в сотах (от 20% до 100%).

Таблица 2 – Процесс изменения температуры по времени

Время прогрева, мин	0	10	20	30
Температура дефектного участка, ^{o}C	6,5	19,0	20,8	21,4
Температура бездефектного участка, ^{o}C	6,5	19,7	22,1	23,9

Алгоритм расчета

1. Определение теплового потока в бездефектной зоне

$$Q_2 = c_{\text{ал}} \cdot m_{\text{ал}} \cdot \Delta T_2, \quad (2)$$

где Q_2 – тепловой поток, направляемый на бездефектный участок; $c_{ал}$ – удельная теплоемкость обшивки; $m_{ал}$ – масса обшивки на бездефектном участке; ΔT – диапазон изменения температуры на бездефектном участке.

В расчетах площади дефектного и бездефектного участков принимались равными.

2. Определение теплового потока на дефектном участке по соотношению

$$Q_1 = (c_{\text{ал}} \cdot m_{\text{ал}} + c_{\text{в}} \cdot m_{\text{в}}) \cdot \Delta T_1, \quad (3)$$

где $c_в$ – удельная теплоемкость воды; $m_в$ – масса воды на дефектном участке; ΔT – диапазон изменения температуры на дефектном участке, невозможно, т. к. неизвестна масса воды.

3. Принимаем допущение, что тепловой поток накапливается в обшивке дефектного участка, теплоемкость которой $c_{ср} = (c_{ал}+c_в)/2$, тогда

$$Q_1 = c_{\text{ср}} \cdot m_{\text{ал}} \cdot \Delta T_1, \quad (4)$$

4. Определим величину теплового потока, которая условно аккумулируется на дефектном участке для подогрева воды

$$\Delta Q = Q_1 - Q_2. \quad (5)$$

5. Приведем величину условно аккумулированного теплового потока к теплоемкости воды

$$\Delta Q' = \frac{\Delta Q \cdot c_{\text{в}}}{c_{\text{ал}}}. \quad (6)$$

6. Определяем массу воды

$$m_{\text{в}} = \frac{\Delta Q'}{c_{\text{в}} \cdot \Delta T'}, \quad (7)$$

где $\Delta T' = T_{\text{бездеф}} - T_{\text{деф}}$.

Максимальная погрешность оценки содержания воды в сотовых конструкциях по предлагаемому алгоритму достаточно велика и может достигать 25%. Поэтому ее использование возможно лишь на этапе предварительного оценивания.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вавилов В. П. Активный тепловой контроль воды в авиационных сотовых конструкциях / В. П. Вавилов, А. Г. Климов, В. В. Ширяев. – «Дефектоскопия», 2002. – №12. – 73 с.
2. Вавилов В. П. Особенности применения теплового метода неразрушающего контроля для обнаружения и оценки массы воды в сотовых панелях авиационной техники / В. П. Вавилов, Д. А. Нестерук. – Известия ТПУ, 2004. – №6, Т. 307. – 16 с.
3. Румянцев А. Ф. Дефекты монолитных деталей и многослойных конструкций из полимерных композиционных материалов и методы их выявления. Часть I. – М.: ВИАМ. 2006. – 18 с.

ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА SUPERJET-100 ПРИ ЕГО ОСВОЕНИИ В АВИАКОМПАНИЯХ РФ

Лодыгин А. А.
LodiginAA@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассмотрены проблемы замены устаревшей авиатехники региональных самолётов на новый отечественного производства самолёт Superjet-100. Обосновывается идея о том, что каждое новое воздушное судно проходит стадию «детских болезней» в начальный период его эксплуатации. В анализе отказов авиатехники по техническим причинам выяснено, что многие из отказов характерны для любого воздушного судна, особенно в осенне-зимний период эксплуатации.

Немного истории создания Superjet-100. Пожалуй, ни один самолет не ждали в России с таким нетерпением и не рекламировали с таким энтузиазмом, как Sukhoi Superjet-100 (SSJ-100). И это неудивительно, ведь этот лайнер должен стать символом возрождения отечественного гражданского авиастроения и его возвращения на международную арену.

Рисунок 1 – Общий вид самолета Superjet-100

Таблица 1 – Характеристика разработчика и производителя самолета

Тип	пассажирский самолёт
Разработчик	Гражданские самолёты Сухого
Производитель	КнААЗ
Первый полёт	19 мая 2008 года
Начало эксплуатации	21 апреля 2011 года
Статус	эксплуатируется
Основные эксплуатанты	Аэрофлот (26) Interjet (22) Газпром авиа (10)
Годы производства	2008 — н. в.
Единиц произведено	101
Стоимость программы разработки	≈44 млрд рублей[1]
Стоимость единицы	$35,4 – 36,2 млн (SSJ 100–95) (в каталожных ценах на 2012 год[2] $27-28 млн (в ценах на 2016 год)[3]

Таблица 2 – Летно-технические характеристики

Модель	**SuperJet100-95B**	**SuperJet100-95LR**
Длина	29,94 м	
Высота	10,28 м	
Размах крыла	27,80 м	
Диаметр фюзеляжа	3,24 м	
Максимальная взлётная масса	45880 кг	49450 кг
Максимальная посадочная масса	41000 кг	
Максимальная коммерческая загрузка	12245 кг	
Масса пустого	24250 кг	
Площадь несущих поверхностей	77 $м^2$	
Крейсерская скорость	830 км/ч / 0,78M	
Максимальная скорость	860 км/ч / 0,81M	
Высота полёта	12200 м / FL400	
Двигатели	2 × SaM146—1S17	2 × SaM146—1S18
Максимальная тяга на взлётном режиме	2×76,84 кН	2×79,00 кН
Дальность полёта	3048 км	4578 км
Экипаж	2+2	
Пассажировместимость	98 в базовой компоновке (до 108)	
Пассажирских дверей	4	
Объём багажных отсеков	21,7 $м^3$	
Длина разбега	1731 м	2052 м
Длина пробега	1630 м	
Запас топлива	15805 л	
Вспомогательная силовая установка	Honeywell RE220[RJ]	
Первый полёт	19 мая 2008	12 февраля 2013

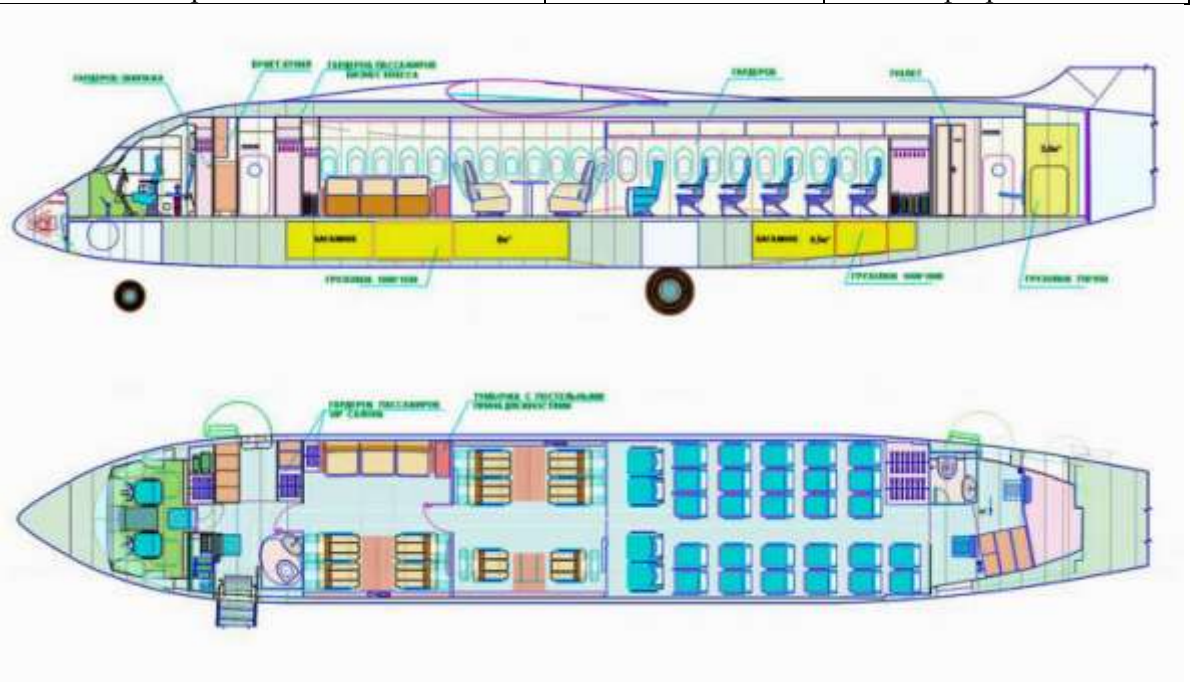


Рисунок 2 – Вид самолета сбоку и в плане внутренняя компоновка

Sukhoi Superjet-100-95 (сокр.**SSJ-100),** сертификационное название семейства самолётов *RRJ* – RussianRegionalJet, обозначение ICAO: **SU95** (СУ95) – российский ближнемагистральный пассажирский самолёт, разработанный компанией «Гражданские самолёты Сухого» при участии ряда иностранных компаний. Самолёт построен по нормальной компоновочной схеме – низкоплан со стреловидным крылом и однокилевым оперением. В конструкции крыла сверхкритического профиля применены однощелевые закрылки. Часть механизации крыла, а также носовой обтекатель и обтекатель корневой части крыла выполнены из композиционных материалов. Отказоустойчивая дистанционная система управления полётом позволила полностью отказаться от механического резервирования, таким образом, самолёт является целиком электронно-управляемым. Конструкторы предпочли рукоятку управления традиционному штурвалу, в результате чего «Суперджет-100» стал первым российским серийным гражданским пассажирским самолётом с «сайдстиком». Прорабатывается возможность установки, законцовок крыла, причём предполагается оборудовать ими как новые, так и уже сданные в эксплуатацию самолёты. Два двигателя ТРДД – SAM-146.

19 мая 2008 года Sukhoi Superjet-100 с/н 95001 совершил первый полёт. В соответствии с полётным заданием, самолёт поднялся на высоту 1200 метров. В ходе полёта лайнер выполнил взлёт, четыре прохода над полосой на разной высоте, пролёт по заданному периметру и заход на посадку. Посадка самолёта прошла успешно.

Таблица 3 – Статистика по годам выпуска

	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	**2016**	заказ/сборка
выпущено	2	2	2	5	12	24	35	18	2	8
летает	1		1	3	7	20	31	15	1	

Таблица 4 – Статистика по эксплуатантам

	эксплуатант	летает	лизинг	зак./ сборка	на хранении	авар./ катастр.	за всё вре-мя
1	Аэрофлот - Российские Авиалинии	16	11		2		39
2	Interjet	21			2		23
3	Газпромавиа (МосТрансГаз)	5	5				10
4	КБ Сухого, ГСС	7		8	7	1	43
5	RedWings (Авиалинии 400)	4	1				5
6	Россия - СЛО	2					2

Продолжение таблицы 4

	эксплуатант	летает	лизинг	зак./ сборка	на хранении	авар./ катастр.	за всё вре-мя
7	Якутия	1	1				2
8	Россия - МЧС	2					2
9	РусДжет	1					1
10	Россия (СССР) - МВД	1					1
11	Comlux	1					1
12	SkyAviation				3		3
13	Бурал - Бурятские Авиалинии				2		2
14	Донавиа (Аэрофлот-Дон)				1		1
15	LaoCentralAirlines				1		1
16	Центр-Юг						3
17	Московия (Громов Эйр)						3
18	Армавиа						1

Новое воздушное судно на старте своей «жизни» имеет множество проблем, связанных с технической эксплуатацией, и это общемировая практика. Специалисты, участвующие в освоении первых ВС, сталкиваются с множеством проблем, связанных с регулярностью полетов ВС, с обеспечением БП и так далее.

Проблемы, возникающие при ТО Superjet-100 затронуты лишь те, которые являются наиболее важными и актуальными на данный момент.

Опыт эксплуатации Sukhoi Superjet-100 (SSJ-100) в российских СМИ вызывает больше интереса, чем в свое время, приостановка полетов Boeing-787, хотя она была долгой. Отказы SSJ-100 описываются эмоциональнее, чем инциденты с новыми ВС крупнейших мировых производителей. Но ситуация с российским самолетом лишь в очередной раз подтверждает известную истину: начальный период эксплуатации любого нового типа ВС всегда сопровождается проблемами. Оценивая работу SSJ-100 в авиакомпании "Аэрофлот", необходимо учитывать исключительное своеобразие сделки по приобретению этих самолетов. Перевозчик не был инициатором их покупки, а производитель был вынужден продать самолеты со значительной скидкой.

Согласно отчётам ЗАО «ГСС», в 2012 году самолёты продавались по 20,5 млн долларов при себестоимости 28 млн, то есть с каждого проданного самолёта убыток составил 7,5 млн. долларов.

В январе 2015 г. из десяти машин АК "Аэрофлот" полеты выполняли лишь восемь.

В феврале выяснилось, что у четырех ВС SSJ-100 приостановлены сертификаты летной годности. Точнее, каких-либо распоряжений по парку SSJ-100 со стороны Росавиации не было, но по российским правилам инцидент влечет автоматическую приостановку сертификата летной годности воздушного судна, и после устранения проблем Росавиация возобновила действие всех четырех сертификатов. Как пояснили представители «Гражданских самолетов Сухого», за время коммерческой эксплуатации самолета SSJ-100 было обнаружено ложное срабатывание системы обнаружения утечек гидрожидкости, не выпуск предкрылков и не уборка стойки шасси во время взлета.

По проблеме с работой предкрылков выпущен сервисный бюллетень, для проверки правильности конструктивных решений проведен дополнительный объем испытаний на стендах.

Отсутствие боковых упоров на рельсах кареток предкрылков привело при интенсивной эксплуатации (на опытных образцах такого явления не было) к повышенному износу шестерен привода, из-за чего предкрылки могли не выпуститься.

Сейчас в ГСС проводится тщательный анализ этого инцидента. Пока можно констатировать только одно – в процессе выпуска предкрылков в электромеханическом приводе механизма выпуска и уборки предкрылков происходит рост крутящего момента до значений, когда срабатывает защита по предельному крутящему моменту и дальнейший процесс выпуска предкрылков прекращается. Это защищает трансмиссию от дальнейшего роста нагрузок. В таком случае посадка производится в гладкой конфигурации, без механизации – случай расчётный и потому для экипажа не является чем-то сверхъестественным. Отрабатывается на тренажёре и в реальном полете. В этом случае достаётся только тормозам. На сегодняшний день есть только рабочие версии причин.

При регулировке предкрылков после монтажа в ЦОСе, их стараются «прижать» посильнее к носку крыла, чтобы убрать щель между предкрылком и крылом и улучшить обтекание. Это может привести к их «закусыванию» при выпуске – из-за деформации крыла в полёте. В целях устранения указанного дефекта производится доработка – наклепывание небольших пластин-накладок на обшивке носка крыла и внутренней поверхности предкрылков. И теперь предкрылок и носок крыла будут лежать и скользить друг по другу не всей поверхностью, а накладкой по накладке, как по направляющим.

Эта доработка, с одной стороны, облегчит процесс регулировки предкрылков на заводе и, с другой, устранит проблемы «закусывания» в эксплуатации.

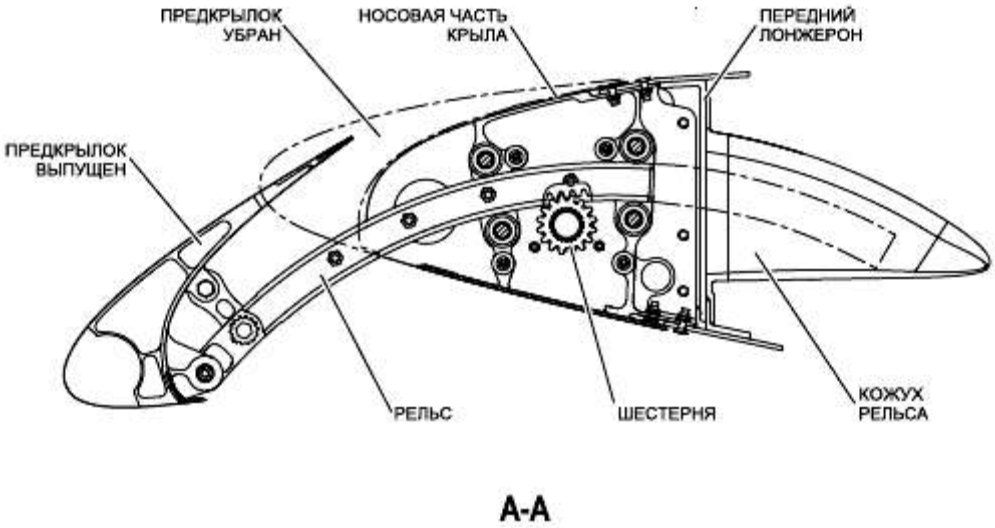


Рисунок 3 – Фрагмент предкрылка и носка крыла

Посадка с «гладким крылом» является расчётным отказным случаем для любого гражданского ВС (так же как и взлёт на одном двигателе). Такие посадки, в обязательном порядке, выполняются во время сертификации, в том числе, для испытаний при высоких температурах наружного воздуха на высокогорных аэродромах. Так что прямой опасности для самолёта они не представляют.

Проявившаяся в январе проблема с шасси не является системной. Дефект был выявлен только на двух самолетах, находящихся в эксплуатации в АК Аэрофлот. В данном случае это ложное срабатывание аппаратной части системы – дефект блока. Эта проблема в не уборке шасси, а с не выпуском шасси. На самом деле – это не аварийная ситуация. Она классифицируется как усложнение условий полета для экипажа. Вместе с разработчиком системы шасси были проверены остальные самолеты – проблем на них не обнаружено.

Совместно с компанией Messier-Bugatti-Dowty, производителем системы шасси на SSJ-100, данный дефект был устранен. Документы, подтверждающие факт локализации проблемы и ее устранение, были переданы в Росавиацию и АК «Аэрофлот». Вместе с разработчиком системы шасси были проверены остальные самолеты, проблем на них не обнаружено.

Если мы посмотрим статистику инцидентов, то абсолютно у всех типов ВС, которые летают в воздушном пространстве России, мы увидим не более одного случая несрабатывания системы шасси.

Остальные проблемы, которые были отмечены в осеннее – зимней эксплуатации SSJ-100, не носили системного характера, с определенной долей вероятности они проявляются на самолетах любого типа и любого производителя. Эксплуатация в осеннее – зимний период имеет свою специфику. Она связана с обработкой самолетов противообледенительной жидкостью перед вылетом. Это дополнительное воздействие, например, на кабельную сеть. Разработчик самолёта проводил все эти испытания, учитывая воздействие в этот период снега, льда, слякоти, воды. Эти условия не влияют на работоспособность систем, однако специфика есть. Самолеты Airbus и Boeing испытывают такие же трудности в осенне-зимний период эксплуатации. Вторым эксплуатантом SSJ-100 стала авиакомпания «Якутия». Эксплуатация самолетовSSJ-100 началась с декабря 2012 года. АК Якутия намерена эксплуатировать самолеты SSJ-100 только на линиях в Дальневосточном регионе.

В Якутске два самолета в эксплуатации находятся у авиакомпании Якутия. Поэтому в процессе эксплуатации и выявляются отдельные специфические особенности, которые были неизвестны до введения в эксплуатацию. Проблемы начального периода эксплуатации возникают у всех типов ВС, но в случае с SSJ-100 можно отметить особенности, связанные с тем, что этот проект совершенно новый. Это первый проект поддержки эксплуатации серийного гражданского самолета. Хотя эксплуатационная документация для SSJ-100 построена по тем же принципам, что и у самолетов Boeing и Airbus, она еще не достигла такого же объема и полноты описания. А российские авиакомпании, освоившие эксплуатацию западной техники, привыкли, что практически по любому вопросу в эксплуатационной документации прописана соответствующая процедура, за которой надо следовать.

Также требуется время и статистика для расширения перечня отложенных дефектов, при наличии которых самолет в течение определенного периода сохраняет летную годность. Неудивительно, что для необкатанной машины сертифицирующие органы (АР МАК и EASA) свели этот перечень к минимуму, и вряд ли стоит с этим спорить.

Указанные особенности приводят к тому, что на устранение дефекта или разрешение какой-то ситуации может потребоваться больше времени, чем для уже освоенных в эксплуатации типов, либо из-за какого-то отказа самолет вынужден простаивать на земле, тогда как другие типы при аналогичном отказе продолжают полеты в силу более широкого перечня MEL. Но все это преодолимо по мере накопления опыта эксплуатации.

Одной из важных проблем является сложность в логистике. Система поставок агрегатов весьма не совершенна. Иногда для замены отказавшего агрегата, электронного блока приходится ждать неделями.

Таблица 5 – Статистика по аварийности

	всего	на час полёта	на один полёт	на происшествие
аварий:	1	$3.69 \cdot 10^{-6}$	$7.15 \cdot 10^{-6}$	
не выяснено:	1	$3.69 \cdot 10^{-6}$	$7.15 \cdot 10^{-6}$	
катастроф:	1	$3.69 \cdot 10^{-6}$	$7.15 \cdot 10^{-6}$	
ошибка экипажа:	1	$3.69 \cdot 10^{-6}$	$7.15 \cdot 10^{-6}$	
погибших (на борту):	45 (из 45)	$166.27 \cdot 10^{-6}$	$321.81 \cdot 10^{-6}$	45
ошибка экипажа:	45 (из 45)	$166.27 \cdot 10^{-6}$	$321.81 \cdot 10^{-6}$	
в т.ч. экипаж:	3 (из 3)	$11.08 \cdot 10^{-6}$	$21.45 \cdot 10^{-6}$	3
в т.ч. пассажиров:	42 (из 42)	$155.19 \cdot 10^{-6}$	$300.35 \cdot 10^{-6}$	42

Очевидно, что в нашей стране логистика развивается не столь быстрыми темпами, как в Европе или США. Если не углубляться в подробности экономического анализа, можно выделить трудности, усугубляющие вышеупомянутые проблемы логистики в России и оказывающие влияние на ее успешное и динамичное развитие:

– нестабильная общеэкономическая ситуация;

– социальная напряжённость определённых слоев общества;

– отставание экономики страны от общемировой;

– отставание инфраструктуры и транспорта (неудовлетворительное состояние дорог);

– низкий уровень развития технологической, а также производственно-технической баз;

– недооценка структуры обращения;

– недостаточный уровень развития промышленности по производству упаковки, тары и т. п.

Без нормального функционирования логистике очень трудно обеспечить регулярность полётов, тем более учитывая, что SSJ-100 только недавно начал эксплуатироваться. Он новый и очевидно, что в начале эксплуатации будет масса проблем.

Еще хотелось бы сказать – это наиболее частые отказы и неисправности. Рассмотрим эту проблему на примере АК «Якутия». В этой авиакомпании эксплуатируются две машины.

1 АНАЛИЗ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМ САМОЛЁТОВ SSJ-100, ЭКСПЛУАТИРУЮЩИХСЯ В ОАО АК «ЯКУТИЯ»

Для проведения анализа надёжности систем самолётов SSJ-100 использованы данные информационно-управляющей системы «Эрлан-2» за период с 01.01.2015 по 31.07.2015

Таблица 6 – Данные по наработкам ВС

№ п/п	Борт. № Зав. №	Дата изготовления	Наработка СНЭ/ППР	
			л.ч.	пол.
1	89011/950 19	24.11.2012	2324	772
2	89012/950 20	22.01.2013	2124	642

Количество неисправностей, зафиксированных на самолете Superjet-100 по отчетным данным авиакомпании «Якутия» за 2015 г.

2 ОБЩИЙ СТАТИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ:

Январь 2015 г.

1. Средняя продолжительность рейса = 37,22 час/42 пос.=1час 28 мин.
2. Задержка рейса (на 100 посадок) = 1*100/42=2,38
3. Отмены рейсов (на 100 посадок) = 1*100/42=2,38
4. Замена ВС = 1*100/42=2,38
5. Средняя продолжительность задержек рейсов 2,55/1 задержку = 2 часа 55 мин.
6. Количество отказов АТ в полете/на земле (К1000) = 16 отказов
7. Коэффициент наземных сбоев эксплуатации = 3*100/42 = 7,14
8. Регулярность вылетов = 100-7,14 = 92,86%
9. Коэффициент эксплуатационных прерываний = 3*100/42 = 7,14
10. Эксплуатационная надежность = 100-7,14 = 92,86%

Февраль 2015 г.

1. Средняя продолжительность рейса = 89,26 час/48 пос.=2 часа
2. Количество отказов АТ в полете/на земле (К 1000) = 13 отказов
3. Регулярность вылетов = 100-0 = 100%
4. Эксплуатационная надежность = 100-0 = 100%

Март 2015 г.

1. Средняя продолжительность рейса = 152,33 час/61 пос.=2 часа 50мин.
2. Задержка рейса (на 100 посадок) = 1*100/61=1,64
3. Замена ВС = 1*100/61=1,64
4. Средняя продолжительность задержек рейсов = 3,43/1 задержку = 3 часа 43 мин.
5. Количество отказов АТ в полете/на земле (К 1000) = 8 отказов
6. Коэффициент наземных сбоев эксплуатации = 2*100/61 = 3,28.
7. Регулярность вылетов = 100-1,64 = 96,72%.
8. 8.Коэффициент эксплуатационных прерываний = 2*100/61 = 3,28.
9. Эксплуатационная надежность = 100-1,64 = 96,72%.

Апрель 2015 г.

1. Средняя продолжительность рейса = 178,49 час/75 пос.=2 часа 38мин.
2. Задержка рейса (на 100 посадок) = 1*100/75=1,33.
3. Замена ВС = 1*100/75=1,33.
4. Средняя продолжительность задержек рейсов = 1,33/1 задержка = 1 час 33мин.
5. Количество отказов АТ в полете/на земле (К1000) = 100 отказов, из них 90 по пассажирским креслам;
6. Коэффициент наземных сбоев эксплуатации = 2*100/75 = 2,66.
7. Регулярность вылетов = 100-2,66 = 97,34%.
8. Коэффициент эксплуатационных прерываний = 2*100/75 = 2,66.
9. Эксплуатационная;

10 надежность = 100-1,64 = 97,34%.

Май 2015 г.

1. Средняя продолжительность рейса = 145,58 часа/73 пос.=2 часа
2. Задержка рейса (на 100 посадок) = 1*100/73=1,36.
3. Замена ВС = 1*100/73=1,36.
4. Средняя продолжительность задержек рейсов = 2,32/1 задержку = 2 часа 32 мин.
5. Количество отказов АТ в полете/на земле (К 1000) = 12 отказов
6. Коэффициент наземных сбоев эксплуатации = 2* 100/73 = 2,74.
7. Регулярность вылетов = 100-2,74 = 97,26%.
8. Коэффициент эксплуатационных прерываний = 2*100/73 = 2,74.
9. Эксплуатационная надежность = 100-2,74 = 97,26%.

Июнь 2015 г.

1. Средняя продолжительность рейса = 202,59 часа/83 пос.=2 часа 44мин.
2. Задержка рейса (на 100 посадок) = 1*100/83=1,2.
3. Замена ВС = 1*100/83=1,2.
4. Средняя продолжительность задержек рейсов = 1,32/1 задержку = 1 час 32 мин.
5. Количество отказов АТ в полете/на земле (К 1000) = 10 отказов
6. Коэффициент наземных сбоев эксплуатации = 2*100/83 = 2,4.
7. Регулярность вылетов = 100-2,4 = 97,6%.
8. Коэффициент эксплуатационных прерываний = 2*100/83 = 2,4.
9. Эксплуатационная надежность = 100-2,4 = 97,6%.

Июль 2015 г.

1. Средняя продолжительность рейса = 286,15 часа/109 пос.=3 часа 02мин.
2. Задержка рейса (на 100 посадок) = 5* 100/109=4,58.

3. Замена ВС = 4*100/109=3,67=4.
4. Средняя продолжительность задержек рейсов = 9,35/5 задержек = 2 час 27 мин.
5. Количество отказов АТ в полете/на земле (К 1000) = 22 отказов
6. Коэффициент наземных сбоев эксплуатации = 9* 100/109 = 8,26.
7. Регулярность вылетов = 100-8,26 = 91,74%.
8. Коэффициент эксплуатационных прерываний = 9*100/109= 8,26.
9. Эксплуатационная надежность = 100-8,26 = 91,74%.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Производство ВС SSJ-100 – наисовременнейшее, строилось с нуля. Работает широкая кооперация – часть работ выполняется в Новосибирске, окраска, установка салона – на 3 площадках (Ульяновский Спектр Авиа; Чехия; Италия), в зависимости от заказчика, основная сборка – на заводе в Комсомольске-на-Амуре, КнААПО. Поставляются системы со всего мира (выбор иностранных производителей компонентов был сделан в связи с необходимостью сертификации по EASA/FAA и с ограничением по срокам разработки самолёта – российским компаниям понадобилось бы дополнительно несколько лет, чтобы сделать авионику соответствующего уровня). Производство систем постепенно локализуется. В начале производства доля иностранных комплектующих превышала 80%, в 2013 году она снизилась до 59%, в 2014 году уже до 50%. При этом российско-французские двигатели рассматриваются как иностранные компоненты.

Самолёт разработан в электронном виде, с учётом огромного опыта и традиций СССР в аэродинамике, прочностных и прочих расчётах. В частности, на оптимизацию обтекателей вместе с ЦАГИ специалисты ГСС потратили три года. В результате получены выдающиеся характеристики планера, – например, самолёт очень трудно загнать в плоский штопор даже в аэродинамической трубе, где не вмешивается умная система управления, выводящая реальный аппарат из всех опасных режимов, а из плоского штопора (опасная «болезнь» Ту-154) самолёт выводится простой постановкой рулей в нейтральное положение.

У самолёта очень высокое аэродинамическое качество для его диаметра фюзеляжа (16,5) и высокая эффективность использования крыла на всех режимах полёта, что положительно влияет на экономику его эксплуатации.

Рисунок 4 – Страны – участницы создания самолета

Пилоты и пассажиры высоко оценивают самолёт. Пилотам нравится лёгкость в управлении, скорость набора высоты, послушность, как в обычном режиме, так и в тональном режиме «прямого управления» (Directmode, когда многие ограничительные функции автоматики отключены). Пассажиры отмечают комфортную высоту салона, ширину прохода и шаг между рядами кресел, а также уникально большой объём багажных полок. В отличие от канадских и бразильских региональных, при пересадке на SSJ-100 с Б-737 или А-320 нет необходимости складывать ручную кладь в отдельный багажник. Наиболее комфортабельный вариант салона установлен в SSJ-100 компании Интерджет – самый большой шаг между креслами плюс экраны, в которых можно посмотреть вид с фронтальной видеокамеры. Среди зарубежных авиапутешественников SSJ-100 считается редким типом самолёта, любители авиации специально покупают билеты Аэрофлота, чтобы сделать на нём перелёт в Москву.

Для авиакомпаний SSJ-100 привлекателен топливной эффективностью. На эшелоне 10 000 м самолетам приходится летать со скоростями не ниже, чем у А-320 и Б-737. Для SSJ-100 это оптимальные скорости, полёт экономичен, в отличие от конкурента из Бразилии, для которого эта скорость слишком велика и ведёт к перерасходу топлива.

SSJ-100 – это, пожалуй, один из самых неоднозначных проектов в отечественном авиапроме. Сотни авиационных «специалистов», ломая клавиатуры, обсуждают его на форумах и высказывают свои экспертные мнения. А между тем в Комсомольске-на-Амуре на заводе КнААПО продолжается выпуск этого типа самолета.

Тут стоит отметить, что освоение новой техники всегда сопряжено с определенными трудностями. У самолета еще есть детские болезни, которые «ГСС» оперативно устраняет и доводит строящиеся и эксплуатируемые машины до нужной кондиции. Кстати, все борты того самого Boeing 787 Dreamliner из-за проблем с аккумуляторами стоят на земле как минимум до лета. А история коммерческого успеха A320 началась тоже не очень гладко.

Так что есть уверенность в том, что у Сухого все еще впереди. Главное, те люди, с которыми я общался, любят эту машину. Любят на ней летать, обслуживать и доводить до ума. Они строят самолеты, в отличие от других КБ, где только гордятся тем, что там когда-то строили самолеты…

ЛИТЕРАТУРА

1. Отдел технического контроля авиакомпании «Якутия». Анализ отказов и неисправностей Superjet-100 за 2015 год. – Якутск: Сборник анализа технического обслуживания, 2015. – 63 с.
2. Тарасенко И. Superjet-100 – в парк CityJet. – М.: Журнал «Гражданская авиация» № 6, декабрь 2015.
3. Пресс-служба ЗАО «Гражданские самолеты Сухого». Сотый «Сухой СуперДжет скоро встанет на крыло. – М.: Журнал «Гражданская авиация» № 1, февраль 2015.
4. Пресс-служба ЗАО «Гражданские самолеты Сухого». Superjet-100 новой комплектации в парк «Аэрофлота». – М.: Журнал «Гражданская авиация» № 4, август 2014.
5. Пресс-служба ЗАО «Гражданские самолеты Сухого». Superjet-100 – путь к пассажиру. – М.: Журнал «Гражданская авиация» № 4, август 2015.

ВЛИЯНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ РОТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВНУТРЕННЕГО МАСЛОПРОВОДА

Караваев Ю. А.[1], Ходацкий С. А.[2]
[1]karavaev@mail.ru, [2]xodatski@mail.

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье проведен анализ характеристик маслопровода. Определены амплитудная, фазовая и логарифмическая амплитудную частотные характеристик. Приведены результаты экспериментальных характеристик маслопровода.

Для подвода масла к межвальному подшипнику в двухвальных ГТД часто используется способ прокладки маслопровода внутри вала ротора низкого давления. Вместе с тем, вращающиеся роторы ГТД являются основными источниками вибраций, уровень которых для тяжелых самолетов в районе опор двигателя может достигать по виброскорости $V_{вибр}$=60…90 мм/с, а по коэффициенту виброперегрузки K_j=4…5 [1, 2].

Величина скорости потока масла в маслопроводе выбирается из условия обеспечения ламинарного режима течения и не должна превышать 0,5…1,5м/с [1]. Однако колебания маслопровода в поперечном направлении, вызванные прецессионным движением вала, могут стать причиной турбулизации потока масла и, как следствие, роста гидравлических потерь. В результате этого, прокачка масла через межвальный подшипник может снизиться, что приведет к его перегреву.

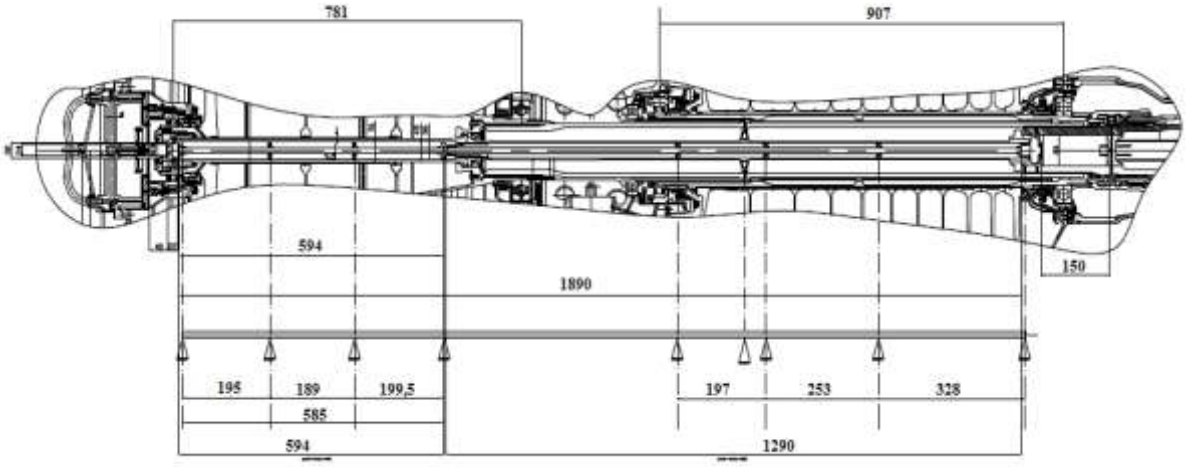


Рисунок 1 – Схема маслопровода двигателя Д-30КП

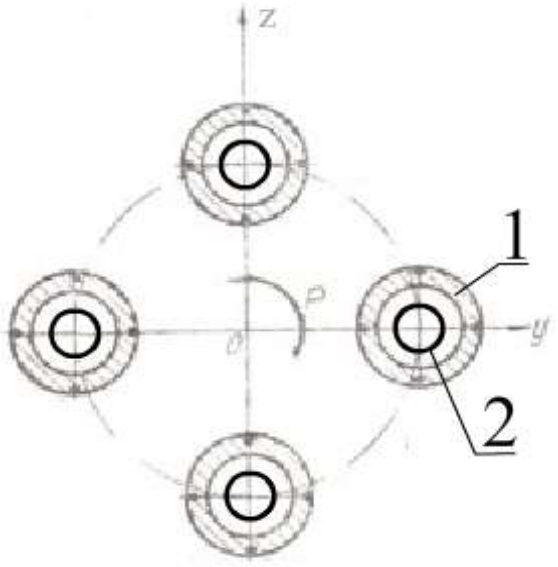


Рисунок 2 – Схема движения поперечного сечения вращающегося вала при круговой прецессии

Схема движения поперечного сечения вращающегося вала при круговой прецессии приведена на рис. 2. При таком движении поперечное сечение вала 1 и маслопровода 2 будут совершать плоскопараллельное движение относительно неподвижной системы координат OYZ влево – вверх – вниз – направо, которое может быть описано системой уравнений вида:

$$\begin{aligned} \acute{o} &= \acute{o}_0 \cos \omega t; \\ z &= z_0 \sin \omega t, \end{aligned} \qquad (1)$$

где y_0, z_0 – амплитуда колебаний вала относительно оси OY и оси OZ; ω – частота кругового движения вала.

Если принять допущение об отсутствии зазоров между опорами маслопровода 2, рис.1, и внутренней поверхностью вала, а также об отсутствии податливости этих опор, то вынужденное изгибное движение маслопровода также будет характеризоваться амплитудами колебаний y_0, z_0.

В этом случае, движение масла оказывается сложным. Частицы масла, во-первых, движутся относительно маслопровода вдоль его продольной оси, во-вторых, они совершают переносное движение вместе с маслопроводом.

Рассматривая маслопровод с маслом как систему, входным сигналом которой является амплитуда колебаний маслопровода, а выходным – перемещение масла относительно стенок маслопровода вдоль оси oy, можно величину, стоящую в правой части уравнения, представить как гармонический входной сигнал. В дальнейшем, его можно представить как

функцию комплексной переменной (jω), т. е. $R \cdot A_0 \cdot e^{j\omega t}$, где A_0 – амплитуда входного сигнала. Тогда решение уравнения можно искать в виде [2]:

$$U = W(j\omega)e^{j\omega t}, \qquad (2)$$

где $W(j\omega)=A/A_0$, A – амплитуда выходного сигнала.

Проводя преобразования, определим амплитудную, фазовую и логарифмическую амплитудную частотные характеристики:

$$W(\omega) = \sqrt{M^2(\omega) + N^2(\omega)} = \frac{R}{\sqrt{1 + T^2 \cdot \omega^2}};$$
$$\psi(\omega) = arctg\frac{N(\omega)}{M(\omega)} \qquad L(\omega) = 20\lg K - 20\lg T\omega. \qquad (3)$$

На рис. 3 представлен характер изменения логарифмической амплитудной частотной характеристики. Ширина полосы пропускания частот в системе маслопровод – поток масла значительно превосходит рабочий диапазон частот вращения ротора низкого давления $\omega_{раб}$, что свидетельствует о возможном влиянии изгибных движений маслопровода на режим течения масла в нем.

Для проведения экспериментальных исследований подшипников была разработана экспериментальная установка. Схема экспериментальной установки приведена на рис. 4.

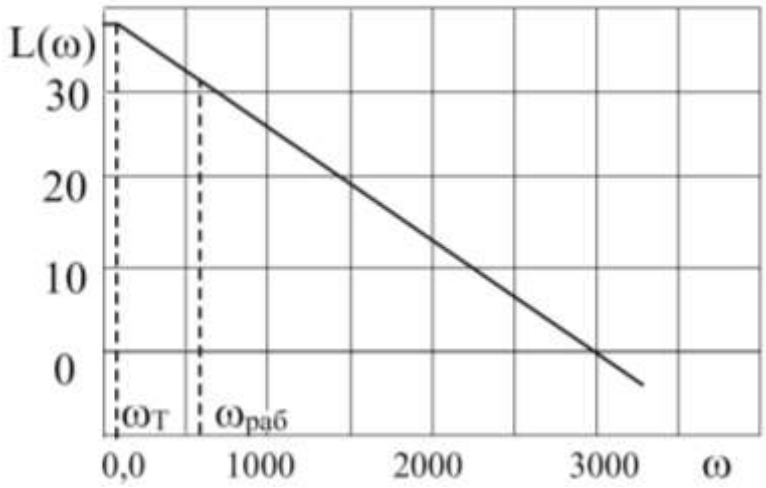


Рисунок 3 – Характер изменения логарифмической амплитудной частотной характеристики

Рисунок 4 – Схема экспериментальной установки: 1 – станина; 2 – бак; 3 – объект исследования; 4 – присоединенный объем

В состав экспериментальной установки входит станина 1, бак 2 и объект исследования 3. Бак, объёмом 15 литров, использован в качестве рабочей емкости. В качестве объекта исследования была использована трубка, диаметром 10 мм, с присоединенным объёмом , в качестве рабочей жидкости использовалась вода. Станина обеспечивает надёжное крепление всех элементов экспериментальной установки. Бак емкостью 15 литров обеспечивает необходимый запас масла, воды.

Для вращения присоединённого объема использовался коллекторный электродвигатель насос типа МСА, выдающий 22000 об/с без нагрузки. Обеспечение изменения частоты вращения осуществляется регулятором частоты оборотов двигателя ВМ 245.

Рисунок 5 – Система привода присоединённого объёма

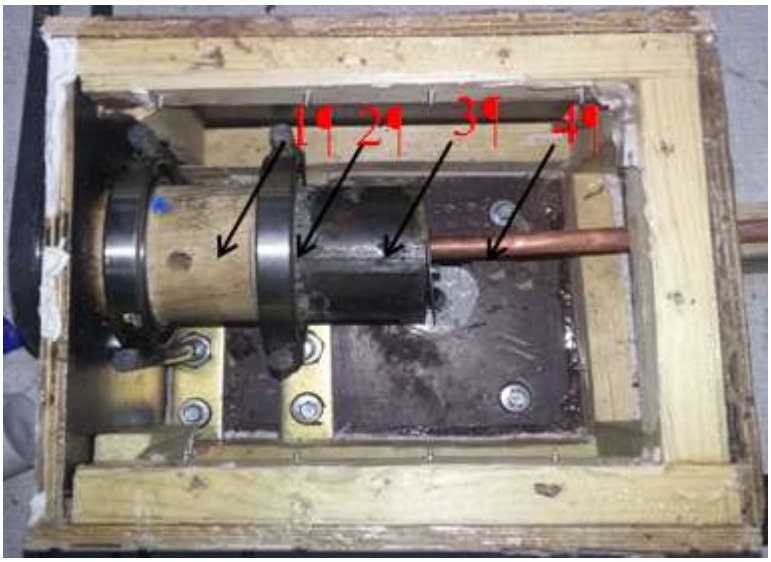


Рисунок 6 – Объект исследования

Для исследования влияния характеристик форсунки подвода рабочего тела к подшипнику была использована схема объекта исследования, представленная на рис. 6. Объект исследования и включает в себя деревянный цилиндр 1, длиной 100 мм, диаметром 60 мм,с внутренним каналом, длиной 45 мм, диаметром 10 мм , подшипник 2 шариковый, однорядный, втулку 3, трубку 4, диаметром 10 мм.

Вращение форсунки осуществлялось от двигателя с помощью шкива и приводного ремня.

Результаты исследования приведены на рис. 7,8.

Рисунок 7 – Результаты эксперимента на воде

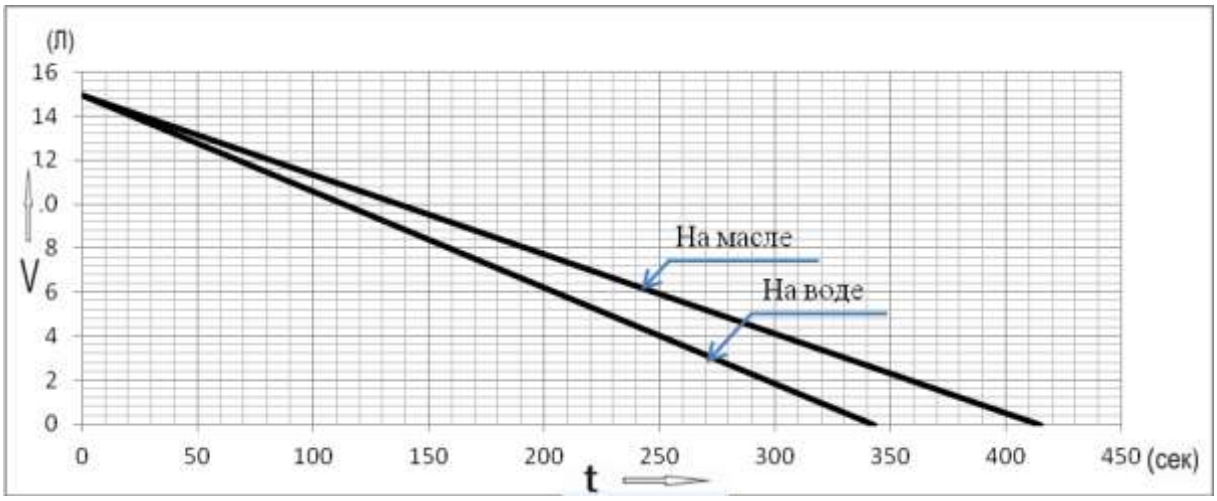


Рисунок 8 – Результаты эксперимента

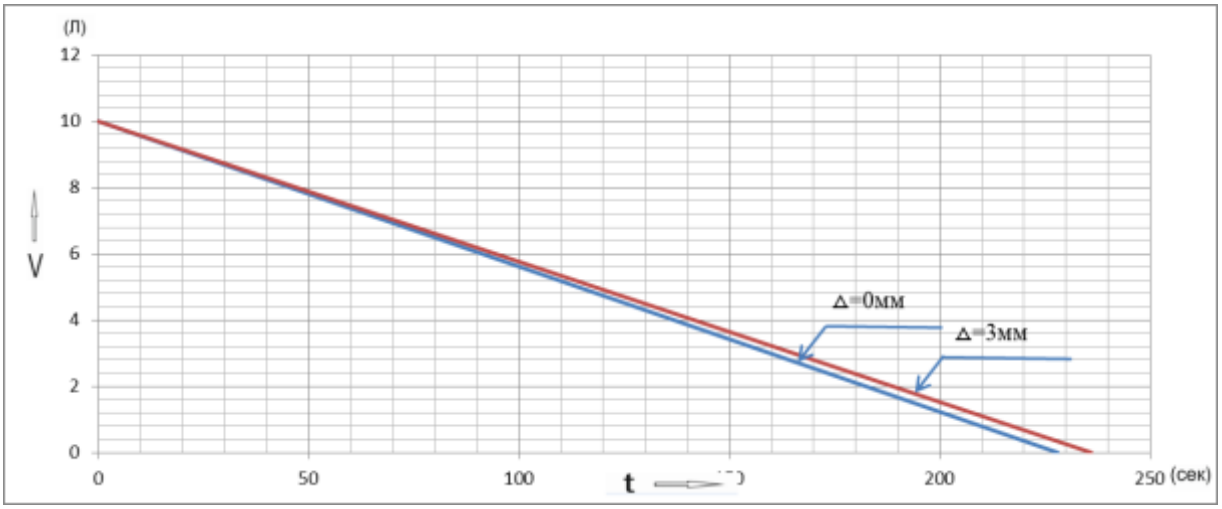


Рисунок 9 – Результаты эксперимента при амплитуде равной 3 мм

Эксперимент показал, что врашение присоединенного объема положительно сказывается на подаче масла через маслопровод. По результатам эксперимента видно, что при вращающимся объеме время расхода жидкости уменьшилось в среднем на 10,3%.

Дальнейшие исследования были направлены на оценку влияния уровня вибрации маслопровода. Измеряемым параметром являлась амплитуда вибрации. Результаты исследований приведены на рис. 9.

Анализ приведенных результатов показывает, что при максимальной амплитуде вибрации 3 мм уменьшение расхода рабочего тела составляет 3%.

Таким образом, экспериментальные исследования подтвердили теоретические предположения о влиянии колебательного движения на характеристики маслопровода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Секистов В. А. Конструкция авиационных двигателей. Киев, 1970.
2. Лозицкий Л. П. Кострукция и прочность авиационных газотурбинных двигателей / Л. П. Лозицкий, А. Н. Ветров, С. М. Дорошко и др. – М.: Воздушный транспорт, 1992.
3. Подключение коллекторного двигателя МСА 52/64 – 148/RN1 [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://turnir.vminske.com/dviglo.htm (дата обращения 15.03.2016).
4. Караваев Ю. А. Оценка параметров потока масла при внутри роторном подводе к межвальному подшипнику авиационного ГТД / Ю. А. Караваев, С. А. Ходацкий, В. А. Шушарин // Научный сборник «Современные технологии. Системный анализ. Моделирование». – ИрГУПС, 2014. – №2(42). – С.50–54.

МЕТОД РЕШЕНИЯ СИСТЕМЫ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ ЭКРАНОПЛАНА

Вшивков Ю. Ф.[1], Кривель С. М.[2]
[1]1988ufv@mail.ru, [2] krivel66@mail.ru

Иркутский государственный университет
(г. Иркутск)

В работе предлагается подход исследования динамических характеристик, устойчивости и управляемости летательного аппарата вблизи подстилающей поверхности (экраноплана) на основе решения системы дифференциальных уравнений динамики движения. Предлагаемый численный метод решения системы дифференциальных уравнений движения экраноплана, основан на модифицированном методе прогноза и коррекции. Метод позволяет с высокой степенью достоверности решать поставленные в работе задачи при значительных изменениях расстояния от поверхности и других параметров полета. В отличие от ранее использованных подходов расстояние от поверхности рассматривается как определяющий параметр для всех аэродинамических коэффициентов экраноплана. На базе MatLab+Simulink разработана программа, реализующая предложенный метод решения полной системы дифференциальных уравнений. Разработанная программа позволяет в наглядной форме (в виде графиков) судить о динамических свойствах экраноплана. Полученные результаты могут быть использованы при эскизном проектировании экраноплана.

Известно, что аэродинамические характеристики летательного аппарата существенно изменяются по мере приближения к поверхности земли (воды). В частности существенно возрастает подъемная сила и падает лобовое сопротивление, что приводит к увеличению аэродинамического качества летательного аппарата. Данное явление было названо «экранным эффектом». На использовании экранного эффекта базируются такие летательные аппараты как – экранопланы [1]. Исследованию аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов вблизи экрана посвящено достаточно много работ, например [2, 3]. В частности в работе [2] приводятся и анализируются результаты исследований нелинейных и нестационарных аэродинамических характеристик крыла в зависимости от его формы в плане, режима обтекания, угла атаки, высоты над экраном и скорости снижения. Проведенные исследования показали, что на малых высотах полета характер обтекания крыла меняется качественным образом, что требует специальных методов исследований и расчетов.

Экраноплан имеет относительно высокое аэродинамическое качество, но серьезной проблемой его проектирования является обеспечение устойчивости и путевой управляемости. Известно, что сложность проблем аэродинамики и динамики полета экраноплана во многом обусловлена существенно нелинейными зависимостями аэродинамических характеристик экраноплана от параметров его движения, и, прежде всего, от высоты полета.

Решению задачи обеспечения устойчивости экраноплана посвящена работа Иродова Р.Д. [4]. Он показал, что некоторые особенности аэродинамических характеристик экраноплана приводят к необходимости введения новых критериев устойчивости и к появлению, в связи с этим, дополнительных требований к его аэродинамической компоновке. Большой вклад в исследование движения экраноплана внесли работы Жукова И.В.[5], который ввел понятие фокуса по вертикальной скорости.

Следует заметить, что в большинстве работ рассматривается динамика движения экраноплана при незначительных изменениях параметров полета (расстояния до экрана, скорости полета) и относительно малых отрезках времени рассмотрения движения экраноплана [4, 5]. Такой подход оправдан при решении задач по оценке устойчивости и управляемости в окрестности параметрической точки режима полета, особенно при использовании подхода на основе критериев устойчивости и управляемости [6, 7]. Кроме того, в этом случае приемлемо использование ряда допущений, позволяющих использовать даже аналитические методы решения задач. Одним из таких допущений является применение производных аэродинамических коэффициентов по расстоянию от поверхности (высоте полета).

Задачи проектирования экраноплана предполагают предварительное исследование его характеристик на режимах с интенсивным характером изменения полетных параметров (скорости, угла атаки, высоты полета и т. д.) в процессе возмущенного движения экраноплана и его энергичного маневрирования. Особенно остро эти задачи стоят при проектировании систем автоматического управления параметрами движения и маневрирования экраноплана [8].

Целью настоящей работы явилось создание метода решения задачи динамики движения экраноплана и программного обеспечения, которые позволят исследовать на основе математического эксперимента динамические устойчивость и управляемость экраноплана, параметры его возмущенного движения, маневрирование экраноплана в пространстве при значительных изменениях параметров полета, изменениях формы экраноплана и режимов работы силовой установки. Предполагается рассмотрение относительно значительных промежутков времени движения экраноплана.

Математическая модель динамики движения экраноплана: системы координат, аэродинамические коэффициенты, формы записи уравнений и представления кинематических параметров составлена в соответствии с идеологией работы [9].

Для определения аэродинамических коэффициентов и кинематических параметров движения экраноплана использовались подходы, изложенные в работе [7]. Применительно к задаче, решаемой в данной работе, основными параметрами, определяющими правые части уравнений системы являются коэффициенты аэродинамических сил и моментов – $c=[c_{x_a}, c_{y_a}, c_{z_a}, m_x, m_y, m_z]$и кинематические параметры – $p=[\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_в, \delta_э, \delta_н, \bar{h}]$.

Основным положением постановки задачи является то, что не используются производные аэродинамических коэффициентов по высоте полета, а рассматриваются зависимости собственно аэродинамических коэффициентов и их производных по кинематическим параметрам $p=[\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_в, \delta_э, \delta_н]$ от высоты полета. Такой подход является более строгим, по причинам. Во-первых, производные аэродинамических коэффициентов по высоте полета существенно зависят от собственно высоты полета, что делает их использование в качестве отдельных слагаемых нецелесообразным. Во-вторых, отстояние от экрана $\bar{h}$ (и скорость ее изменения) не является независимыми переменными, а определяются такими параметрами как начальная высота полета, скорость V и угол наклона траектории θ (рис. 1).

Предлагается выделить отстояние от экрана $\bar{h}$ из класса кинематических параметров в класс определяющих параметров, тогда разложение коэффициента $c=[c_{x_a},\, c_{y_a},\, c_{z_a},\, m_x,\, m_y,\, m_z]$ в ряд Тейлора по кинематическим параметрам примет вид:

$$c(\bar{h}, p_i, \dot{p}_i) = c_0 + \sum_{i=1}^{8}\frac{\partial c}{\partial p_i}p_i + \sum_{i=1}^{8}\frac{\partial c}{\partial \dot{p}_i}\dot{p}_i + \frac{1}{2}\left\{\sum_{i=1}^{8}\sum_{j=1}^{8}\frac{\partial^2 c}{\partial p_i \partial p_j}p_i p_j + \sum_{i=1}^{8}\sum_{j=1}^{8}\frac{\partial^2 c}{\partial p_i \partial \dot{p}_j}p_i \dot{p}_j + \right.$$

$$\left. + \sum_{i=1}^{8}\sum_{j=1}^{8}\frac{\partial^2 c}{\partial \dot{p}_i \partial p_j}\dot{p}_i p_j + \sum_{i=1}^{8}\sum_{j=1}^{8}\frac{\partial^2 c}{\partial \dot{p}_i \partial \dot{p}_j}\dot{p}_i \dot{p}_j \right\} + \ldots = c_0 + \sum_{i=1}^{8}(c^{p_i}p_i + c^{\dot{p}_i}\dot{p}_i) +$$

$$+\frac{1}{2}\left\{\sum_{i=1}^{8}\sum_{j=1}^{8}c^{p_i p_j}p_i p_j + \sum_{i=1}^{8}\sum_{j=1}^{8}c^{p_i \dot{p}_j}p_i \dot{p}_j + \sum_{i=1}^{8}\sum_{j=1}^{8}c^{\dot{p}_i p_j}\dot{p}_i p_j + \sum_{i=1}^{8}\sum_{j=1}^{8}c^{\dot{p}_i \dot{p}_j}\dot{p}_i \dot{p}_j \right\} + \ldots,$$

где $p_{i_{\min}} \le p_i \le p_{i_{\max}}$, $i=1,\ldots,8$, $\bar{h} \ge \bar{h}_{\min}$.

В этом случае коэффициенты сил и моментов c и их частные производные по параметрам p, находящиеся в правых частях полной системы дифференциальных уравнений, являются функциями отстояния $\bar{h}$

$$\frac{d\bar{h}}{dt} = V \sin\theta \ .$$

Решение полученной полной системы дифференциальных уравнений возможно только численными методами. Существует обширная теория решения обыкновенных дифференциальных уравнений и их систем. Наиболее широкое распространение получили классические методы решения дифференциальных уравнений, такие методы как метод Эйлера, Эйлера-Коши, методы Рунге-Кутта. Применительно к поставленной в работе задаче данные методы не обеспечивают высокой точности решения полной системы дифференциальных уравнений. Это объясняется тем, что коэффициенты правых частей уравнений существенно зависят от отстояния $\bar{h}$ и существенно нелинейные.

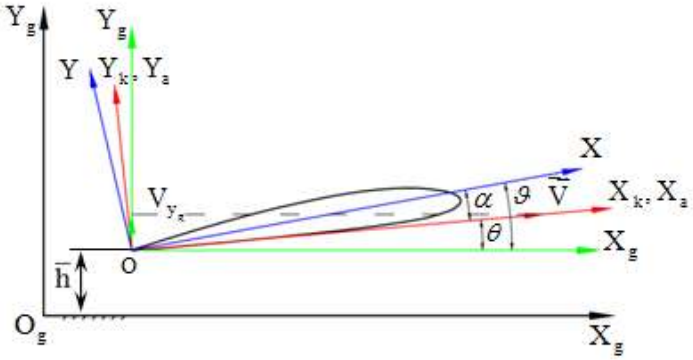


Рисунок 1 – Кинематическая связь между параметрами полета летательного аппарата

Предлагается метод решения дифференциальных уравнений (системы дифференциальных уравнений), изложенный в работе [10]. Метод основан на идеологии методов прогноза и коррекции и интегрирования по правилу прямоугольника с центральным уточнением.

Алгоритм реализации метода поясняется с помощью геометрической схемы (рис. 2) и блок схемы одного шага решения задачи по времени (рис. 3).

Параметры движения, отстояние $\bar{h}$ и коэффициенты правых частей уравнений в момент времени t_1 известны. Используя один из явных методов, например, метод Рунге-Кутта, находим первоначальное решение системы уравнений в точке t_2 – решение $(t_2,\ \bar{h}_2^{(0)})$. На втором этапе (этапе коррекции) вычисляют значение $\bar{h}_{\text{ср}}^{(0)}$ с помощью формулы (центральных) прямоугольников $\bar{h}_{\text{ср}}^{(0)} = \dfrac{\bar{h}_1 + \bar{h}_2^{(0)}}{2}$. Принимаем, что в процессе движения экраноплана от момента времени t_1 к моменту времени t_2 отстояние от экрана равно $\bar{h}_{\text{ср}}^{(0)}$. Именно для этого отстояния $\bar{h}_{\text{ср}}^{(0)}$ определяются коэффициенты правых частей системы уравнений.

Далее процесс повторяется итерационно (определяются последовательно $\bar{h}_2^{(1)}$ и $\bar{h}_{\text{ср}}^{(1)}$, $\bar{h}_2^{(2)}$ и $\bar{h}_{\text{ср}}^{(2)}$ и т.д.) с применением, например, того же метода Рунге-Кутта. Критерием окончания процесса может являться достижение заданного достаточно малого значения $\varepsilon_{зад} = \left|\bar{h}_2^{n} - \bar{h}_2^{n-1}\right|$, где n – номер текущей операции.

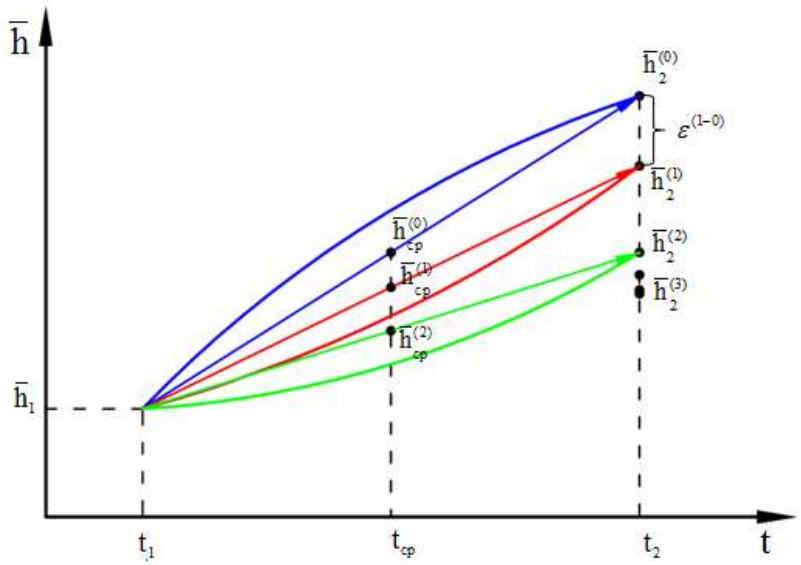


Рисунок 2 – Геометрическая интерпретация метода решения дифференциального уравнения

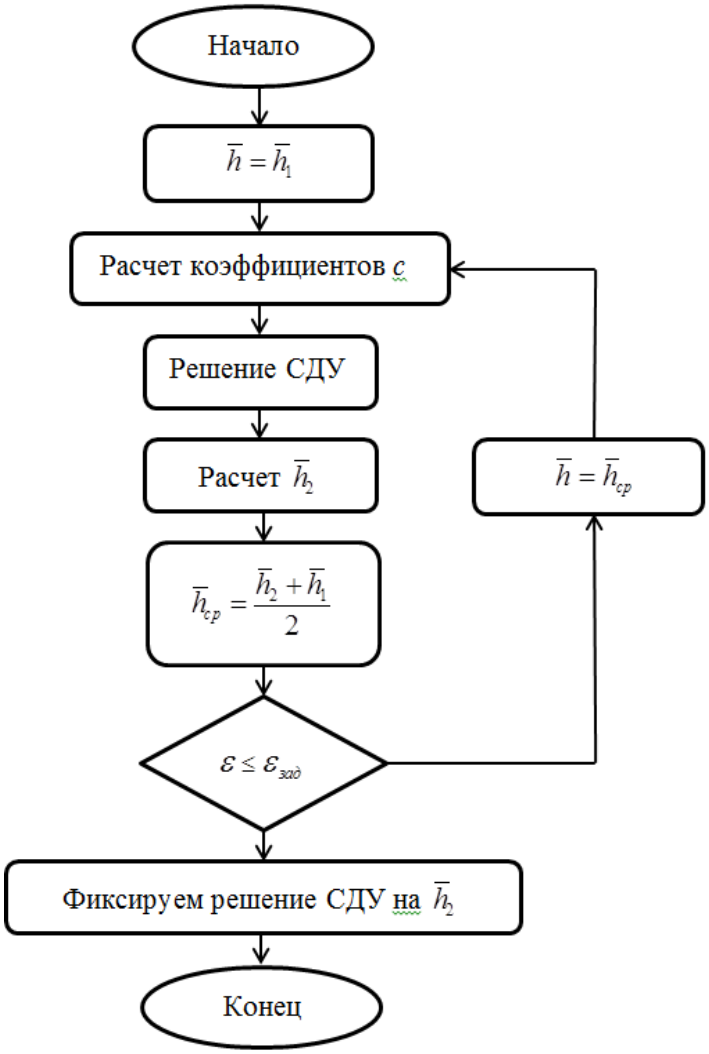


Рисунок 3 – Принципиальная схема расчета одного шага по времени

На базе MatLab+Simulink разработана программа, предназначенная для расчета параметров собственного и вынужденного движения летательного аппарата (экраноплана), определения характеристик динамических устойчивости и управляемости летательного аппарата.

Следует заметить, что предлагаемый метод обладает рядом достоинств. Так, для решения задачи на одном шаге по времени используются только значения параметров движения и коэффициентов правых частей в момент времени t_1. Не используются значения производных по времени как коэффициентов правых частей, так и параметров движения. Это делает метод более универсальным, практически реализуемым в различных моделях (системах дифференциальных уравнений), позволяет в ряде случаев уменьшить вычислительные затраты за счет отсутствия необходимости расчета производных и оценки достоверности их расчета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белавин Н. И. Экранопланы / Н. И. Белавин. – Л.: Судостроение, 1977. – 232 с.
2. Гуляев В. В. Влияние геометрических характеристик и кинематических параметров движения на аэродинамику крыла вблизи экрана / В. В. Гуляев, С. М. Еременко, В. А. Подобедов // Научный вестник МГТУ ГА. Серия Аэромеханика и прочность, 2008.– № 125.
3. Смирнов А. И. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыловых профилей / А. И. Смирнов // Труды ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. 1949. – Вып. 334.
4. Иродов Р. Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана / Р. Д. Иродов // Ученые записки ЦАГИ. – 1970. − Т. 1., № 4.
5. Жуков В. И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана // В. И. Жуков. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1997. – 80 с.
6. Белоцерковский С. М. Представление нестационарных аэродинамических моментов и сил при помощи коэффициентов вращательных производных Известия АН СССР, ОТН, 1956. −№7.
7. Белоцерковский С. М.Крыло в нестационарном потоке газа / С. М. Белоцерковский, Б. К. Скрипач, В. Г. Табачников // Изд-во «Наука», Главная редакция физико-математической литературы, Москва, 1971. –768 с.
8. Вшивков Ю. Ф. Методика исследования устойчивости экраноплана на основе полнофакторной математической модели динамики его движения и системы управления / Ю. Ф. Вшивков, Е. А. Галушко, Д. А. Гусельников, С. М. Кривель, Н. А. Шелков // Решетневские чтения: материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. 90-летию со дня рождения генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (11−14 нояб. 2014 г., Красноярск) : в 3 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2014. – Ч. 1. – 530 с.
9. Бюшгенс Г.С. Динамика самолета. Пространственное движение / Г. С. Бюшгенс, Р. В. Студнев– М.: Машиностроение, 1983. – 320 с., ил.
10. Вшивков Ю.Ф. Метод решения задачи исследования параметров динамики движения экраноплана вблизи подстилающей поверхности / Ю. Ф. Вшивков, С. М. Кривель // Известия Иркутского государственного университета. Серия «Математика», 2015. − Том 14.

ПРОБЛЕМЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ МДВ СТОКОВОГО ВИХРЕОБРАЗОВАНИЯ У ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Даниленко Н. В.[1], Киренчев А. Г.[2]
[1]danko_irk@mail.ru, [2]antonkirenchev25@mail.ru.

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Описана актуальность задачи исследования вихреобразования под воздухозаборниками ВС. Выделена основная проблема любого математического моделирования – выбор граничных условий. Представлена принципиальная схема моделируемой задачи. Дано подробное описание всех граничных условий поставленной задачи. Приведен алгоритм расчета линий тока на поверхности экрана под воздухозаборником в поле действия кориолисовой силы с учетом выбранных граничных условий. Представлены результаты расчета линии тока для плоской задачи.

Известна проблема образования вихрей в жидких и газовых средах [1], вызванная отрицательным влиянием вихревых потоков на среду и объекты в ней содержащиеся. В техносфере подобные вихревые явления имеют место при эксплуатации газотурбинных силовых установок (ГТСУ) авиационных воздушных судов (ВС) на земле при работе газотурбинных двигателей (ГТД) на повышенных и на взлётном режимах. Специалисты дали этим вихрям (рис. 1) негласное имя «миниторнадо». Действительно, в поле стокового течения воздушного потока имеет место активное вихреобразование, проявляемое себя в виде инверсионной вихревой трубки, выходящей от входа в компрессор двигателя на вход в воздухозаборник и замыкающейся на подстилающую поверхность. По сущности рабочего процесса и причин генерации вихря он заметно сложнее и «богаче» смерчей (торнадо в США). Вихрь воздухозаборника (ВЗ) характеризуется своей интенсивностью Г (циркуляцией I = Г [2]), способностью засасывать в проточную часть ГТСУ посторонние предметы (ПП), камушки, куски льда, песок, пыль и др., находящиеся на поверхности аэродрома.

Интенсивности стокового потока, забираемого компрессором ГТД из окружающей среды, достаточно, чтобы в проточную часть СУ ВС поднимались с подстилающей поверхности более крупные ПП (рис. 2), случайно оказавшиеся в поле стокового течения ГТСУ. Практике эксплуатации ГТСУ на земле известны случаи засасывания в её проточную часть специалистов, обслуживающих авиационную технику.

Рисунок 1 – Вихрь ВЗ при работе ГТД на земле с включённым реверсом тяги двигателя [3]

Рисунок 2 – Засасывание крупного постороннего предмета в ГТСУ [4]

Явление засасывания в проточную часть ГТСУ крупных ПП и персонала потребовало установления безопасных зон перед ВЗ на площадках для запуска и отработки ГТД в зонах технического обслуживания (ТО) ВС на аэродромах и исключение на их рабочей поверхности наличия мелких ПП, камушков, песка и пыли, разрушающих силовые элементы ГТД при работе на земле.

Следует отметить, что мелкие ПП в виде камушков, кусков льда и других предметов вызывают забоины, вмятины, трещины на рабочих лопатках вентиляторов, компрессоров низкого (КНД) и высокого давления (КВД), вызывая отказы ГТД. Двигатели с недопустимыми забоинами на лопатках компрессора досрочно снимаются с эксплуатации. Экономические потери авиапредприятий возрастают, что составляет основу их экономического ущерба. Отказ двигателей с поврежденными лопатками в полете может привести к авиакатастрофе. Безопасность полётов и имидж авиапредприятий ухудшается, что составляет сущность современной проблемы эксплуатации ГТД на земле в поле засасывания ПП, песка и пыли на аэродроме.

Тенденция низкого расположения ВЗ ГТСУ над поверхностью аэродрома усиливает засасывание в её проточную часть песка и пыли. Последние вызывают абразивный износ лопаток ГТД. Низкое

расположение ГТСУ над поверхностью аэродрома, соизмеримое с 2–5 диаметрами входа в ВЗ, активируют формирование в стоковом потоке мощных воздушных вихрей. Появление этих вихрей под ВЗ провоцирует процесс засасывания внутрь ГТСУ мелких ПП, песка и пыли и усугубляет проблему досрочного съема двигателей при их эксплуатации на земле.

Следует отметить, что рабочий процесс вихрей ВЗ как и крупногабаритных их аналогов – торнадо, специалистам и ученым пока не известен. Ученые США открыто заявляют, что они не понимают торнадо, которое двулико в направлении своего вращения вокруг продольной оси.

Вихри ВЗ также склонны к дуализму по направлению вращения. При отсутствии понимания рабочего процесса вихрей ВЗ и торнадо появились проблемы математического моделирования этих воздушных газодинамических особенностей. Следовательно, возросли трудности в подборе граничных условий, способных направить рабочий процесс (РП) образования вихрей в поле одного из множества рабочих процессов, которому он подчинён.

Проблема состоит в познании физики рабочего процесса и математического моделирования вихрей ВЗ методом дискретных вихрей (МДВ), генерируемых в поле стокового течения отклоняющим действием силы Кориолиса. К сущности существования таких стоковых вихрей под ВЗ (материнским облаком) положительно относятся многие ученые, исследующие это вихреобразование. Они согласны, что многие вихри циклонического вращения являются проявлением суточного вращения Земли и отклоняющего эффекта кориолисовой силы.

Предварительные исследования, опирающиеся на теоретические основы метода дискретных вихрей МДВ, показывают, что указанный метод позволяет вести новые граничные условия, отвечающие эффекту отклоняющего действия силы Кориолиса в поле стокового течения и получения вихрей под стоком, низко расположенным над подстилающей поверхностью. Отрицание существования таких вихрей в поле малости модуля отклоняющей силы Кориолиса $F_{кор}$ с избытком компенсируется эффектом аккумуляции внешней вихревой активности стокового течения, опирающейся на подстилающую поверхность. Такой процесс существует. Элементарные вихри, замкнутые на подстилающую поверхность, от неё не отрываются, стягиваются под ВЗ (стоковое облако), аккумулируются и превращаются в полноценные вихри, один из которых представлен на рис. 1.

Стоит задача формирования математической модели, опирающейся на МДВ, образования стоковых вихрей кориолисовой силы под ВЗ

у подстилающей поверхности (экрана). Она решается по двум направлениям:

– выявление эффекта вихревой закрутки стокового потока в поле кориолисова ускорения;

– постановки задачи математического моделирования стокового вихреобразования методом дискретных вихрей [1] путем введения нового граничного условия – кориолисовой скорости [5], вычисленной из одноименного ускорения, по формуле:

$$c_к = 2\omega_з c_\tau \mathrm{Sin}\lambda\Delta t, \qquad (1)$$

где: $\omega_з$ – угловая скорость суточного вращения Земли; c_τ – скорость стокового потока относительно подстилающей поверхности Земли; λ – географическая широта в точке проявления кориолисова ускорения; Δt – элементарное время.

Представляется постановка задачи математического моделирования вихрей в поле стокового течения над подстилающей поверхностью под ВЗ (стоковым облаком, стоком). Следует отметить, что основная проблема, возникающая в процессе любого математического моделирования – это выбор граничных условий, наиболее близко характеризующих моделируемый процесс. Поэтому следует, как можно более детально описать все вводимые граничные условия.

Исследуется поле стокового течения под изолированным воздухозаборником, находящимся на высоте H над подстилающей поверхностью (рис. 3). Для упрощения моделирования воздухозаборник можно заменить стоком, находящимся в плоскости входа в ВЗ на такой же высоте над подстилающей поверхностью.

Подстилающая поверхность (экран) – плоская, непротекаемая, беконечно длинная. Способ моделирования – зеркальным отображением модели ВЗ от плоскости экрана.

Среда – сплошная идеальная несжимаемая жидкость, характеризуемая безразмерными параметрами:

– относительная скорость невозмущеного потока $\bar{V} = 1,0$;

– относительные давление $\bar{p} = 1,0$, плотность $\bar{\rho} = 1,0$, температура $\bar{T} = 1,0$.

Состояние среды – установившееся, стоковое в ВЗ.

Активность стокового течения определяется протоком рабочего тела через воздухозаборник, задаваемым скоростью протока $c_в$ = const в активном сечении в-в на выходе из ВЗ.

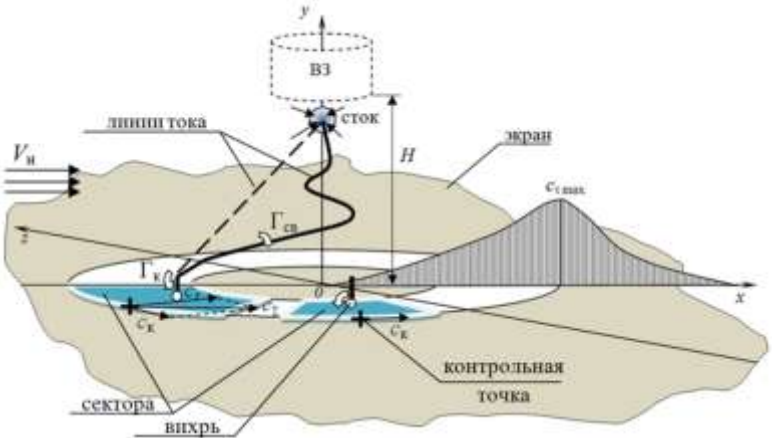


Рисунок 3 – Принципиальная схема моделируемой задачи

Поверхность ВЗ тонкая, непроницаемая, в i-х контрольных точках реализуется условие непротекания:

$$c_{n\,i} = 0, \tag{2}$$

где i = 1, 2, 3,…, $n_{ВЗ}$ – счетчик контрольных точек; $n_{ВЗ}$ – количество контрольных точек, в которых реализуются условия непротекания и условие расхода рабочего тела ($c_в$ = const) через активное сечение ВЗ.

Вихревая модель профиля ВЗ – дискретная (вихревая пелена панелек, свернута в дискретные вихри).

Удовлетворяются требования следующим граничным условиям:

– в контрольных точках на поверхности ВЗ выполняется условие непротекания (2);

– на задней кромке ВЗ реализуется режим плавного безотрывного обтекания;

– условия на бесконечности заданы скоростью $V_н$ и др.;

– возмущения параметров от вихрей отсутствуют ($c_{r\to\infty} = \frac{Г}{2\pi}\frac{1}{r} \to 0$);

– условие постоянства расхода рабочей среды через ВЗ ($c_в$ = const);

– на подстилающей поверхности во всех ее точках реализуется условие плоского экрана $c_{n\,y=0}$.= 0.

Базовый закон, положенный в основу решаемой задачи, – закон Био – Савара [2]:

$$c_{x,y,z} = \frac{Г}{2\pi}\frac{1}{r_{x,y,z}}, \tag{3}$$

где Г – циркуляция вихрей; $r_{x,y,z}$ – радиус-вектор от исследуемой точки до ВЗ в трехмерной системе координат.

Система алгебраических уравнений, построенная на условии непротекания w_n = 0, имеет вид:

$$w_{n\,i} = -4\pi f(V_{\text{n}}, c_{\text{в}}, c_{\text{n}\,y=0} = 0), \tag{4}$$

где i = 1, 2, 3,…, $n_{\text{ВЗ}}$.

Для введения граничного условия кориолисовой скорости на подстилающей поверхности под ВЗ выбирается кольцевая область, которая разбивается на секторы одинаковой угловой ширины (рис. 3). В центре каждого сектора ставится вертикально ориентированный вихревой отрезок, замкнутый на основание этого сектора. Продолжение этого вихревого отрезка в виде свободной вихревой нити, состоящей из дискретных вихрей, выстраивается в сторону стока. Интенсивность присоединенного вихревого отрезка и его свободной вихревой нити является искомой циркуляцией $\Gamma_{\text{к}}$ кориолисовой силы. Она определяется по модулю и направлению кориолисовой скорости $c_{\text{к}}$ в соответствующей контрольной точке, показанной на рис. 3 крестиком.

К контрольной точке приложено несколько скоростей: стоковая тангенциальная скорость c_{τ}, направленная в точку мнимого стока, и скорость $c_{\text{к}}$ от кориолисового ускорения, отклоняющая исследуемую частицу стокового потока вправо относительно направления тангенциальной стоковой скорости. Первая вычисляется из закона Био – Савара (3), вторая по формуле одноименного ускорения (1). Возможен учет скорсти невозмущенного потока V. В упрощенном виде для нахождения результирующей скорости $c_{\sum}$ достаточно сложить эти скорости по правилу векторов, как показано на рис. 3. Но в математическом моделировании для её нахождения необходимо найти проекции каждой из этих скоростей на оси координат, с помощью которых можно будет вычислить проекции суммарной скорости, используя следующие формулы:

$$c_x = \frac{1}{4\pi}\sum_{i=1}^{n_{\text{ВЗ}}} \frac{\Gamma}{r_{x\,i}} + V_x + c_{\text{к}\,x};$$

$$c_y = \frac{1}{4\pi}\sum_{i=1}^{n_{\text{ВЗ}}} \frac{\Gamma}{r_{y\,i}} + V_y + c_{\text{к}\,y}; \tag{5}$$

$$c_z = \frac{1}{4\pi}\sum_{i=1}^{n_{\text{ВЗ}}} \frac{\Gamma}{r_{z\,i}} + V_z + c_{\text{к}\,z}\ .$$

где c_x, c_y, c_z – проекции суммарной скорости на соответствующие оси координат; $r_{x\,i}$, $r_{y\,i}$, $r_{z\,i}$ – проекции вектора-радиуса на соответствующие оси координат; V_x, V_y, V_z – проекции скорости набегающего потока на

соответствующие оси координат; $c_{\text{к}\,x}, c_{\text{к}\,y}, c_{\text{к}\,z}$ – проекции кориолисовой скорости на соответствующие оси координат.

По величинам указанных проекций устанавливается направление суммарного стокового течения, по которому выстраиваются вихревые нити искомых вихрей отклоняющего кориолисова эффекта, линии тока и векторные поля скоростей. При этом рализуется правило последовательности построения вихревых нитей и линий тока:

$$x_i = x_{i-1} + \Delta t c_x\,;\;\; y_i = y_{i-1} + \Delta t c_y\,,\; z_i = z_{i-1} + \Delta t c_z\,, \qquad (6)$$

где Δt определяется временным шагом, равным 1 с.

Задача должна решаться в нестационарной постановке. Начальный момент соответствует времени $t = 0$. Для него формируется вихревая модель ВЗ активного сечения и вихревой системы на входе в воздухозаборник, состоящей из присоединенных вихревых отрезков интенсивности $\Gamma_{\text{к}\,j}$ и их свободно выстроенных вихревых нитей той же интенсивности. По удовлетворению требований граничных условий формируется система алгебраических уравнений с последующим её решением и поиском циркуляций на поверхностях ВЗ, его активного сечения и в секторах реализации кориолисова ускорения (скорости).

По полученным циркуляциям и геометрии стоковых вихрей перед ВЗ вычисляются векторные поля скоростей, вихревые структуры, новое положение вихрей подстилающей поверхности и производится переход на следующий временной шаг. При дальнейшем повторении указанного алгоритма под ВЗ формируется вихрь, генерируемый эффектом Кориолиса.

Подтверждение работоспособности алгоритма получено на плоской модели стокового течения интенсивности $Q = 2\pi$ и представленное в виде линий тока на рис. 4.

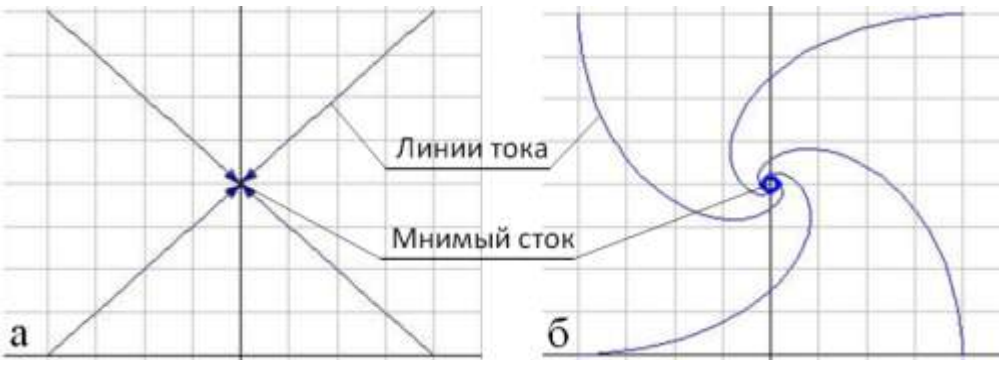


Рисунок 4 – Линии тока стокового течения у подстилающей поверхности: а – для потенциального течения; б – для вихревого течения

В заключение следует отметить, что алгоритм предлагаемой задачи является перспективным и пригоден к моделированию вихрей ВЗ в поле отклоняющего действия кориолисовой силы. Он так же указывает на новый эффект стокового течения у экрана в направлении аккумуляции энергии вихревого движения в виде стокового вихря ВЗ.

ЛИТЕРАТУРА

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. Rob Logan [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://rob.com/pix/var/albums /oops/c17vortex.jpg (дата обращения 12.03.2016).
4. Засасывание постороннего предмета в ГТД [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://kor.ill.in.ua/m/610x385/910462.jpg (дата обращения 12.03.2016 г.).
5. Тарг С. М. Краткий курс теоретической механики: учеб.для вузов. – 10-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1986. – 416 с.

ЭЛЛИПТИЧЕСКИЙ САМОЛЕТ БУДУЩЕГО «ФРЕГАТ ЭКОДЖЕТ»

Киселева Л. А.

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

В статье рассмотрен широкофюзеляжный самолёт с экономичностью и дальностью узкофюзеляжных. Основные концепции производства данного лайнера. Аэродинамическая компоновка и прочность данного ВС. Достоинства широкофюзеляжный самолётов с эллиптической формой в плане минимальные габариты самолета при условии размещения в фюзеляже 300–350 пассажиров в трех салонах с тремя главными проходами. Перспективы на будущее.

Может ли российский «Фрегат ЭкоДжет» потеснить Airbus и Boeing? Развитие гражданской авиации неминуемо ставит вопрос о том, как будут выглядеть самолеты будущего, другими словами – насколько долго продержится современная классическая схема самолета с почти цилиндрическим фюзеляжем и двумя (как правило) двигателями под крылом? Надо сказать, эта схема обладает большим количеством достоинств. Самолет получается хорошо сбалансированным (что расширяет диапазон допустимых центровок), а двигатели под крылом своим весом снижают нагрузку на крыло и позволяют снизить вес планера [1].

Производителем нового самолёта является московская частная компания Росавиа. Проект стремится выйти на рынок с предложением, объединяющим преимущества широкофюзеляжных самолётов с экономичностью и дальностью узкофюзеляжных.

«Фрегат ЭкоДжет» предназначен для осуществления полетов на расстояния до 4500 км. Отличается от других представителей этого сегмента формой фюзеляжа – он не традиционный круглый, а эллипсоидный. Кроме того, «Фрегат ЭкоДжет» станет короче примерно на 30% и легче на 80 тонн самолетов такой же вместимости.

По словам экспертов, благодаря этим самолетам будут значительно улучшены показатели (в среднем на 15–20%), которые достигла авиационная техника в предыдущих годах.

«Фрегат ЭкоДжет» разрабатывается по интегральной схеме с двумя турбореактивными двигателями, расположенные на пилонах под крылом и палубным расположением оперения. Рассматриваются два варианта двигателей типа ПД-18Р и ПС-90А20. Принципиально новым элементом и основа концепции предлагаемого широкофюзеляжного самолета заключается в использовании поперечного сечения фюзеляжа эллиптической формы.

Рисунок 1 – Внешний вид «Фрегат ЭкоДжет»

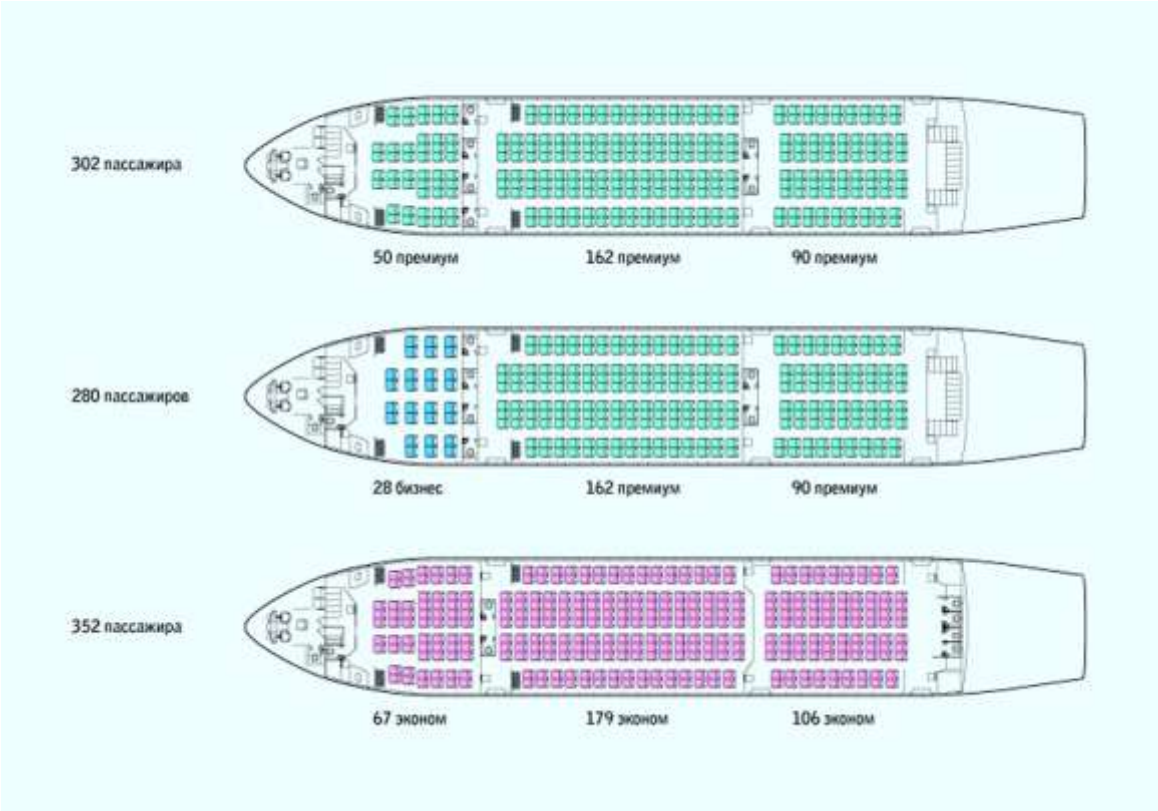


Рисунок 2 – Компоновка самолета

Выбранная форма обеспечивает минимальные габариты самолета при условии размещения в фюзеляже 300–350 пассажиров в трех салонах с тремя главными проходами шириной не менее 500 мм, с шагом кресел не менее 810 мм или 32 in. В экономическом классе число пассажирских мест может быть увеличено до 400. Предполагается, что в базовой компоновке самолет берет на борт 302 пассажира. Предусмотрена трехклассная компоновка самолета: бизнес-класс, премиальный экономический и экономический класс.

На нижней палубе в двух багажно-грузовых отсеках размещается до 20 контейнеров типа LD-3 или груз на паллетах 95×125 дюймов. Выбранное сечение позволило уменьшить площадь омываемой поверхности фюзеляжа, приходящейся на одного пассажира на 4–14% (в зависимости от компоновки салона), по сравнению с современными широкофюзеляжными самолетами типа B-777-200, Ил-86, Ил-96, A-340-300.

Новым элементом концепции «Фрегат ЭкоДжет» является также конструктивно силовая схема с использованием пола пассажирской кабины в качестве элемента КСС для восприятия избыточного давления.

Некоторые инженеры из научно-технического персонала предприятия участвовали в создании таких авиалайнеров средней дальности, как Ту-204 и Ту-214.

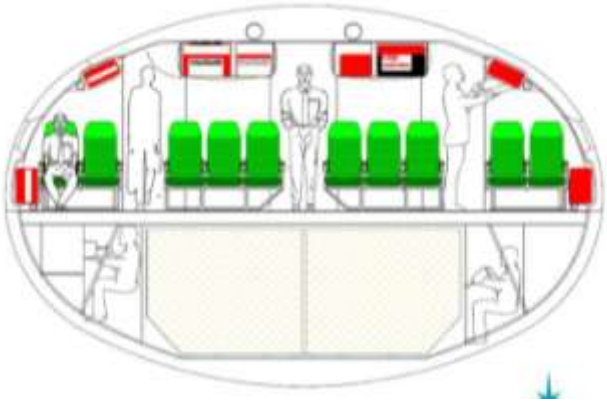


Рисунок 3 – Эллиптический фюзеляж с тремя проходами

Если говорить о том, что позиционирование «Фрегата ЭкоДжет» в качестве среднемагистрального широкофюзеляжного пассажирского самолёта ставит его в отдельную категорию на рынке, то его наиболее привлекательной особенностью, без сомнения, является изогнутые обводы фюзеляжа.

Инженеры РОСАВИА говорят, что эллиптическая форма является эффективным решением для размещения более чем 350 пассажиров в конфигурации с тремя проходами, при этом вес и габариты получаются меньше, чем у широкофюзеляжных аналогов.

Аэродинамическая компоновка самолета «Фрегат ЭкоДжет» является в основном типичной для современных магистральных пассажирских самолетов: низкоплан с двумя высокоэкономичными турбореактивными двигателями большой степени двухконтурности, расположенными на пилонах под крылом и палубным расположением ГО. Поперечное сечение фюзеляжа выполнено в виде эллипса. Размеры поперечного сечения и длина фюзеляжа выбраны из условия возможности размещения 300 пассажиров в трехклассной компоновке с повышенным уровнем комфорта.

Самолет «Фрегат Экоджет» должен проектироваться из условий статической прочности, выносливости, живучести конструкции и безопасности от явлений аэроупругости в соответствии с частью 25 Авиационных Правил (АП-25) «Нормы летной годности самолетов транспортной категории», а также с учетом требований Европейских (CS-25) и Американских (FAR-25) норм, что обеспечит возможность сертификации самолета за рубежом. Соответствие этим требованиям при обеспечении максимальной весовой и эксплуатационной эффективности достигается:

– опытом проектирования, испытания и эксплуатации высоко ресурсных пассажирских самолетов Ту-154, Ил-86, Ил-96, Ту-204/214, Sukhoi – Superjet 100;

– преемственностью конструктивных решений, использованных при создании современных пассажирских самолетов с приемлемыми характеристиками ресурса и живучести, а также использованием зарубежного опыта создания высоко ресурсных самолетов;

– использованием в конструкции современных конструкционных материалов.

Вес конструкции планера зависит существенным образом от ряда причин, среди которых важную роль играют конструкционные материалы и их правильный выбор. Свойства конструкционных материалов могут значительно 7 отличаться и не быть сбалансированными по требованиям, предъявляемым к конструкции:

– обеспечение статической прочности
– обеспечение усталостной прочности
– обеспечение эксплуатационной живучести конструкции
– обеспечение требуемого уровня жесткостных характеристик
– обеспечение технологичности производства и сборки конструкции

Основная проблема, с которой сталкивается проект, не техническая, а коммерческая.

Перспективный широкофюзеляжный пассажирский самолет интегральной схемы «Фрегат Экоджет» создается с учетом разрабатываемых новых технических решений в области аэродинамики, конструкции, прочности, силовой установки и бортового оборудования включающих:

– аэродинамическую компоновку самолета с высоким уровнем аэродинамического совершенства;

– применение новых высокоэкономичных двигателей большой степени двухконтурности;

– установку нового комплекса бортового оборудования, значительно повышающего безопасность полета;

– выбор компоновки пассажирской кабины с повышенным комфортом для пассажиров по сравнению с существующими самолетами данного класса и др.

Достигнутый на этапе Технического предложения уровень эксплуатационных, экономических и летно-технических характеристик самолета «Фрегат ЭкоДжет» в основном согласуется с оценками ЦАГИ и превышает уровень современных отечественных и зарубежных самолетов [2].

Есть ли достаточный спрос на самолёт с такими характеристиками?

Тем не менее, Росавиа продвигает свои планы серийного производства «Фрегата ЭкоДжет» и надеется ввести воздушное судно в эксплуатацию к 2018 году.

В рамках программы «Фрегат ЭкоДжет», сформированной на основе маркетинговых исследований рынка, планируется в течение 10 лет выпустить и продать не менее 224 самолетов. Место для строительства сборочного производства должно быть выбрано до конца текущего года.

ЛИТЕРАТУРА

1. Синицкий А. Эллиптические самолеты будущего / Авиатранспортное обозрение: электронный научный журнал – 29 августа 2013 г. [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.ato.ru/content/ellipticheskie-samolety-budushchego (Дата обращения 03.03.2016)
2. Техническое предложение широкофюзеляжный среднемагистральный самолет «Фрегат ЭкоДжет», разработанного ОАО ФПГ «Росавиаконсорциум», 2013.

ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СТОКОВЫХ ВИХРЕЙ КОРИОЛИСОВОЙ СИЛЫ И ПУТИ ИХ ПРЕОДОЛЕНИЯ

Даниленко Н. В.[1], Киренчев А. Г.[2]

[1]danko_irk@mail.ru, [2]antonkirenchev25@mail.ru.

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Выявлена связь между явлением вихреобразования под воздухозаборниками ВС и эффектом кориолисовой силы, что свидетельствует о необходимости их совместного исследования. Выделены основные проблемы экспериментального моделирования. Представлена схема экспериментальной установки для исследования вихрей воздухозаборника, в устройстве которой реализуются решения описанных выше проблем. Представлены результаты экспериментального моделирования в виде таблиц замеров тангенциальной скорости на поверхности экрана под воздухозаборником. Проведено сопоставление результатов математического и экспериментального моделирования, в результате которого выявлено, что результаты эксперимента имеют приемлемую точность. Следовательно, выбранные пути решения описных проблем, являются эффективными.

В поле суточного вращения Земли все её среды прибывают в состоянии вихревого движения [1]. Каждая из частичек её сред совершает циркуляцию Г, определяемую критерием угловой скорости

частиц ω ≠ 0 [2, 3]. Действительно, наблюдатель (материальная частичка), неподвижно расположенный в исследуемой точке нашей планеты, вместе с Землёй совершает суточное угловое вращение, т. е. циркуляцию Г. За сутки он поворачивается вместе с Землёй на угол 360° и совершает круг циркуляции *l*. В этих условиях циркуляция Г вектора тангенциальной скорости c_τ вокруг полярной оси *NS* Земли (рис. 1) отлична от нуля. Она заложена в определении циркуляции тангенциальной скорости [1, 2, 3], представляемой в виде интеграла по замкнутому контуру:

$$\Gamma = \oint c_\tau dl = 2\pi r c_\tau, \qquad (1)$$

где $r = (R_3 \pm H)\cos\lambda = R_3\left(1 \pm \bar{H}\right)$ – радиус замкнутого контура *l* – циркуляции вектора скорости c_τ; $\bar{H} = H/R_3$ – относительная высота расположения исследуемой точки *a* (рис. 1) над (под) подстилающей поверхностью Земли; $2\pi r$ – длина контура циркуляции.

В силу малости угловой скорости вращения Земли, величина указанной циркуляции исследуемой материальной частички (точки *a*) заметно мала и в грубых расчетах вихревого движения не учитывается. Но для накопительных процессов движения сред Земли, а именно, в стоковых течениях, существующих сравнительно длительное время, она может проявлять себя формированием локальных вихрей, встречающихся в природе в виде мелких вихрей, смерчей (торнадо), циклонических вихрей средних широт и других вихревых явлений. Например, в стоковых течениях перед воздухозаборниками (ВЗ) реактивных самолетов при работе газотурбинных двигателей (ГТД) на земле возникают вихри ВЗ, интенсивность которых способна визуализировать их вихревую трубку посредством инверсии пара (рис. 2).

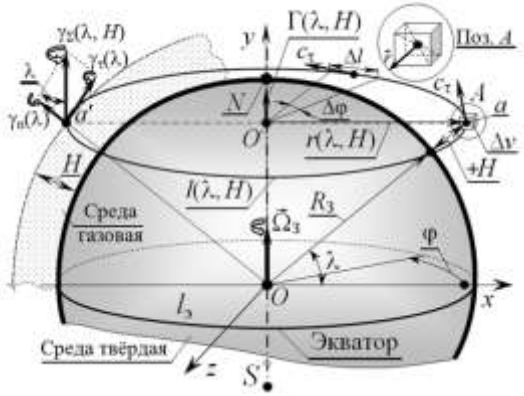


Рисунок 1 – Схема условий образования циркуляции относительно полярной оси NS Земли

Рисунок 2 – Вихрь воздухозаборника Boeing C-17A [4]

Таким образом, доказан факт наличия в средах Земли циркуляции её материальных частичек, определяемых суточным вращением нашей планеты вокруг полярной оси *NS* [1]. Следовательно, в поле стоковых течений, опирающихся на подстилающую поверхность, одним из источников образования стоковых вихрей является завихрённость сред Земли в поле её суточного вращения. При этом аккумулирующий эффект этой завихрённости усиливается подстилающей поверхностью (экраном), опирающейся на следствие теоремы Гельмгольца о замкнутости вихря на экран.

Кроме указанного источника предварительной завихрённости стоковой среды и сбора внешних вихрей, существует эффект вихреобразования, определяемый проявлением отклоняющего действия кориолисовой силы [5]. Под действием данной силы, тело, движущееся вдоль земной поверхности по любому направлению в Северном полушарии, будет отклоняться вправо от направления движения, а в Южном – влево. В нашем случае исследуемым телом является поток воздуха. Следовательно, в Северном полушарии вихрь будет закручиваться против часовой стрелки, а в Южном – наоборот.

Экспериментальное исследование кориолисова вихреобразования, на стандартных моделях воздухозаборников ВС сопряжено с рядом трудностей:

– интерференция ВЗ с подстилающей поверхностью, результатом которой является боковое вытеснение потока и его линий тока стенками воздухозаборника (рис. 3), что влияет на характер структуры вихревого течения у поверхности экрана;

– невозможность учета всех внешних факторов влияющих на процесс вихреобразования ВЗ.

Рисунок 3 – Вытеснение линий тока стенками ВЗ у экрана

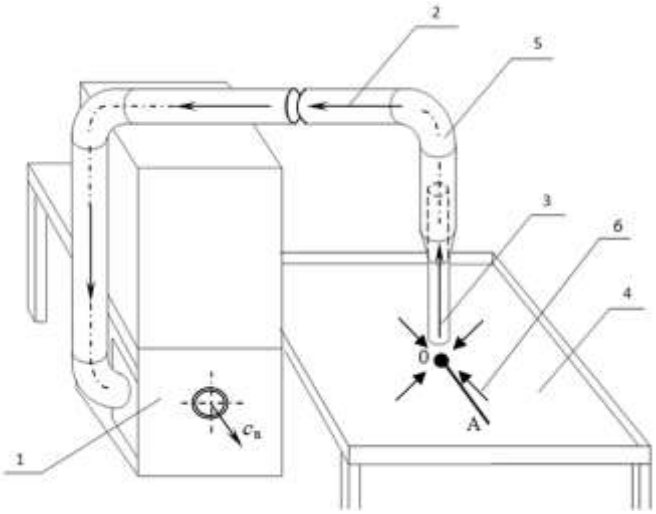


Рисунок 4 – Схема установки: 1 – всасывающий компрессор с электроприводом; 2 – воздуховод; 3 – воздухозаборник; 4 – экран; 5– поворотная часть; 6 – линия измерения тангенциальной скорости c_τ

Для решения первой проблемы при моделировании вихревых течений на экспериментальной установке (рис. 4) воздухозаборник 3 располагает относительно подстилающей поверхности не горизонтально (стандартное расположение ВЗ СУ на большинстве самолетов), а вертикально. Такое положение позволяет избавиться от интерференционного влияния стенок воздухозаборника на структуру течения воздуха под ним.

Для исключения большинства внешних воздействий на процесс экспериментального моделирования вихрей кориолисовой силы необходимо:

– расположить экспериментальную установку в помещении, изолированном от внешней окружающей среды;

– выбрать достаточно размер экрана на порядки превышающие диаметр ВЗ;

– обеспечить плавное обтекание торцов по краям экрана;

– исключить газодинамическое влияние компрессора и его выходящей струи на стоковое течение перед ВЗ.

Одной из основных характеристик исследуемого вихревого движения является распределение тангенциальной скорости c_τ по поверхности экрана. Математически данную характеристику можно рассчитать по формуле [1]:

$$c_\tau = \pm\frac{Q}{2\pi}\left(\frac{x_а - x_{ст}}{(x_а - x_{ст})^2 + (y_а - y_{ст})^2} + \frac{x_а - x_{ст}}{(x_а - x_{ст})^2 + (y_а + y_{ст})^2}\right), \qquad (2)$$

где Q – интенсивность стока (воздухозаборника); $x_а$, $y_а$ – координаты точки, в которой вычисляется тангенциальная скорость; $x_{ст}$, $y_{ст}$ – координаты стока.

Для исследования функции скорости в поле геометрических параметров стокового течения принимаем интенсивность стока (2) равной – 2π. Координата стока по оси абсцисс принимается равной нулю ($x_{ст}$ = 0), а по оси ординат – высоте ВЗ над экраном ($y_{ст}$ = H). Координаты рассматриваемой точки по оси абсцисс меняются с заданным интервалом, а по оси ординат всегда равны нулю ($y_а$ = 0), т. к. исследуется течение у поверхности экрана.

С учетом принятых условий графики тангенциальной скорости для различных высот ВЗ (значения высот берутся относительно диаметра ВЗ равного 0,05 м) будут выглядеть следующим образом (рис. 5).

Полученные результаты носят качественный характер, так как интенсивность стока принималась равной – 2π. Стоит задача: проверить сходимость теоретических расчетов с результатами эксперимента. Для этого необходимо выделить расположение стока в потоке под вертикально ориентированной моделью ВЗ.

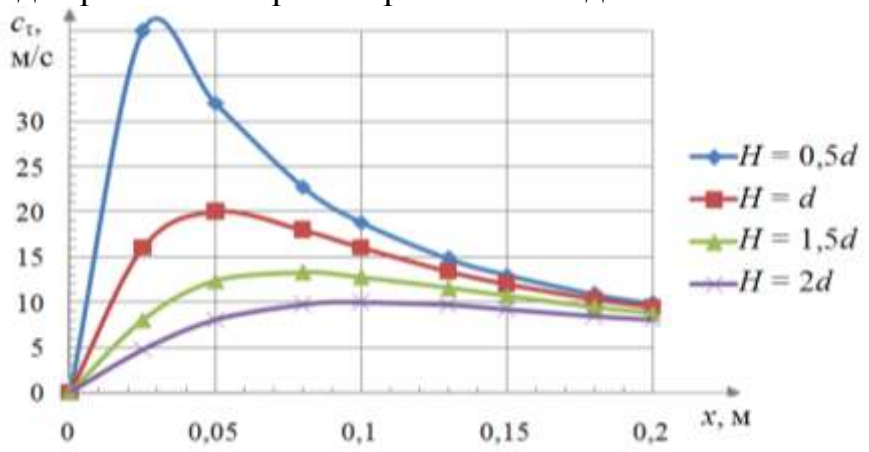


Рисунок 5 – Расчетные характеристики скорости c_τ. при Q = 2π

Очевидно, что в поле семеричного стокового течения максимум тангенциальной скорости $c_{\tau\ max}$ приходится на пересечение проекции боковой стенки модели ВЗ с подстилающей поверхностью. Следовательно, экспериментальные точки должны выбираться вне от указанного пересечения подстилающей поверхности с боковой линией модели ВЗ.

Экспериментальный замер скорости c_τ в исследуемых точках производился по линии ОА (рис. 4) с помощью анемометра. Результаты эксперимента оформлялись протоколом в виде таблицы 1.

Таблица 1 – Результаты измерений при числе $Re_{ВЗ}$ = 56291,4

	$H = 0{,}5d$	$H = d$	$H = 1{,}5d$	$H = 2d$
L, м	c_τ, м/с	c_τ, м/с	c_τ, м/с	c_τ, м/с
0	0	0	0	0
0,025	17	4,5	1,8	0,8
0,05	13,4	5,3	2,1	0,9
0,08	8,4	4,4	2,2	1
0,1	5,8	2,6	1,6	1,1
0,13	2,2	1,4	1,2	0,8
0,15	1,3	1,1	0,9	0,6
0,18	0,8	0,8	0,7	-
0,2	0,6	0,6	0,6	-

Стоит задача расчета зависимости тангенциальной скорости $c_\tau = f(x_a$, при $y_a = 0)$ для интенсивности стока, эквивалентной скорости $c_{\tau\ max}$. Для этого по величине скорости $c_{\tau\ max}$ находим интенсивность эквивалентного стока $Q_{экв}$, генерирующего в точке x максимальную тангенциальную скорость $c_{\tau\,max}$

$$c_{\tau\,max} = \frac{Q_{экв}}{2\pi r}, \text{отсюда } Q_{экв} = c_{\tau\,max} 2\pi r, \qquad (3)$$

где: r – радиус-вектор от исследуемой точки до точки мнимого стока.

По данным табл. 1 находим максимальные тангенциальные скорости $c_{\tau\ max}$ для каждой высоты, и, подставив их в уравнение (3), находим интенсивности эквивалентного стока для четырех высот H расположения ВЗ над экраном. Результаты сводим в табл. 2.

Таблица 2 – Результаты расчета

	$H = 0{,}5d$	$H = 1d$	$H = 1{,}5d$	$H = 2d$
$c_{\tau\,max}$, м/с	17	5,3	2,2	1,1
Q	2,67	1,66	1,105	0,69

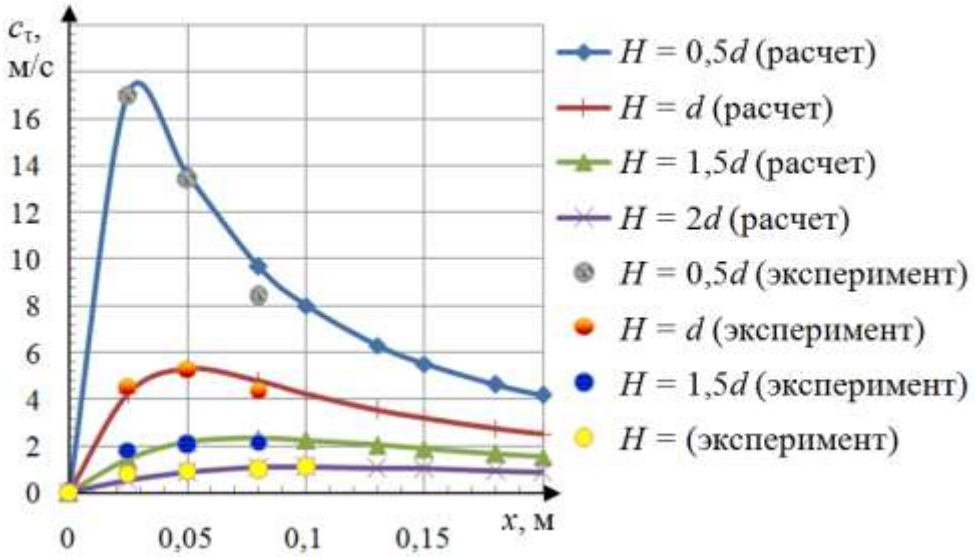


Рисунок 6 – Расчетные характеристики тангенциальной скорости при вычисленных значениях Q

Полученные реальные значения интенсивности стока позволяют построить графики распределения тангенциальных скоростей на поверхности экрана под ВЗ при заданных высотах H.

Сопоставим результаты расчета скорости стокового потока по формуле Био-Савара с результатами эксперимента (рис. 6). Находим, что сходимость полученных результатов эксперимента сочетается с расчетными данными, представленными на рисунке 6. Наибольшая сходимость наблюдается в районе точек с $c_{\tau\ max}$ и в правой окрестности при незначительном удалении исследуемой точки от модели ВЗ.

Таким образом, предлагаемая методика экспериментального исследования стокового течения под ВЗ, вертикально ориентированным над подстилающей поверхностью, позволяет получать результаты тангенциальной скорости стокового потока у подстилающей поверхности, с численным экспериментом, полученным по формуле стока с оценкой его интенсивности по величине максимума тангенциальной скорости $c_{\tau\ max}$.

ЛИТЕРАТУРА

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. Picture of the Boeing C-17A Globemaster III aircraft [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.airliners.net/photo/USA-Air/Boeing-C-17A-Globemaster (дата обращения 12.03.2016).
5. Тарг С. М. Краткий курс теоретической механики: учеб.для вузов 10-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1986. – 416 с.

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК, ОСОБЕННОСТИ КОСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ В АГРЕГАТАХ ПЛАНЕРА СОВРЕМЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Нацубидзе А. С.[1] , Нацубидзе С. А.[2]
[1]nacubidze07@rambler.ru, [2]nacubidze24@mail.ru

[1]Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

[2]ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»
(г. Воронеж)

В конструкции современных воздушных судов (ВС) нашли широкое применение многослойные изделия с тем или иным заполнителем в виде сотовых конструкций. Данные конструкции, особенно с сотовыми заполнителями, широко применяются в ВС различных классов, назначений и конструктивных схем. Площадь поверхности таких конструкций в планере ВС достаточно велика, а относительная масса конструкций с сотовыми заполнителями составляет значительную долю его массы.

Исследуемые агрегаты широко применяются в качестве силовых элементов крыла и фюзеляжа (обшивка, лонжероны, шпангоуты, нервюры, стенки).

Они воспринимают сложные нагрузки. Например: закрылки, элероны, щитки и обтекатели воспринимают – местные, а каналы воздухозаборника − поперечные распределенные нагрузки.

Известны трехслойные конструкции, состоящие (рис. 1), из двух несущих слоев − панелей и расположенного между ними заполнителя, а также элементов каркаса (окантовок, накладок и др.).

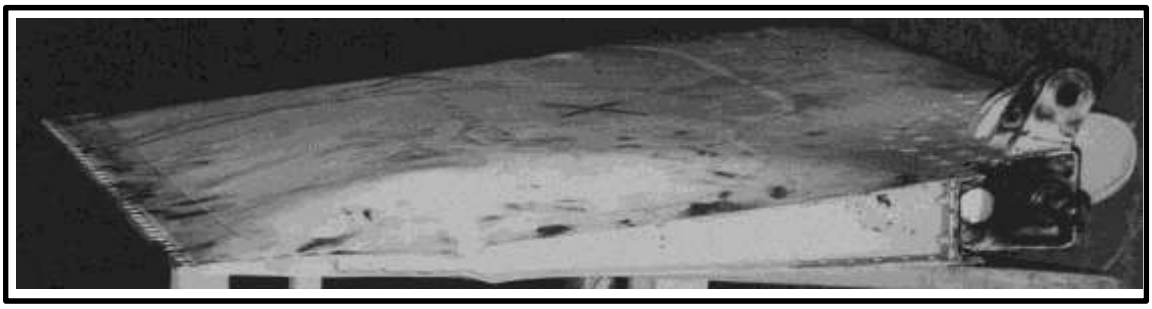


Рисунок 1 – Конструкция закрылка (элерона) ВС с сотовым заполнителем

Несущие слои воспринимают сложные и продольные нагрузки (растяжение, сжатие, сдвиг) в своей плоскости и поперечные – изгибающие моменты. Заполнитель, воспринимая поперечные силы при изгибе трехслойной конструкции, обеспечивает совместную работу и устойчивость агрегата.

Элементы каркаса обеспечивают местную жесткость всей конструкции при действии сосредоточенных усилий, а в местах их крепления повышают сопротивление усталости. В конструкциях с заполнителями соединение несущих слоев с заполнителями и элементами каркаса агрегатов производится разнообразными технологическими процессами: склеиванием, клепкой, пайкой и сваркой.

Заполнители имеют разнообразные конструктивные формы и структуры: сотовой ячеистой, гофровой, стеночной и др. Наибольший интерес для эксплуатации ВС представляют сотовые ячеистые заполнители. Их изготавливают из определенной ширины полос металлической фольги, соединенных в определенных местах, как правило, склеиванием таким образом, что, после фрезерования блока, при двуосном растяжении в поперечном направлении они образуют ячеистые шестигранные структуры, напоминающие пчелиные соты. Фольга изготавливается из современных конструкционных авиационных материалов:

− алюминиевых сплавов отечественного производства: А5Т, Амг2-Н, М-40, САП и иностранного производства: 3003-Н-19, 5052-Н39, 5056-Н39, 2024-Т4 и др.;

− титановых сплавов отечественного производства: ОТ4, ВТ1-10, ВТ6-4, ВТ15, ВТ16 и иностранных: Ti-3Al-2,5V, Ti-75Al-2 и др.

− сталей и сплавов различных марок отечественного производства: СН-3, ЭП-35, ВНС-17, ВНС-55, 12Х18Н10Т, ЭП-99, и иностранных: 17-17 PHA, PH-15-7, AM-350A, 321A-2 и др;

Механические характеристики материалов приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Механические характеристики материалов фольги

Марка материала	$\sigma_{В, МПа}$	$E*10^{-2}$, МПа	ε,%	$\rho_м$, кг/м^3	Толщина фольги, мм
А5Т		710	4-6	2700	0,03-0,08
Амг2-Н	120	690	3-8	2680	0,03-0,06
3003-Н19	260-300	714	7	2740	0,018-0,1
5052-Н-39-	175-210	710	7	2760	0,018-0,10,03
5056-Н39	270-300	700	3	2760	0,02-0,08
Э1135	386-450	1900	9-12	7690	0,03-0,1
12Х18Н10Т	< 1200	1880	2010	7900	0,03-0,08
ВНС-55	< 600	1960	10	7700	0,05-0,08
ВТ6-4	> 1000	1050	8	4500	0,05-0,01
ВТ15		1100	6	4550	0,05-0,1
Ti-3Al-2,5V		1080	10	4500	0,04-0,1
17-7РНА		2100	3		

Несущие слои (панели) сотовых конструкций часто изготавливают и из неметаллических материалов:

− стеклопластиков (КАСТ-В, КАСТ-АН-3, СТП-6);

− органопластиков (полимерные композиционные материалы, армированные органическими волокнами);

− слоистых металлополимерных материалов;

− композиционных на основе высокопрочных и высокомодульных элементов армирования с различными матрицами (связующими).

Все рассматриваемые материалы обладают разнообразной адгезионной способностью, что сказывается на нестабильности прочностных характеристиках клеевых швов всех элементов сотовых конструкций. При этом основными прочностными характеристиками клеевого соединения являются:

– прочность при сдвиге;

– прочность при равномерном отрыве;

– прочность при неравномерном отрыве;

– модуль сдвига.

Однако клеевые соединения должны выдерживать определенные стабильные эксплуатационные требования:

– не вызывать коррозию металла в течение полного срока эксплуатации сотовых конструкций;

– обеспечивать герметичность конструкции, не быть гигроскопичным.

В настоящее время существует много марок клеев для склеивания конструкций несущих слоев с заполнителями. Основные прочностные и технологические характеристики клеев приведены в табл. 2.

Таблица 2 − Характеристики клеев

Марка клея	Состояние клея	Прочность на сдвиг, $\tau_{сд}$, МПа	Прочность на отрыв, $\sigma_{отр}$,МПа	Модуль сдвига, $G_{кл,}$ МПа	Плотность, $р_{м,}$ МПа
1	2	3	4	5	6
БФ-2	Жидкое	22	35	-	-
ВК-32-200	Жидкое	17	17	25	930
ВК-3	Жидкое	19	17	-	950
ВК-24	Пленка	18	30	30…46	-
Вк-25	Пленка	25	-	-	-
ВК-31	Пленка	35	45	38…62	1250
ВК-36	Пленка	37	45	31…67	1270

В сотовых конструкциях ВС применяется наиболее известный в авиастроении клей марки ВК-32-200, поведение которого в эксплуатации имеет достаточно важное значение. Остальные марки клеев обладают рядом существенных недостатков, в частности, наличием термодеструкции, незначительной вибростойкости, плохим прилипанием адгезитов к металлу и некоторыми другими отрицательными свойствами.

Сотовые конструкции в настоящее время устанавливаются как на зарубежных ВС типа А-310, А-320, так и на отечественных типа Ту 204, Ту-214, МС-21. Анализ показал, что в процессе эксплуатации АТ под воздействием нагрузок и окружающей среды в сотовых конструкциях возникают дефекты, снижающие надежность и эксплуатационные характеристики АТ (рис. 2). Наиболее характерными дефектами являются (рис. 3) трещины и различного рода отслоения по клеевым швам, которые могут быть вызваны агрессивным воздействием влаги, оказавшейся во внутренних полостях сотовых конструкциях.

Количество таких дефектов может достигать объемов, при которых ухудшаются летные характеристики ВС и не гарантируется безопасность полетов. Накапливающаяся влага в сотовых панелях образует достаточно большие объемы воды, которые способствуют увеличению веса и смещению центра тяжести ВС.

Необходимо отметить, что клеевые соединения в сотовых конструкциях ВС работают в тяжелых условиях. Так, температура обшивки ВС может находиться в пределах от (-55) до (+ 240)°С. В этом случае при проникании воды в сотовый блок клеевые соединения должны работать, с одной стороны, в перегретых парах воды, с другой − в условиях наличия льда.

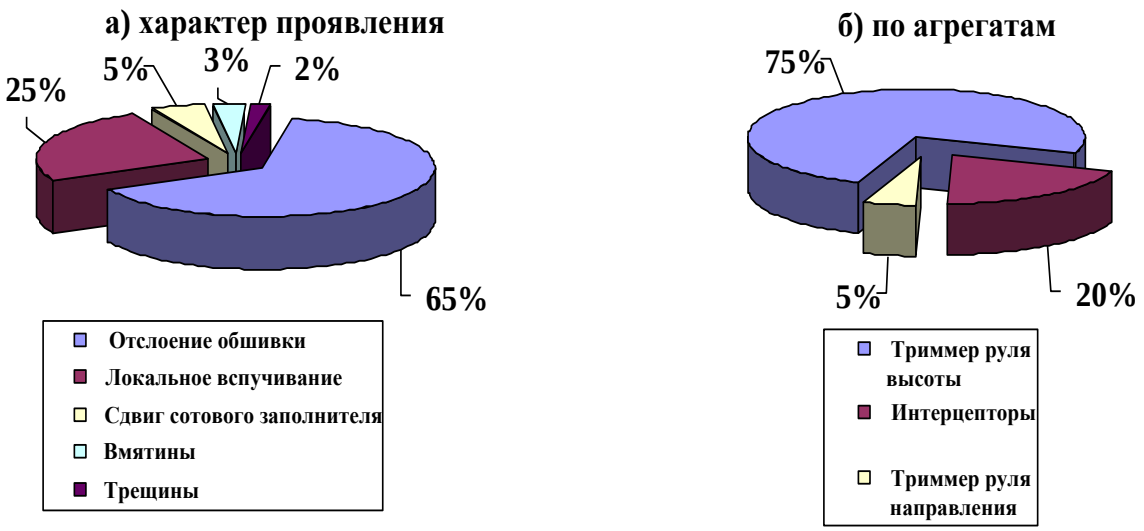
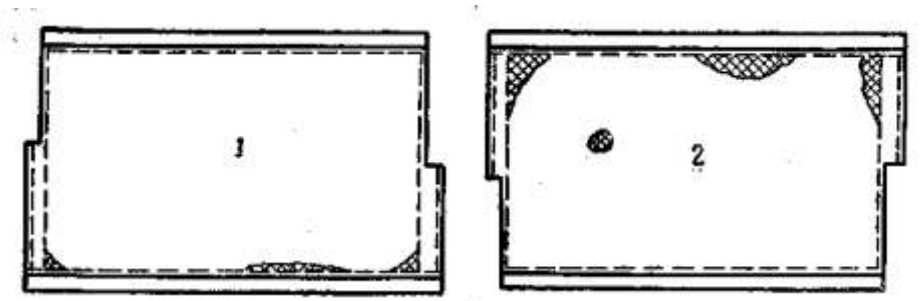


Рисунок 2 – Характерные эксплуатационные повреждения сотовых конструкций

Рисунок 3 –Эксплуатационная повреждаемость сотовых агрегатов.

Есть примеры исследования ВС с разрушенным закрылком, температура поверхности которого составляла 120 С. Он разрушился после 14 месяцев эксплуатации или 78 часов налета. При осмотре закрылка на земле было обнаружено, что на той части, которая прилегает к задней кромке, клей ВК-32-200 отслоился от обшивки. Исследования технического состояния данного агрегата показали, что вблизи задней кромки внутри закрылка имелись следы воды и продукты коррозии материала сотовых ячеек. В клеевых соединениях закрылка с помощью прибора ИАД-2 были обнаружены обширные нарушения соединений у задней его кромки (рис. 4).



1 – верхняя обшивка 2 – нижняя обшивка

Рисунок 4 – Схема расположения адгезии клеевой массы с поверхностью сотовых конструкций на закрылке

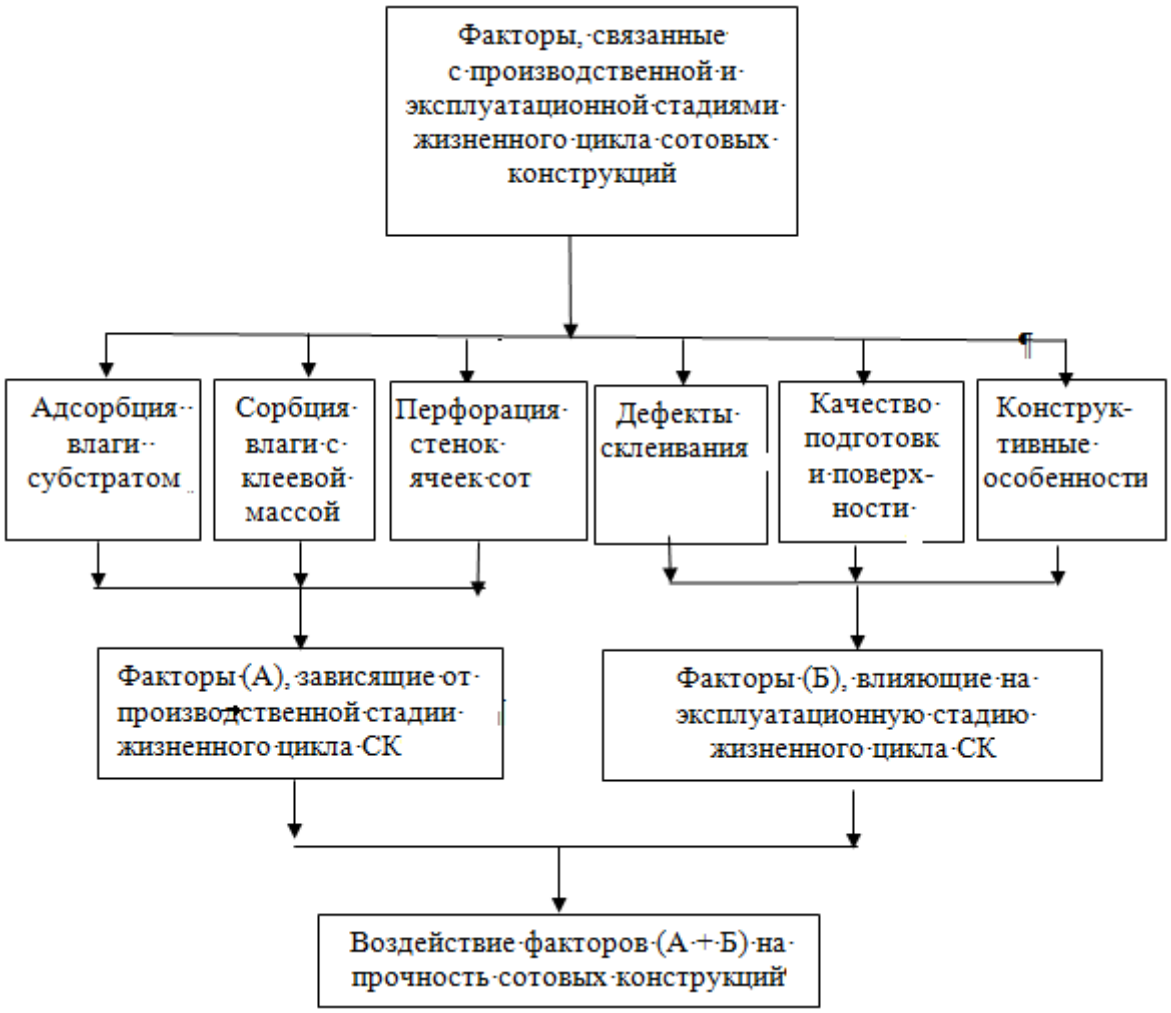


Рисунок 5 – Перечень факторов, связанных с производственной и эксплуатационной стадиями жизненного цикла сотовых конструкций

Оказалось, что суммарная площадь нарушений верхней обшивки составляет 1,46%, а нижней – 2,56% от площади сотового агрегата. Однако не совсем очевидно, что эти нарушения появились в процессе штатных условий эксплуатации закрылка. Исследования показали,

что обнаруженный дефект мог быть связан с разнообразными воздействиями, например, не эксплуатационного характера, а условиями производства сотовых конструкций, окружающей средой и условиями не штатной эксплуатации АТ. Возникает вопрос о времени, причине и природе появления и развития трещин в клеевом массиве и отслоении (отрыве) обшивки от него. В связи с этим, наиболее интересными из всех стадий жизненного цикла закрылка являются стадии его производства и экстремальной эксплуатации.

В результате анализа особенностей производства сотовых конструкций, времени и причин появления влаги в агрегатах, схожих по условиям производства и эксплуатации с ячейками сотовых конструкций АТ, можно выделить ряд существенных факторов, влияющих на появление в них влаги во многих аналогичных конструкциях, которые имеют место на стадиях жизненного цикла ВС (рис. 5).

ЛИТЕРАТУРА

1 Володко А. М. Эксплуатация самолётов и вертолётов в усложненных природных условиях / А. М. Володко– М.: Транспорт, 1981.
2 Восстановление боевой авиационной техники / В. Г. Кривуля [и др.]; под ред. В. Г. Кривули. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1989.
3 Неразрушающий контроль и диагностика. Справочник / под ред. член-корр. РАН проф. В. В. Клюева. Второе издание. − М.: Машиностроение, 2003. − 656 с.

МЕХАНИЗАЦИЯ АДАПТИВНОГО КРЫЛА НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ БУДУЩЕГО ПОКОЛЕНИЯ

Носаев А. В.[1], Пручкин В. А.
[1]*anton_nosaev@mail.ru*

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

Адаптивное управляемое крыло – крыло самолёта, профиль которого принимает форму, близкую к оптимальной на каждом заданном режиме полёта. Конструкция такого крыла позволяет плавно (за счёт гибкой обшивки) отклонять носовую и хвостовую часть крыла, изменяя таким образом кривизну вдоль размаха в зависимости от высоты, скорости полёта и перегрузки. Адаптивное управляемое крыло позволит сделать полёты более безопасными и позволит увеличить функциональность самолёта.

Адаптивное управляемое крыло – крыло самолёта, профиль которого принимает форму, близкую к оптимальной на каждом заданном режиме полёта. Конструкция такого крыла позволяет плавно (за счёт гибкой обшивки) отклонять носовую и хвостовую часть крыла, изменяя таким образом кривизну вдоль размаха в зависимости от высоты, скорости полёта и перегрузки. Адаптивное крыло предназначается в основном для многоцелевых и высокоманёвренных самолётов. Управление элементами крыла осуществляется высокоавтоматизированной электродистанционной вариативной системой.

Разновидностью повышения аэродинамического качества крыла является также система адаптивной «щелевой» механизации крыла. Она обеспечивает плавное (в пределах необходимой точности, может быть и ступенчатым) изменение углов установки носков и закрылков в зависимости от угла атаки и числа Маха. Однако эта система допускает разрывное изменение аэродинамических производных во всём диапазоне параметров, в отличие от адаптивного крыла. Ведутся работы и по реализации безотрывного обтекания поверхностей механизации путём изменения кривизны элементов щелевой механизации. Адаптивная механизация крыла, благодаря упрощённой кинематике выдвижения закрылков, привлекательна тем, что позволяет отказаться от применения сложных по конфигурации и увеличивающих вес крыла направляемых рельсов, кроме того, позволяет уменьшить потери несущих свойств на балансировку.

НАЗНАЧЕНИЕ

Эффективный полёт в атмосфере требует разной аэродинамики от аппарата в зависимости от скорости полёта, режима полёта. При относительно нешироком диапазоне скоростей полёта можно отыскать какую-то одну форму, которая будет приемлемой «в среднем» на нужных режимах полёта. Да и то уже при пересечении границы скорости звука потребовались весьма серьёзные научно-технические ухищрения, чтобы найти подходящую «статическую» схему, пригодную для хорошего дозвукового полёта и для удовлетворительного сверхзвукового. Хороший пример: современные сверхзвуковые истребители. Показательно, что в случае с этими истребителями определяющую роль в расширении допустимых «режимов эксплуатации» всё равно играет механизация крыла и прочие, – по сути, «адаптивные» – механизмы, изменяющие аэродинамические характеристики в процессе полёта. Одна из хитростей тут в том, что, например, гиперзвуковой аппарат с воздушно-реактивным двигателем должен иметь аэродинамическую схему, где все элементы плотно интегрированы с двигателем (тому есть множество причин).

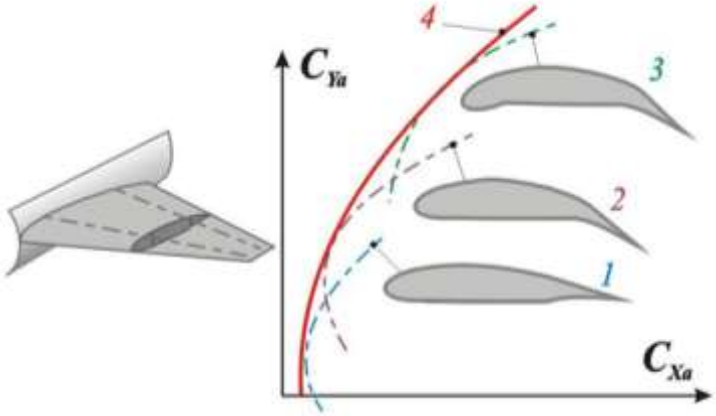


Рисунок 1 – Поляра крыла с адаптивной механизацией

С другой стороны, гиперзвуковой воздушно-реактивный двигатель не сможет работать при небольших скоростях полёта. Если, конечно, воздухозаборник этого двигателя не подвергнется «трансформации», а сам двигатель одновременно не получит работающий компрессор. Понятно, что плотно интегрированный с таким двигателем планер должен будет и сам существенно измениться – адаптироваться к новому режиму полёта. Никаким примитивным «выпуском закрылков» и перемещением консолей крыла необходимой адаптации не добиться [1].

Классический подход к проектированию новых летательных аппаратов позволяет в настоящее время лишь незначительно (не более, чем на 1–2%) повысить аэродинамическое качество и улучшить взлётно-посадочные характеристики. Механизация крыла в виде простых отклоняемых носков и хвостиков профиля или изменения стреловидности не позволяет достичь высоких значений максимального коэффициента подъёмной силы при меняющихся режимах работы.

Поэтому в последние годы в связи с развитием технической базы и появлением новых авиационных материалов всё большее внимание обращается на возможность улучшения аэродинамических характеристик самолёта за счёт изменения геометрии крыла в зависимости от режима полёта – применения адаптивного крыла. Адаптация несущей системы самолёта может осуществляться за счёт изменения размаха и стреловидности крыла, а также формы, кривизны и толщины профиля. Предполагается использовать эластичную внешнюю обшивку, а силовые каркасы внутри этой обшивки будут приспособлены для плавного изменения собственной геометрии (изменения будут сложными и в широком диапазоне, но развитие компьютерной техники и математики позволяет конструкцию посчитать уже сейчас).

Важным отличительным свойством такого крыла является сохранение гладкости его профилей при деформации срединной поверхности.

Уменьшение сопротивления может быть достигнуто по двум направлениям. Во-первых, за счёт оптимального изменения в зависимости от режима полёта деформации срединной поверхности. Это позволяет на крейсерских режимах делать крыло практически плоским, что уменьшает сопротивление при нулевой подъёмной силе, а при манёвре – оптимально деформированным с распределением циркуляции по размаху крыла близким к эллиптическому, что уменьшает индуктивное сопротивление. Во-вторых, на больших углах атаки в местах излома верхней поверхности крыла при отклонении обычной механизации возникает местный отрыв потока. Применение на адаптивном крыле носков с большой относительной хордой и гибкой обивкой позволяют решить эту проблему.

Отклонение подвижных элементов с сохранением плавности его обводов по некоторому закону, подобранному на основании экспериментальных и расчётных исследований, позволяет перераспределить давление на поверхности крыла таким образом, чтобы предотвратить срыв потока или существенно ослабить его развитие на выбранном режиме полёта. В результате граница возникновения тряски и бафтинга смещается на большие углы атаки, повышается эффективность поворотных поверхностей, работающих в режиме органов управления. Во время маневра, за счёт предотвращения отрыва потока, адаптивное крыло даёт ощутимый выигрыш аэродинамического качества.

Если изменение формы адаптивного крыла подчинить условиям, при выполнении которых критическая точка в каждом сечении крыла смещается в носок профиля, а распределение циркуляции скорости по размаху становится эллиптическим, то при выбранном значении коэффициента подъёмной силы обеспечивается минимум коэффициент сопротивления. В первом случае снижаются пики разрежения в окрестности передней кромки, которые на обычном крыле приводят по достижении некоторого угла атаки к отрыву потока и потерям подсасывающей силы, то есть к увеличению сопротивления. При выполнении второго условия минимизируется индуктивное сопротивление.

Отклонение элементов адаптивного крыла, осуществляемое так, чтобы центр давления действующих на самолёт аэродинамических сил не менял своего положения, даёт возможность осуществить непосредственное управление аэродинамической подъёмной силой.

Современная технологическая база и развитие авиационных материалов позволяют обеспечить создание исполнительных механизмов системы управления обтеканием несущей системы без использования ресурсов маршевой силовой установки, на основе автономных источников сжатого воздуха. Конструктивно-технологической основой систем

струйного управления могут являться активные газодинамические исполнительные механизмы, функционирующие по принципу параллельной инжекции с использованием газовых динамических поршней [2].

УПРАВЛЕНИЯ ОБТЕКАНИЕМ

Одним из направлением повышения аэродинамического качества на крейсерском режиме полёта и улучшения взлётно-посадочных характеристик самолёта является активное управление обтеканием несущих и управляющих аэродинамических поверхностей с помощью энергетических способов: управление пограничным слоем, выдув струй на элементы крыла и взлётно-посадочную механизацию, реактивный и струйный закрылок. Управление пограничным слоем путём его отсасывания с поверхности крыла, оперения и мотогондол является эффективным способом уменьшения сопротивления трения (искусственной ламинаризацией обтекания). Кроме того, сдув пограничного слоя может обеспечить безотрывное обтекание крыла при больших углах атаки и больших углах отклонения элементов механизации крыла и тем самым повысить максимальный коэффициент подъёмной силы и критический угол атаки [2].

ПРИМЕРЫ РЕАЛИЗАЦИИ

Экспериментальный X-53 (F/A-18) с аэроупругим адаптивным крылом. На Су-33КУБ применено частично адаптивное крыло с гибким носком.

Разработка адаптивного крыла, способного изменять в полёте кривизну с сохранением плавных обводов, была начата в США в 1979 году по программе AFTI (Advanced Fighter Texnology Integration), осуществляемой NASA и ВВС США. Впервые такое крыло было установлено в 1980-е годы на экспериментальном самолете F-111 (рис.2).

Рисунок 2 – F-111

Изменение кривизны крыла в полёте осуществлялась в зависимости от высоты полёта, числа Маха, угла стреловидности и потребной подъёмной силы. Целью являлось обеспечение наименьшего коэффициента лобового сопротивления при каждом значении коэффициента подъёмной силы. Передняя и хвостовая части крыла с гибкой обшивкой позволили плавно менять кривизну крыла, так что полярой оказывалась огибающая поляр, соответствующих различным конфигурациям крыла. Тогда это потребовало огромных капитальных затрат и сложнейших конструктивных решений. В настоящее время, в связи с появлением эластичных композиционных материалов, ситуация упростилась.

Позднее, начиная с 1987 года, аналогичными исследованиями занимались и в Airbus Industrie при разработке крыла с управляемой кривизной для самолётов A330 и A340. Предполагалось, что управление кривизной крыла за счёт автоматического изменения углов отклонения двух пар закрылков и элеронов на каждом полукрыле должна обеспечивать оптимальную кривизну профиля для каждого режима полёта, в результате чего должно достигаться существенное улучшение аэродинамического качества на крейсерском режиме при увеличенном значении подъёмной силы. Испытания моделей крыла в аэродинамической трубе показали, что аэродинамическое качество крыла с управляемой кривизной лишь на ~1,5% выше, чем обычного. Поэтому исследователи пришли к выводу, что дополнительная механизация и сложность системы управления кривизной, а также возрастание массы конструкции не оправдывают небольшого улучшения топливной эффективности самолёта.

Тем не менее, в 2008—2012 годах продолжались исследования по проекту SADE (SmArt High Lift Devices for Next Generation Wing) 7-й Европейской рамочной программы. Задача проекта состояла в исследовании адаптивной бесщелевой передней кромки, адаптивной плавно-отклоняемой задней кромки для увеличения аэродинамического качества крыла самолёта следующего поколения при существенном уменьшении веса конструкции, снижении шума на взлётно-посадочных режимах и повышении топливной экономичности.

На новейшей модификации самолёта Boeing 787 Dreamliner применено изменение кривизны задней части профиля крыла на режимах взлёта и посадки. В этом случае при выпуске закрылков отклоняются и их крыши, что позволит не только повысить эффективность закрылков, но и несущую способность основной части крыла вследствие увеличения кривизны её профиля.

В США ведутся работы по созданию адаптивного крыла компанией FlexSys Inc., Исследовательской лабораторией ВВС США (англ.)русск.

По программе активного аэроупругого крыла Boeing X-53 Active Aeroelastic Wing.

В России примеры применения адаптивной взлётно-посадочной механизации на крыле пассажирского самолёта неизвестны, исследования по оценке её эффективности начаты в ЦАГИ более 20 лет назад. На разработанном для семейства Су-27 (в частности Су-33КУБ) адаптивном крыле были подробно изучены оптимальные формы деформации срединной поверхности [2].

ЛИТЕРАТУРА

1. Летательные аппараты будущего: адаптивные системы [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: https: //dxdt.ru /2007/11/21/816/ (дата обращения 15.03.2016). – Загл. с экрана

ПРИБОР КОНТРОЛЯ МОМЕНТА ЗАКРЫТИЯ И ОТКРЫТИЯ КЛАПАНА ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117 НА ВЕРТОЛЕТЕ Ми-8МТВ

Кузнецов С. Н.[1], Барчуков А. В.[2]
[1]sergei20320@mail.ru, [2]irina.barchukova@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В процессе технического обслуживания вертолёта Ми-8МТВ требуется выполнять работы по контролю момента закрытия и открытия клапана перепуска воздуха двигателя ТВ3-117. В настоящее время данный контроль осуществляется косвенными способами: при первом способе замер производится по падению (повышению) температуры газов за турбиной, данный способ имеет большую погрешность, второй способ, при котором замер производится по выходу струи воздуха из отводящего патрубка. Однако, в настоящее время приспособления, позволяющего с точностью проводить данную операцию, не существует.

В процессе технического обслуживания вертолёта Ми-8 МТВ требуется выполнять работы по контролю момента закрытия и открытия клапана перепуска воздуха двигателя ТВ3-117. В настоящее время данный контроль осуществляется косвенными способами: при первом способе замер производится по падению (повышению) температуры газов за турбиной, данный способ имеет большую погрешность, второй способ, при котором замер производится по выходу струи воздуха из отводящего патрубка. Однако в настоящее время приспособления, позволяющего

с точностью проводить данную операцию, не существует. В статье предлагается разработанный прибор контроля.

Регулирование осевого компрессора применяется для обеспечения его устойчивой работы и высоких значений КПД на всех режимах работы двигателя.

Основными способами регулирования являются:

– перепуск части воздуха из средних ступеней в атмосферу или в затурбинное пространство двигателя;

– поворот лопаток направляющих аппаратов одной или нескольких первых, а иногда и последних ступеней;

– выполнение компрессора по двухкаскадной или трехкаскадной схеме.

Основными способами регулирования двигателя ТВ3-117 являются: поворот лопаток входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых четырех ступеней компрессора, а также перепуск части воздуха двумя управляемыми клапанами перепуска воздуха (КПВ) из-за седьмой ступени компрессора (2).

В настоящее время контроль открытия и закрытие клапанов на двигателе в процессе его опробования осуществляется по технологической карте на основании увеличения или уменьшения температуры газов в пределах 20…50 градусов, или по выходу струи газов из отводящего патрубка КПВ (1,3).

Первый способ имеет большую погрешность, так как стрелки прибора 2УТ-6К (указатель температуры газов) не фиксируются в одном положении из-за непостоянности значения температуры.

Наиболее точным является второй способ, при котором замер производится по выходу струи воздуха из отводящего патрубка, но в настоящее время приспособления, позволяющего с точностью проводить данную операцию, не существует, также необходимо отметить, что выполнение данной операции приводит к нарушению мер безопасности при выполнении операции контроля.

Отсутствие визуальной системы контроля работы клапана, способствующее устранить указанные выше недостатки, явилось основой для создания прибора контроля, позволяющего производить точные измерения момента открытия и закрытия клапана перепуска воздуха двигателя ТВ3-117 вертолёта Ми-8МТВ.

Разработанный прибор контроля (рис. 1) состоит из первичного преобразователя (1), канала связи (3) и вторичного прибора (3).

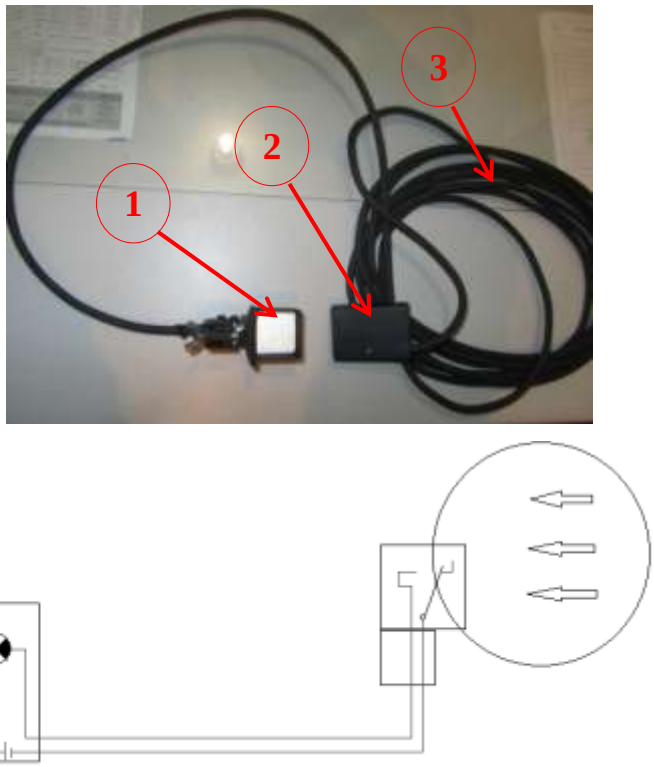


Рисунок 1 – Прибор контроля работы КПВ: 1 – первичный преобразователь; 2 – вторичный прибор; 3 – канал связи

Первичный преобразователь (рис. 2) выполнен из металлического квадратного профиля с целью защиты от механического повреждения. Неотъемлемой частью преобразователя является чувствительный элемент заслонка (4), непосредственно воспринимающий контролируемый параметр (выход струи воздуха из отводящего патрубка) и преобразующий его, через концевой выключатель (8), в первичный сигнал.

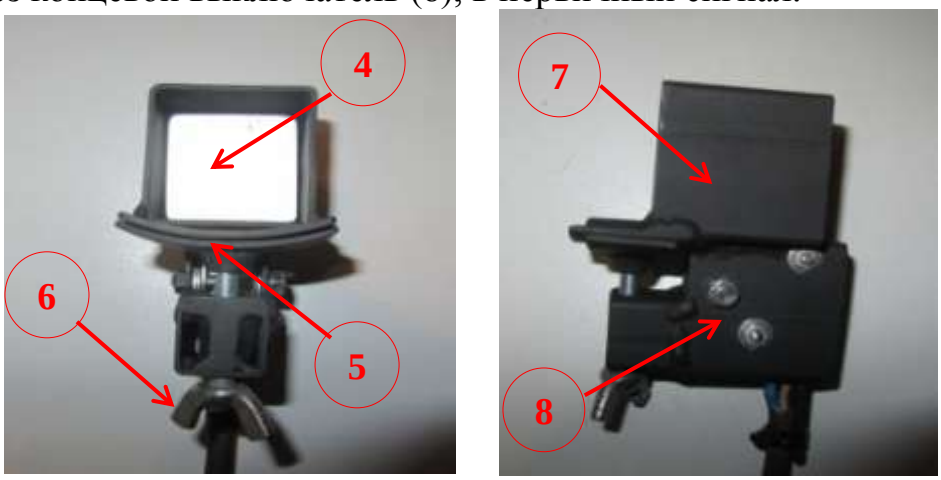


Рисунок 2 – Первичный преобразователь: 4 – заслонка; 5 – крепление к воздуховоду; 6 – фиксирующий болт; 7 – корпус заслонки; 8 – концевой выключатель

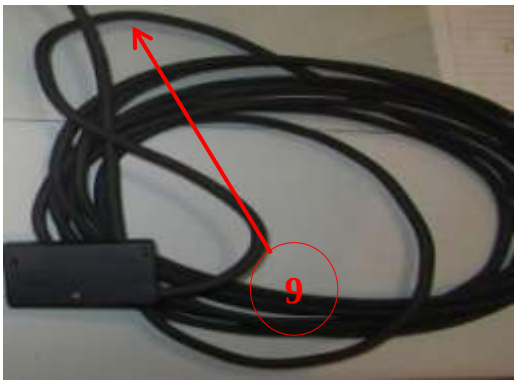


Рисунок 3 – Канал связи.

Материал основных деталей прибора – сталь, заслонка – дуралюмин. Для удобства применения на корпусе прибора предусмотрено крепление (5), имеющее изгиб, соответствующий диаметру отводящего патрубка.

Канал связи (рис. 3), представляет собой электрический кабель (9), предназначенный для передачи сигнала от первичного преобразователя (1) к вторичному прибору (2).

Вторичный прибор (3) – устройство (рис. 4), воспринимает сигнал от первичного преобразователя (1) и преобразует его в форму светового сигнала. Устройство представляет собой пластиковый корпус прямоугольной формы, в котором располагаются электрические элементы питания – две батарейки, напряжением 1.5 V каждая и светодиодная лампочка (9), питанием 3V, которая сигнализирует об открытии (закрытии) клапана перепуска воздуха.

Прибор контроля (рис. 5) устанавливается на отводящий патрубок (13) при помощи крепления (2) и фиксируется болтом (3). Заслонка (1) находится в закрытом исходном положении.

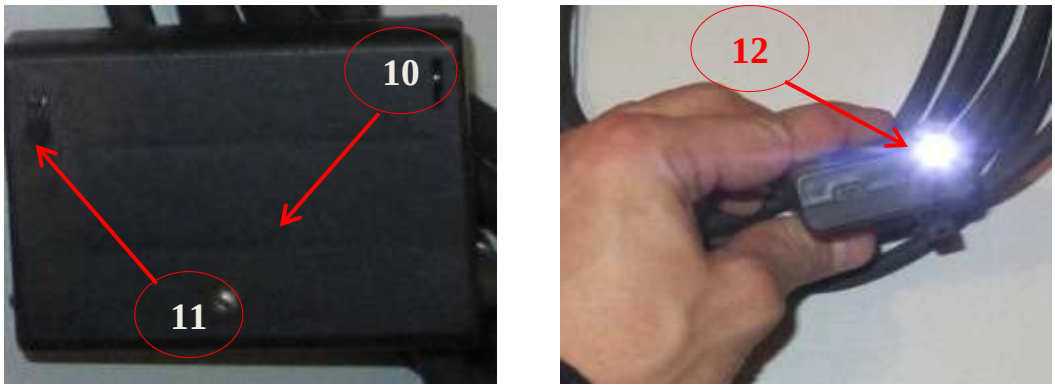


Рисунок 4 – Вторичный прибор: 10 – корпус вторичного прибора; 11 – кнопка «вкл/выкл»; 12 – светодиодная лампа

Рисунок 5 – Крепление прибора на отводящем патрубке: 13 – отводящий патрубок

Рисунок 6 – Крепление прибора внутри кабины.

Электрический кабель (9) прокладывается через открывающийся блистер вертолёта в кабину экипажа. Корпус вторичного прибора (10) крепится на приборной панели левого лётчика (рис. 6) так, чтобы бортовой техник мог визуально контролировать срабатывание светодиодной лампы (12). При этом кнопка (11) устанавливается в положение «вкл».

После запуска двигателя автоматика подаёт сигнал на открытие КПВ. Поток воздуха, проходящий через отводящий патрубок (13) оказывает давление на заслонку (4), которая изменяет своё положение и воздействует на концевой микровыключатель (8), в кабине экипажа загорается светодиодная лампочка (12), которая сигнализирует об открытии клапана перепуска воздуха. При достижении частоты вращения компрессора 84 – 87%, КПВ закрываются и заслонка

(4)возвращается в исходное положение. Светодиодная лампочка (12) гаснет, сигнализируя о закрытии КПВ. При достижении частоты вращения компрессора 82% КПВ открываются, о чём сигнализирует светодиодная лампочка (12).

Предложенный прибор может использоваться в процессе опробования двигателя при контроле момента открытия и закрытия клапана перепуска воздуха двигателя ТВ3-117 вертолёта Ми-8МТВ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Регламент технического обслуживания вертолета Ми-8МТВ. Ч. 1. Планер и силовая установка. – Министерство транспорта Российской Федерации, Москва, 1995.
2. Турбовальный двигатель ТВ3-117ВМ, руководство по технической эксплуатации, книга 3. Изотов П. С., Ширков В. Т., Захаров О. Г. – М.: Завод им. В. Я. Климова, Мотор Сич, 2003.
3. Технологические указания по выполнению регламентных работ на вертолете Ми-8. – М.: Воздушный транспорт, 1981.

Именной указатель

А

Адакин В. А. 63
Арефьев Р. О. 66, 89
Арефьева Н.Г. 89, 123
Артюх А. С 72

Б

Барсуков А. Г 190
Барчуков А. В. 320
Бекишев А. С. 256
Бекишев С. А. 219, 256
Богданов Р. Е. 107

В

Воробьев С. А 111
Вшивков Ю. Ф 282

Г

Галушко Е. А. 248
Глушко В. В 96
Горбачев О. А 8
Гордеев В. Н. 58

Д

Даниленко Н. В 289, 301
Диль В. Ф. 137

Е

Емельянов А. В 58
Ерзиков А. М. 234

И

Ильюшкин Н. А. 234
Иревлина П. С. 63
Исаев А. И. 43

К

Караваев Ю. А. 256, 276
Кивокурцев А. Л. 128
Киренчев А. Г 289, 301
Киселева Л. А 296
Колесников А. М 172
Копелевич Л. А. 226
Котлов Ю. В. 153
Красковский В. А 107
Кривель С. М. 248, 282
Крыжановский Г. А. 51
Кузнецов С. Н 320
Купин В. В 51

Л

Лодыгин А. А. 262

М

Майрович Ю. И 242
Малов А. Н. 196
Малугин К. А 72
Махмудов Р. Ф. 164
Мясников Д. А 24

Н

Назаров С. П 144
Нацубидзе А. С. 308
Нацубидзе С. А 308
Неудакин А. А 72
Носаев А. В 314
Нурутдинова А. Р. 116

О

Осипов Б. М 226

П

Павлов П. В 196
Перельштейн Б. Х.....226
Патрикеев О.В 79
Попов В. М.....34
Попов Ф. Н 196
Пручкин В. А 314

Р

Ратенко Д. В. 203
Рубцов Е. А 100

С

Сажин А. Н.....179
Сажин Н. А. 179
Сафарбаков А. М 242
Симкин Э. Л 203
Скоробогатов С. В 43
Скрыпник О. Н.....15

Т

Такмовцев В. В 234
Ткачёв О. Г. 87
Туринцев С. В. 111

У

Устинов В.В. 144

Ф

Федоров А. В.....111

Х

Ходацкий С. А 276

Ч

Чокой В. З.....210

Ш

Шалагин С. В.. 116

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

СБОРНИК ТРУДОВ
V научно-технической конференции преподавателей,
научных работников и аспирантов
с международным участием
22−24 марта 2016 г.

Подписано в печать 04.04.2016 г.

Печать трафаретная	Формат 60x84/16	18 уч.-изд.л.
20,5 печ.л.	Заказ № 549	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, 2016