



Государственный научный центр  
Федеральное государственное унитарное предприятие  
«Государственный научно-исследовательский институт  
авиационных систем»



**Материалы докладов  
6-й Международной научно-практической конференции  
«Перспективные направления развития бортового оборудования  
гражданских воздушных судов»**

**Москва  
22 июля 2021 г.**

*В сборнике представлены доклады 6-й Международной научно-практической конференции «**ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**»*

**Организаторы конференции:**

*Государственный научный центр Российской Федерации  
Федеральное государственное унитарное предприятие  
«Государственный научно-исследовательский институт  
авиационных систем»*

**Председатель Организационного и Программного комитетов конференции:**

*Научный руководитель ФГУП «ГосНИИАС»,  
академик РАН Федосов Евгений Александрович*

## Содержание

<b>Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Енютин В.В.</b> Направления интеллектуализации воздушных судов гражданской авиации .....	6
<b>Marc Gatti.</b> Trust in autonomous systems – how to design collaborative human / AI systems .....	13
<b><i>Направление № 1. Перспективные технологии и средства разработки бортового оборудования</i></b> .....	15
<b>Иванов Ю.В., Демьянова М.А.</b> Принципы безопасности и гарантии проектирования летательных аппаратов и систем .....	15
<b>Колганов С.В., Сеницын В.Б.</b> Применение технологии сквозной разработки бортового оборудования и систем на базе инструмента dBricks .....	21
<b>Бурков А.Ю.</b> Технологии Ansys для разработки и анализа безопасности сложных систем в соответствии с Российскими и международными стандартами авиационной отрасли .....	28
<b>Сидоров М.Н.</b> Российские комплексы РИТМ для полунатурного моделирования и прототипирования встраиваемых систем .....	31
<b>Daniel Kästner.</b> Static Analysis for DO-178C .....	38
<b>Linda Datelinka.</b> IEEE TSN in Aerospace: Capabilities and Future Outlook .....	39
<b>Куковинец А.В., Чекин А.Ю., Румянцев П.А.</b> Моделирование демонстратора электрической системы торможения колёс воздушного судна .....	40
<b>Оленев В.Л., Суворова Е.А., Коробков И.Л., Рождественская К.Н., Чумакова Н.Ю., Синёв Н.И., Новиков В.М.</b> Программная модель функционирования стека протоколов как средство диагностирования оптической бортовой сети .....	45
<b>Осипов Ю.С.</b> Универсальный загрузчик бортового программного обеспечения .....	56
<b><i>Направление № 2. Перспективные архитектурные и аппаратные решения для комплекса бортового оборудования</i></b> .....	62
<b>Платошин Г.А., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю.</b> Анализ вариантов реализации перспективной вычислительной платформы для КБО РМЭ .....	62
<b>Агеев А.М., Буков В.Н., Евгенов А.В., Шурман В.А.</b> Система управления избыточностью комплексов бортового оборудования на основе супервизорного подхода .....	69

<b>Петрова В.О., Рябцева А.А., Бельских Г.Н., Булатников Д.В.</b> Электрохимическая система рекуперации электроэнергии на основе многослойного углеродно-полимерного ионистора .....	75
<b>Вавилов В.Е., Нургалиева Р.А.</b> Перспективное электроснабжение бортовых систем летательных аппаратов .....	79
<b>Царьков И.А., Демьянов А.В., Петухов А.В., Тищенко И.В., Чижиков В.Е., Башкатов П.А., Губернаторов К.Н., Лихачёв И.В., Королев И.А.</b> Разработка воздушного электрокомпрессора системы кондиционирования воздуха для самолёта с гибридной силовой установкой .....	81
<b>Лихачёв И.В.</b> Интеллектуальная электроэнергетическая система с активно-адаптивным электронным преобразователем .....	86
<b>Румянцев П.А., Куковинец А.В., Лихачёв И.В.</b> Электрическая система торможения основной стойки шасси магистрального воздушного судна .....	94
<b>Царьков И.А., Демьянов А.В., Петухов А.В., Тищенко И.В., Губернаторов К.Н., Лихачев И.В., Королев И.А.</b> Определение возможного облика системы кондиционирования воздуха сверхзвукового гражданского самолёта .....	101
<b>Carsten Schwarz.</b> The SENS4ICE EU project – SENSors and certifiable hybrid architectures for safer aviation in ICing Environment – A project midterm overview .....	105
<b>Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Новиков В.М., Гончаров А.А.</b> Принципы архитектурного построения КБО ВС на фотонной компонентной базе .....	107
<b>Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Новиков В.М., Семёнов М.Е., Соловьёв А.М.</b> Детерминизм как основное требование режима функционирования комплекса бортового оборудования .....	118
<b>Gesine Varfis, Gabriel Godfrey.</b> Aviation faces its next revolution – the window of opportunity has opened .....	130
<b>Королев И.А.</b> Применение водорода на борту воздушных судов .....	131
<b>Морошкин Я.В., Губернаторов К.Н., Будников С.Л.</b> Основания и особенности перехода на водородное топливо коммерческой авиации в русле развития мировой экологичной энергетики .....	137
<b>Зыбин Е.Ю., Кривоноженков В.А., Муллин А.Р., Кохан В.В.</b> Концепция интеллектуальной системы обеспечения кибербезопасности бортового оборудования и систем сверхзвукового пассажирского самолёта .....	164

<b>Направление № 3. Информационно-управляющее поле кабины экипажа для перспективных воздушных судов</b> .....	174
<b>Грешников И.И., Козырев А.Д., Златомрежев В.И.</b> Современные и перспективные средства взаимодействия с информационно-управляющим полем кабины пилотов .....	174
<b>Guoqing Wang.</b> The Flight Needs and Avionics System Requirements Technology Research of Single Pilot Operation for General Aircraft .....	178
<b>Глухова Э.Д., Барулин А.С., Долженко А.А.</b> Обзор современных методов и программных решений для проектирования процедур лётного экипажа и человеко-машинных интерфейсов кабин самолётов .	179
<b>Айвазян С.А., Дворников М.В., Цигин Ю.П.</b> Интерактивная система психофизиологического контроля и управления параметрами эргатической системы с элементами искусственного интеллекта .....	187
<b>Направление № 4. Новая функциональность бортового оборудования</b> .....	188
<b>Уколов Д.Н., Булатников Д.В., Бартенев С.В., Блох Д.Е., Попов А.Н., Тетерин Д.П., Воробьев А.А., Яшин А.Г.</b> Программно-аппаратный комплекс по мониторингу и обработке полётных данных с возможностью проведения предварительного экспресс-анализа на борту воздушного судна .....	188
<b>Фесенко С.Н., Леликов М.А., Бородулин Д.Е., Карпов Е.А.</b> Алгоритм функции навигации на основе цифровой связи L-диапазона как альтернативное решение для определения местоположения воздушного судна .....	195
<b>Кривоноженков В.А.</b> По вопросу влияния технологий 5G на безопасность воздушного судна .....	196
<b>Fabrizio Cuccoli.</b> POWER – Polarimetric Weather Radar Simulator for avionic research applications .....	199
<b>Хахалева О.А., Галушкин В.В., Легран А.Г., Ракова Л.П., Тимофеева Е.Б., Швед Д.А.</b> Реализация взаимодействия «борт-земля» на основе концепции 4DTBO (сервис 4DTRAD) .....	202
<b>Попов Ю.С., Казанцева Е.А., Шалов С.Ю., Яцков С.В.</b> Бортовая информационная система и сбор Big Data для осуществления предиктивного обслуживания и других операций .....	215
<b>Попов Ю.С., Шалов С.Ю., Яцков С.В., Казанцева Е.А.</b> Разработка функции движения в зоне аэродрома для бортового оборудования .....	222
<b>Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Гласов В.В., Бондаренко Ю.В.</b> Непараметрический метод обнаружения отказов датчиков параметров полёта воздушного судна при неполностью измеряемом векторе состояний .....	232

## **НАПРАВЛЕНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗАЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

*Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Енютин В.В.  
ФГУП «ГосНИИАС»*

Перед авиационной промышленностью стоит задача обеспечения конкурентоспособности отечественных воздушных судов (ВС) путём расширения функциональности и повышения уровня интеграции комплексов бортового оборудования (КБО), повышения топливной эффективности, повышения надёжности и ресурса, снижения расходов на эксплуатацию, снижения трудоемкости и себестоимости производства систем, обеспечения прогнозного обслуживания и оптимизации логистики, а также приведения к соответствию вновь вводимым экологическим требованиям. Кроме того, стоит задача импортозамещения и обеспечение спроса на продукцию авиационного агрегатостроения.

Расширение функциональности бортового оборудования ВС неразрывно связано с его интеллектуализацией [1-3], которая развивается по следующим направлениям:

- интеллектуализация кабины экипажа;
- интеллектуализация комплекса бортового оборудования и самолётных систем;
- интеллектуализация жизненного цикла ВС;
- интеллектуализация киберзащиты ВС.

Интеллектуализация ВС, прежде всего, связана с кабиной экипажа. Основная задача этого направления – снижение нагрузки на экипаж, повышение уровня его осведомлённости об условиях полёта. Это может быть достигнуто путём совершенствования способов представления информации и управления бортовым оборудованием. Для этого для перспективных ВС необходимо [4]:

- осуществить модернизацию информационно-управляющего поля кабины экипажа за счёт его эргономической переконфигурации с использованием визуальных, тактильных и звуковых человеко-машинных интерфейсов;
- разработать интеллектуальных виртуальных помощников и систем автоматизации бортовых систем за счёт разработки систем интеллектуальной поддержки экипажа в реальном масштабе времени со стороны бортовой автоматики и наземной операторской команды, а также разработки технологий оценки психофизиологического состояния и действий пилота в полете;
- осуществить интеграцию ВС в будущую систему управления воздушным движением за счёт внедрения перспективных средств связи, навигации и наблюдения, а также обеспечения кибербезопасности бортового оборудования и систем ВС.

Анализ последних научных результатов в области искусственного

интеллекта позволяет сделать обоснованный прогноз о том, что уже к 2030 году возможно осуществить переход к одночленному экипажу на коммерческих ВС, что позволит существенно снизить стоимость их эксплуатации.

Обоснована применимость технологий распознавания, прогнозирования и представления экипажу угроз безопасности полёта на основе глубоких нейронных сетей для интеллектуализации и улучшения эргономических свойств функций улучшенного, синтезированного и комбинированного видения.

Выполняются работы по расширению средств получения информации об окружающей обстановке, включая космические и авиационные платформы получения данных, службы географической поддержки, наземные системы сбора информации, навигации, управления, формирующие целостный образ окружающей обстановки в любых условиях полета.

Электрификация бортовых систем, замена гидравлических и пневматических систем на электрические, увеличение электроэнергетических потоков на борту ВС делаем возможным, с одной стороны, и необходимым, с другой, интеллектуализацию управления самолётными системами [5].

Применение искусственного интеллекта в КБО позволит выбрать оптимальную конфигурацию распределённой информационно-вычислительной сети, исполнительных механизмов, управляющих поверхностей, построенную на основе интеллектуального анализа данных рациональных пространственно-временных траекторий движения ВС, оценки их реализуемости и определения оптимальных условий движения по аэродрому, взлёта и посадки ВС с учётом факторов погоды, запаса топлива, характера поверхности и длины ВПП, ограничений, накладываемых на параметры движения ВС.

Интеллектуализация всех этапов жизненного цикла ВС позволит существенно снизить стоимость эксплуатации и повысить безопасность полётов путём:

- совершенствования автоматизированных информационных систем проектирования бортового оборудования [6], систем управления техническим состоянием и жизненным циклом ВС;

- формирования и непрерывного уточнения цифровых двойников бортовых систем и агрегатов;

- повышения уровня роботизации производства бортового оборудования;

- совершенствования технологий измерения параметров, оценки и прогнозирования технического состояния [7, 8];

- разработки средств удаленного мониторинга технического состояния с использованием облачных технологий и средств анализа больших данных по техническому состоянию парка воздушных судов;

- внедрения единого центра обработки данных, обеспечивающего сбор, обработку, анализ и хранение параметров, характеризующих техническое

состояние ВС, прогнозирование остаточного ресурса в ожидаемых условиях эксплуатации, формирование задания на выполнение операций технического обслуживания и логистической поддержки.

В настоящее время на современных воздушных судах ведётся мониторинг порядка 30 000 параметров технического состояния бортовых систем и агрегатов. Обработка этой информации в едином центре обработки данных с использованием интеллектуальных систем обеспечит необходимой информацией все этапы жизненного цикла ВС (рисунок 1).



Рисунок 1 – Использование единого центра обработки данных

Реализация КБО в виде распределенной структуры и единого информационно-вычислительного пространства [9, 10], информационно связанного с внешними сервисами, повышает киберуязвимость ВС [11, 12]. Наиболее незащищенными с точки зрения кибербезопасности в настоящее время являются непосредственно ВС, а также процесс взаимодействия ВС между собой и наземной инфраструктурой управления полетами. Это требует разработки программно-аппаратных решений для обеспечения кибербезопасности ВС. Наиболее эффективно эта задача может быть решена при построении системы обеспечения кибербезопасности на основе современных технологий искусственного интеллекта.

Интеллектуальная система обеспечения кибербезопасности бортового оборудования должна решать следующие основные задачи [13, 14]:

- ограничение и разграничение доступа физических пользователей, программных процессов и бортовых устройств на борту ВС;
- постоянная проверка использования бортового оборудования и интерфейсов информационного взаимодействия систем на борту ВС;
- защита и поддержание целостности бортовых систем ВС, информационных коммуникаций и информации;
- защита конфиденциальности информации в коммуникационных каналах и в базах данных ВС;



– обеспечение безопасности размещённых приложений, виртуализации системных ресурсов и ограничение потока данных в каналах информационной связи как внутри бортовой локальной сети, так и с внешними сетями;

– выявление нарушений безопасности, повлекшее изменения работоспособности бортовых систем и своевременные корректирующие воздействие на них;

– обеспечение доступности бортовых ресурсов с целью исключения атак на отказ в обслуживании.

Перспективной основой для разработки интеллектуального бортового оборудования является оптическая авионика, позволяющая получить качественно новые характеристики информационно-вычислительной платформы ВС [15].

К основным преимуществам оптической авионики относятся:

- невосприимчивость к электромагнитным помехам;
- отсутствие риска «короткого» замыкания или замыкания на землю;
- безопасность работы в окружении горючих веществ (топлива);
- безопасность, связанная с радиоперехватом или подслушиванием;
- большая пропускная способность.

На данный момент развития оптических технологий для бортового применения практическую реализацию получили следующие направления, представленные на рисунке 2:

- оптические датчики;
- оптические линии связи;
- оптические вычислители;
- оптические индикаторы;
- оптоэлектронные технологии.

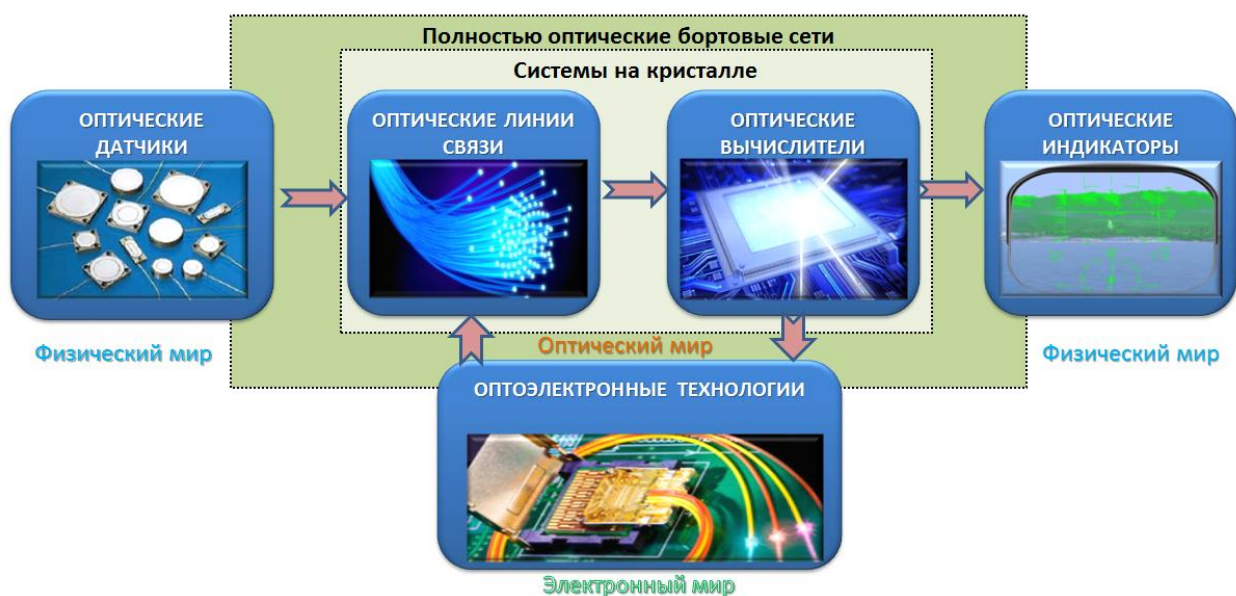


Рисунок 2 – Использование оптической авионики

Оптические датчики подразделяются на технологии измерений физических величин (температуры, деформации, давления, расстояния, скорости и др.) и технологии радиофотоники, обеспечивающие взаимодействие оптической среды и радиосигналов сверхвысоких частот, использующих в качестве носителей информации световой сигнал, с использованием элементной базы интегральной и волоконной оптики. На базе оптических технологий измерений физических величин строятся эффективные системы технической диагностики состояния конструкции ВС. Ключевыми преимуществами оптической обработки радиосигналов являются широкополосность и высокая скорость, что невозможно достичь методами их цифровой обработки.

С использованием оптических линий связи реализуются полностью оптические бортовые сети, в функционировании которых главную роль при коммутации, мультиплексировании, ретрансляции играют не электронные, а чисто оптические технологии. Полностью оптическая бортовая сеть, основывается на принципе организации построения сети, при котором каждому оконечному узлу сети приписывается группа оптических длин волн, на которых узел ведет передачу. Данная группа каналов объединяется в общий поток за счёт технологии спектрального уплотнения оптических каналов, реализующей возможность создавать многофункциональные системы передачи данных. В идеале каждый узел может получать мультиплексный сигнал, представленный всеми длинами волн, то есть информации от всех узлов, по всем каналам. Применение оптической информационной среды реального времени с использованием технологий спектрального уплотнения и распределенной общей памяти позволит:

- реализовать безкоммутационную бортовую сеть;
- использовать (как основной) широковещательный принцип обмена между абонентами оптической бортовой сети;
- обеспечить доступ любого абонента оптической сети к ресурсам любого другого абонента;
- снизить требования по скорости передачи данных за счёт параллельного спектрального уплотнения;
- привести информационный обмен на борту к единому протоколу;
- технически проще решить задачи реконфигурации сети при отказах [16, 17].

Оптические вычислители – вычислительные устройства, вычисления в которых производятся с помощью фотонов, излучаемыми лазерами или светодиодами. Для замены электронной логики оптической при одновременном сохранении существующей концептуальной логической схемотехники потребуется реализовать оптический транзистор. Для реализации фотонной логики, основанной на управлении отдельными фотонами света в логических вентилях, могут быть необходимы оптические резонаторы, увеличивающие энергию за счет усиливающей интерференции (интерференции в одной фазе) и упрощающие возникновение нелинейных

эффектов. Также исследуется фотонная логика на отдельных молекулах с использованием эффекта фотолюминисценции.

В настоящее время исследование и развитие интеллектуальных бортовых систем может быть выполнено на основе бионических человекоподобных систем.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-11-2020-024.

#### Список использованных источников

1. Желтов С.Ю., Косьянчук В.В. Перспективы интеллектуализации современных авиационных комплексов // Вестник Российской академии наук. 2018. Т. 88. № 2. С. 107-117.

2. Желтов С.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Перспективы интеллектуализации современных авиационных комплексов // Авиационные системы. 2016. № 5. С. 38-45.

3. Желтов С.Ю., Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю. Перспективы развития комплексов бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию Гражданской авиации (16–17 мая 2018 г.) М.: Московский гос. технический ун-т гражданской авиации, 2018. С. 5-6.

4. Никаноров А.В., Зыбин Е.Ю. Информационно-управляющее поле кабины экипажа с объясняемым интеллектом // Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», 21-22 ноября 2018 г., г. Москва, 2018, стр. 282-283.

5. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Электрификация и интеллектуализация – основные тенденции развития энергокомплекса воздушных судов // Авиационные системы. 2016. №5. С. 45-51.

6. Галушкин В.В., Катков Д.И., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Технология создания комплексов бортового оборудования воздушных судов // В книге: Навигация, наведение и управление летательными аппаратами. Всероссийская научно-техническая конференция. К 65-летию ОАО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро». 2012. С. 171-174.

7. Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю., Карпенко С.С., Бондаренко Ю.В. Резервированная интегрированная система мониторинга технического состояния воздушного судна // В книге: Девятый Международный Аэрокосмический Конгресс IAC18. Тезисы докладов. 2018. С. 119-121.

8. Косьянчук В.В. Контроль и диагностирование подсистем в замкнутом контуре управления // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2004. № 1. С. 67-76.

9. Chuyanov G.A., Kosyanchuk V.V., Selvesyuk N.I., Zybin E.Yu. Advanced avionics equipment on the basis of second generation integrated modular

avionics // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. ICAS 2014 CD-ROM Proceedings. 2014.

10. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В. Эволюция архитектуры комплекса бортового оборудования воздушных судов // IV Юбилейная Всероссийская научно-техническая конференция «Авиационные системы в XXI веке», посвященная 70-летию со дня создания ФГУП «ГосНИИАС», сб. тезисов, 26-27 мая 2016 г., г. Москва. 2016. С. 198.

11. Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Хамматов Р.Р., Карпенко С.С. Концепция обеспечения информационной безопасности бортового оборудования воздушного судна // Вопросы кибербезопасности. № 4 (28). 2018. С. 9-20.

12. Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Хамматов Р.Р., Карпенко С.С. Обеспечение информационной безопасности на борту воздушного судна // Авиапанорама. 2018. № 6. С. 4-15.

13. Желтов С.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю. Обеспечение кибербезопасности бортового оборудования воздушного судна // Материалы XVI Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского»: сборник докладов. М: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт». 2019. С. 34-45.

14. Муллин А.Р., Кохан В.В., Зыбин Е.Ю. Обеспечение кибербезопасности информационно-связанных воздушных судов // Сборник тезисов докладов IV Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», 26-27 ноября 2020 г., г. Москва, 2020. С. 206.

15. Косьянчук В.В., Новиков В.М. Полностью оптическая бортовая сеть как средство построения бортового комплекса на принципах распределённой модульной электроники и технологии фотонных интегральных схем // 5-я Международная научно-практическая конференция «Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов». М.: ФГУП «ГосНИИАС», 2019. С. 51-56.

16. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Отказоустойчивая архитектура комплексных систем управления перспективных самолетов транспортной категории на базе единой вычислительной платформы // Тезисы докладов Третьей Всероссийской научно-технической конференции «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами». М.: Издательство «Научтехлитиздат», 2017. С. 227-229.

17. Кульчак А.М., Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю. Реконфигурация комплексной системы управления воздушного судна при отказах приводов с учетом ограничений на управление // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 6. С. 65-78.

# **TRUST IN AUTONOMOUS SYTEMS – HOW TO DESIGN COLLABORATIVE HUMAN / AI SYSTEMS**

*Marc GATTI*

*Thales AVS France*

The introduction of intelligent learning systems will induce increasing autonomy on both sides : sensors one and system one. The crew will have to rely more and more on Intelligent Machine to help them in their tasks.

In addition, the increasing functional complexity of on-board systems as well as that of operational environments risks is a potential source of cognitive overload of the crew. Thus, collaboration and not interaction between human and machine (electronic co-pilot, virtual assistant or other) will have to be strengthened to allow effective release of the human workload.

These new technologies and algorithms in Artificial Intelligence make possible crew assistance for assisting and / or executing tasks. This bringing into play reasoning and processing capacities which will not, a priori, be as easily foreseeable, as were those of the regulated automatic systems that we had on board (or on the ground) until then.

Faced with these non-deterministic learning systems (in most cases, depending on the technologies used), the crew have to be able to understand choices and recommendations made by the intelligent machine and have confidence in its proposals and actions.

Without this confidence, the overall multi-agent efficiency (human - machine) will be greatly impaired with the risk that the operator will refuse any information coming from the machine and find himself in a situation of very high cognitive overload or even impossible to manage at his own discretion.

We would then have a degraded Human-Machine system with consequences that could affect flight safety or mission performance, even if the machine works perfectly on its side.

The aim of this presentation is to guide how to design collaborative Human + AI decision systems. In this logic, Artificial Intelligence is not just a tool, it becomes a partner. Partner for whom we will have to define new working conditions to foster a climate of trust and even complicity.

This presentation concerns the design teams of collaborative decision support systems, for which the Human-System interaction / relationship must be defined in an optimized way to increase performance (improvement beyond the individual performance of each agent) and operator acceptability.

In the different sections of this presentation we will attempt to answer the following questions:

- What does “collaborate” with an AI mean?
- How to build confidence in autonomy?
- How to establish an effective relationship between human / AI partners?
- What are the models to be developed in a collaborative human / AI system?

In the conclusion, we will present a POC (Proof of Concept) based on one of the human / AI collaboration models proposed in this presentation during a mission in the field of aeronautics.

*Направление № 1. Перспективные технологии и средства разработки бортового оборудования*

**ПРИНЦИПЫ БЕЗОПАСНОСТИ И ГАРАНТИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И СИСТЕМ**

*Иванов Ю.В., Демьянова М.А.*

*ФГУП «ГосНИИАС»*

Обеспечение безопасности продолжает оставаться значительным вызовом для создателей современных летательных аппаратов (ЛА) и авиационных систем различных типов и назначений.

Безопасность ЛА на приемлемом уровне риска гарантируется рядом факторов:

- сертифицированной конструкцией ЛА и его лётной годностью;
- сертифицированными процессами разработки и производства, охваченными системой управления безопасностью;
- квалификацией/обученностью пилотов и экипажа в целом;
- соблюдением требований технического обслуживания;
- а также соблюдением требований эксплуатации ЛА в воздушном пространстве, контролируемом системой управления воздушным движением на базе соответствующего оборудования и квалифицированных диспетчеров.

Приведённые факторы имеют разную природу и по-разному влияют на безопасность, но в той или иной степени связаны между собой. Ниже будет рассматриваться обеспечение безопасности в процессе создания ЛА и систем.

Уже более четверти века мировое авиационное сообщество для оценки и обеспечения безопасности проектируемых воздушных судов (ВС), а также систем широко использует подход, рекомендуемый американским и европейским авиационными регуляторами, соответственно, FAA и EASA. Этот подход детально изложен в международных стандартах ARP4761 и ARP4754. Подобно другим методам, он опирается на управление рисками и носит итеративный характер. При этом, под безопасностью понимается состояние, при котором риски приемлемы. Предлагаемый в стандартах подход включает в себя оценку функциональных опасностей и, собственно, оценку безопасности как на уровне ВС, так и на системном уровне с использованием определённого набора методов анализа. Принято говорить, что рекомендуемые процессы и методы оценки безопасности проектируемого ВС реализуются «сверху-вниз» (top-down) и «снизу-вверх» (bottom-up). Поэтому, выполняемые в рамках данного подхода процессы обычно представляются, так называемой, V-моделью.

Хотя излагаемое ниже относится к разным типам ЛА и систем, для краткости далее по тексту применительно ко всем типам судов и систем будет использоваться общий термин «система».

Всё более возрастающая сложность создаваемых авиационных систем привела к росту энтропии их свойств и характеристик, что влечёт за собой риск потери интеллектуального контроля над проектами со стороны разработчиков. Это очень беспокоит национальные авиационные регулирующие органы по причине роста возможности возникновения отказных состояний, вызванных ошибками проектирования (ошибок в требованиях и ошибок реализации требований), а также их нежелательными последствиями. Поэтому предлагаемая в ARP4754 и ARP4761 методология оценки безопасности ВС тесно увязана с процессом гарантии проектирования (Development Assurance process), который позволяет смягчить влияние возможных ошибок проектирования на безопасность. Для этого в рамках гарантии проектирования реализуется ряд мероприятий, например, валидация и верификация требований, а также процессы структурного анализа или оценок.

Рекомендации по гарантии проектирования, изложенные в документе ARP4754 в связке со стандартом ARP4761 на протяжении последних лет, позволяли обеспечить достаточный уровень доверия к проектируемым системам. Накоплен огромный международный опыт применения данных стандартов, на основе которого ведётся последовательная работа по их совершенствованию. Новые редакции стандартов по оценке безопасности и гарантии проектирования [1, 2] уточняют методы предшествующих версий документов. Помимо этого, корректируются тексты ряда разделов прежних редакций документов, которые на практике могли бы быть неправильно поняты и применены.

В новой версии стандарта ARP4754B проведено уточнение целей и процессов гарантии проектирования:

- раздел по процессу оценки безопасности был переработан в целях большего согласования с ARP4761A;
- детализированный процесс назначения уровней DAL перенесен в стандарт ARP4761A (Приложение P), в то время как принципы назначения уровней DAL остались в документе ARP4754B (“DALgebra”);
- предписывающие указания по количеству и типам методов валидации и верификации требований были удалены;
- скорректированы цели процессов гарантии проектирования, представленные в Таблице A-1;
- скорректировано понятие «непреднамеренные функции»;
- выявление «непреднамеренного поведения» системы считается теперь интеграцией, а не верификацией;
- раздел по сертификации удалён;
- раздел по модификации и повторному использованию систем был существенно пересмотрен;
- введено достаточно объёмное приложение, содержащее пример использования рекомендаций ARP4754B в более тесной увязке с документом ARP4761A.



Что касается новой редакции документа ARP4761A, то в ней скорректирован, практически, весь текст предыдущей версии и введен ряд новых приложений:

- появился раздел по оценке функциональных опасностей ВС;
- введен раздел в части предварительной оценки безопасности ВС;
- введен раздел и приложение по оценке безопасности на базе использования моделей;
- введен раздел и приложение по анализу каскадных эффектов отказов;
- введен (перенесён из ARP4754A) процесс назначения уровней DAL;
- отредактировано приложение с детальным примером использования ARP4761A, которое увязано с новой редакцией ARP4754B.

Необходимо иметь в виду, что, национальные авиационные власти, официально признающие предлагаемые в [1, 2] подходы к безопасности, не исключают использование и альтернативных методов. Это стало особенно важно в последние годы, поскольку в бурно развивающейся авиации стали появляться новые типы ЛА, использующие инновационные технологии. Да и традиционная авиация (пассажирская и транспортная авиация, бизнес-авиация, а также авиация общего назначения) также активно развивается. Это привело к тому, что зачастую использование стандартов ARP4754B и ARP4761A в некоторых инновационных проектах оказалось не рациональным, как в экономическом плане, так и в плане их излишне предписывающего характера.

В связи с изложенным в рамках международной ассоциации инженеров SAE International в настоящее время разрабатывается стандарт по принципам гарантии проектирования авиакосмических ЛА и систем (Development Assurance of Aerospace Vehicles and Systems) [3]. Предлагаемые принципы формируются в интересах поддержки новых авиационных технологий и с учётом опыта применения предыдущих и действующей версий стандарта ARP4754. Целью является предложение некой нисходящей структуры принципов гарантии проектирования широкого класса авиакосмических систем. Новый стандарт не требует конкретных процессов под каждый принцип, а сами принципы изложены на более высоком уровне рассмотрения по сравнению с рекомендациями ARP4754. Это обеспечивает определённую гибкость применения стандарта и даёт возможность заявителям разрабатывать собственные процессы гарантии проектирования. Полагается, что разработчики систем в процессе получения их одобрений несут полную ответственность за представление в авиационных органах своего подхода к гарантии проектирования.

Но в сложившейся мировой авиационной практике гарантия проектирования создаваемых систем тесно увязана с обеспечением их безопасности. Поэтому было бы логично иметь общие принципы как для безопасности, так и для гарантии проектирования.

Прежде чем рассматривать набор принципов безопасности и гарантии проектирования в интересах корректности их восприятия напомним определения самих терминов: «гарантия проектирования» и «безопасность».

Гарантия проектирования — полная совокупность запланированных и систематических мероприятий, использующихся для обоснования на достаточном уровне уверенности того, что ошибки проектирования, то есть ошибки в требованиях, в разработке и в реализации были выявлены и исправлены таким образом, что система удовлетворяет применимым целям безопасности [1, 2]. Другими словами, методы гарантии проектирования обеспечивают корректное проектирование систем за счет снижения вероятности необнаруженных ошибок, которые могут повлиять на безопасность их эксплуатации.

Что касается безопасности, то упоминалось, что в настоящее время наиболее распространённым является её определение как состояние, при котором риски приемлемы [1, 2]. Но, несмотря на это, авторы предпочитают определять безопасность систем как их свойство обеспечивать приемлемый уровень риска.

Полагается, что ниже приведенные принципы гарантии проектирования и безопасности могут использоваться при создании систем, в случаях, когда стандарты ARP4754B и ARP4761A окажутся слишком дороги или предписывающие в применении. Предлагаемый набор принципов структурирован по следующим группам:

- планирование;
- определение выполняемых процессов;
- определение и реализация системы;
- валидация реализации проекта системы.

Планирование является отправной точкой и основой любой деятельности. Создание авиационных систем, а также обеспечение их безопасности и гарантии проектирования не является исключением. Поэтому первый принцип будет относиться к планированию.

**Принцип 1.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны быть охвачены планированием.

Это означает, что:

- все процессы безопасности и гарантии проектирования должны быть охвачены специальными и/или общими планами;
- все запланированные мероприятия должны быть идентифицированы и задокументированы;
- выходом запланированных мероприятий должна быть совокупность явных и не вызывающих сомнения доводов, подтверждающих, что система приемлема для предполагаемого использования/эксплуатации.

### Определение выполняемых процессов

**Принцип 2.** Все запланированные мероприятия по безопасности и гарантии проектирования должны иметь четкое описание и должны выполняться в соответствии с планами, в то время как любые отклонения должны быть под контролем.

**Принцип 3.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны поддерживаться находящимся под управлением конфигурацией комплектом взаимно увязанной конструкторской документацией и проектных данных, включающих также результаты испытаний.

**Принцип 4.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечивать управление отказами и ошибками проектирования.

**Принцип 5.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечивать управление предположениями, сделанными в процессе проектирования.

### Определение и реализация системы

**Принцип 6.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны опираться на знание поведения системы, то есть, на определение и описание заданных функций с обеспечением их идентификации.

**Принцип 7.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны содержать идентификацию и документирование полных, корректных и детальных характеристик желаемого поведения системы в операционной среде.

**Принцип 8.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечивать идентификацию и документирование функциональных отказов, а также их последствий.

**Принцип 9.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечивать соответствие предлагаемой архитектуры целям безопасности (совместно с выполнением требований эксплуатации и технического обслуживания).

**Принцип 10.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечивать выполнение заданных функций с необходимыми характеристиками.

**Принцип 11.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечивать оценку приемлемости незаданного поведения системы при наличии такового, то есть не заданных функций.

### Валидация реализации

**Принцип 12.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечивать соответствие реализованной архитектуры целям безопасности (совместно с требованиями эксплуатации и технического обслуживания).

**Принцип 13.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечить оценку возможности влияния на безопасность

программных и аппаратных компонент, не используемых при реализации заданных функций, при их наличии.

**Принцип 14.** Процессы безопасности и гарантии проектирования должны обеспечить совокупность явных не вызывающих сомнения аргументов и доводов (с учётом выполнения требований технического обслуживания и эксплуатации), что система приемлема для предполагаемого использования.

Необходимо иметь в виду, что предлагаемый набор принципов безопасности и гарантии проектирования:

- носит предварительный характер и требует дальнейшей проработки, а также обсуждения авиационной общественностью;
- необходимо в дальнейшем ранжировать таким образом, чтобы была возможность гибкого его использования в зависимости от типа системы, а также её сложности и критичности.

#### Список использованных источников

1. SAE ARP4754B Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems. Draft, 2021. – 176 p.

2. SAE ARP4761A Guidelines for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Aircraft, Systems, and Equipment. Draft, 2021. – 548 p.

3. Craig McMillan Development of Aerospace Information Report “AIR7209 Development Assurance Principles for Aerospace Vehicles and Systems”, SAE AeroTech Digital Summit, March 9-11 2021. – 18 p.

# **ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СКВОЗНОЙ РАЗРАБОТКИ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ И СИСТЕМ НА БАЗЕ ИНСТРУМЕНТА DBRICKS**

*Колганов С.В., Синицын В.Б.*

*ООО «ПИРСС»*

Доклад посвящен технологии сквозного проектирования комплексов бортового оборудования (КБО).

## **Цели и задачи технологии сквозного проектирования**

Суть сквозной технологии проектирования КБО подробно изложена в статье [1]. Технология охватывает весь процесс создания КБО в соответствии с ARP4754A:

- этап 1 – разработка функциональных и технических требований;
- этап 2 – разработка ПО и аппаратуры;
- этап 3 – интеграция оборудования и испытания.

Основой сквозной технологии является применение модельно-ориентированного подхода к проектированию, для чего необходимы соответствующие математические модели и программные инструменты. Использование модельно-ориентированного проектирования позволяет осуществить анализ требований, разработку, автоматизированную генерацию кода, а также обеспечить соответствие процесса разработки бортового оборудования требованиям КТ-254, а процесса разработки ПО – требованиям КТ-178С.

Хранение данных модели КБО со всеми входящими в него подсистем производится в системной базе данных. Такой базой данных является программный продукт dBricks, в котором разработчики из разных подразделений или компаний получают доступ к актуальной модели КБО, а управление правами доступа на внесение информации, формирование базовых версий и ведение логов изменений гарантируют защиту данных от искажения.

Выделим цели применения технологии сквозного проектирования:

- а) снижение трудоёмкости разработки;
- б) сокращение издержек по тестированию и вводу в эксплуатацию разрабатываемых систем;
- в) повышение качества разрабатываемых документов;
- г) повышение прозрачности процесса разработки.

Технология проектирования с применением dBricks предусматривает, что все разработчики КБО взаимодействуют с единой базой данных и вносят в неё информацию, относящуюся к их сфере ответственности. Результатом работы будет являться модель системы, содержащая следующие данные:

- а) описание всех входящих в КБО устройств;
- б) описание физического подключения устройств, в объеме, достаточном для формирования конструкторской документации;

в) описание функций устройств. Под функцией устройства понимается как распределены между устройствами КБО функции воздушного судна: навигация, самолетовождение, индикация и т.д. Функция определяется собственно смысловым назначением и возможностями взаимодействия с функциями других устройств посредством наборов входных и выходных параметров. Для устройств-вычислителей стандарта ARINC 653 функции устройства тождественны разделам функционального программного обеспечения (partition в терминах стандарта ARINC 653);

г) описание информационного обмена устройств;

д) содержание цифровых шин данных с привязкой к данным функций.

Таким образом, использование инструментов сквозного проектирования позволит организовать процесс совместной работы специалистов разных профилей над общим проектом и автоматизировать следующие процессы:

а) централизованное хранение данных описания системы;

б) одновременное редактирование данных системы всеми участниками разработки;

в) доступ всех участников разработки к актуальным данным описания всей системы;

г) контроль целостности вводимых данных.

Пример процесса проектирования КБО и применения технологии

Рассмотрим процесс проектирования КБО на примере работы различных групп специалистов. Перед каждой из групп ставятся разные задачи, для решения которых применяются различные процессы проектирования и программные инструменты. Понятно, что на уровне компании функции таких групп могут быть по-разному разделены между ответственными подразделениями или, например, отданы на реализацию сторонней организации. Выделим типовые группы разработчиков:

1. Группы разработки систем и оборудования.

Основные обязанности:

- Определение требований верхнего уровня,
- Определение перечня принимаемых и передаваемых параметров,
- Проработка структурных схем,
- Проверка требований нижнего уровня,
- Функциональное тестирование систем,
- Разработка спецификаций,
- Доказательство соответствия системы установленным требованиям

(сертификация оборудования).

Примеры применяемых инструментов:

- Siemens Polarion,
- IBM Doors,
- Dassault Systemes 3DEXPERIENCE,
- MS Office.

## 2. Группа разработки бортовой кабельной сети.

Основные обязанности:

- Разработка конструкторской документации на кабельную сеть (принципиальные схемы, сборочные чертежи жгутов, перечни комплектующих изделий и т.д.)

Примеры применяемых инструментов:

- Autodesk AutoCAD,
- E3-Series,
- MS Visio,
- Компас-3D,
- MS Office.

## 3. Группа разработки протоколов информационного взаимодействия (ПИБ, ICD).

Основные обязанности:

- Разработка ПИБ (ARINC429, ARINC825, ARINC664, МКЮ, разовых команд, аналоговых сигналов и т.д.),
- Согласование ПИБ со всеми участниками разработки,
- Контроль конфигурации ПИБ.

Примеры применяемых инструментов: MS Office.

## 4. Группа разработки программного обеспечения.

Основные обязанности:

- Разработка ПО,
- Доказательство соответствия процессов разработки сертификационным нормам,
- Тестирование ПО.

Примеры применяемых инструментов:

- Системы контроля версий Git, SVN,
- Среды разработки ПО (IDE),
- Среды верификации ПО,
- Среды модельно-ориентированного проектирования (Simulink, Scade).

## 5. Группа разработки стендов и тренажеров.

Основные обязанности:

- Разработка конструкторской документации на кабельную сеть стендов,
- Разработка конфигурации входных-выходных линий связей имитационного комплекса и моделей,
- Разработка математических моделей летательного аппарата и устройств КБО,
- Сопровождение доводочных и сертификационных испытаний летательного аппарата.

Примеры применяемых инструментов:

- Среды модельно-ориентированного проектирования (Simulink),
- Среды разработки ПО (IDE),
- MS Office.

В этом примере результаты работы одной группы разработчиков становятся исходными данными для работы других. Так, например, результаты работ группы разработки систем и оборудования будут использоваться для разработки бортовой кабельной сети и ПИВ. Комплект ПИВ будет являться исходными данными для разработки ПО. Разработчики стендов будут пользоваться результатами работ всех групп специалистов. Каждая группа конвертирует данные в нужный себе формат и дополняет их результатами своей работы. На каждом новом этапе требуется преобразовать данные в новый формат, что производится вручную или с помощью самодельных скриптов и программ конвертеров. Таким образом возможна ситуация, когда данные, используемые группами не соответствуют друг другу.

Выделим сложности, с которыми сталкиваются разработчики:

- а) наличие повторяющихся процессов;
- б) необходимость ручного переноса данных между инструментами;
- в) сложный контроль конфигурации разрабатываемой системы;
- г) высокая вероятность несогласованности действий разработчиков.

Подходы dBricks к проектированию систем

Система dBricks представляет собой базу данных, средства ввода / вывода / изменения данных и графический интерфейс пользователя.

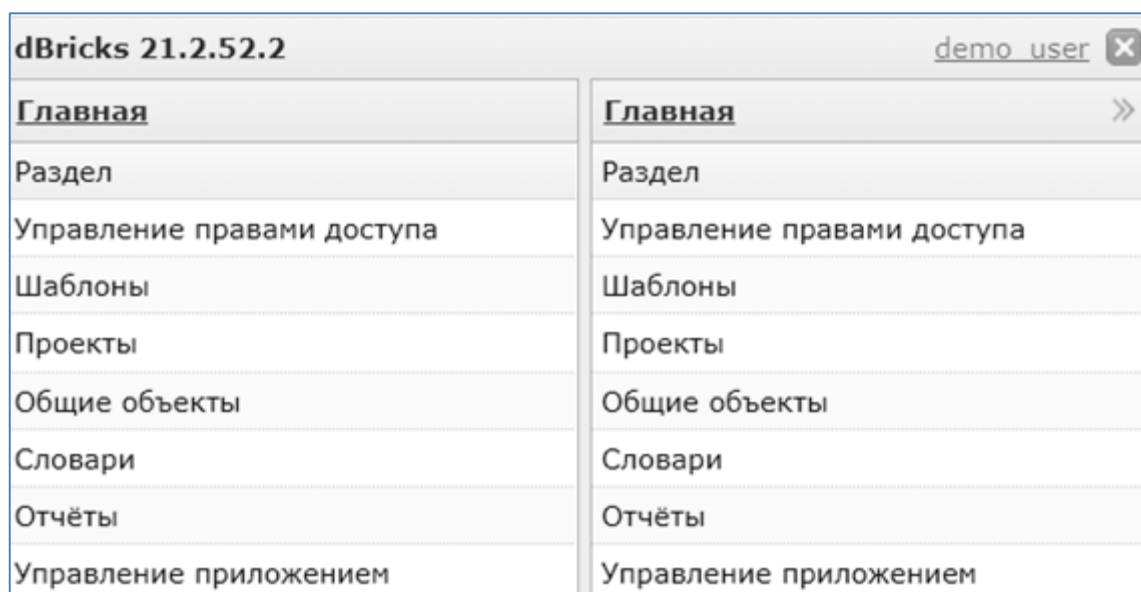


Рисунок 1 – Общий вид главной страницы dBricks



С помощью dBricks разработчиками создаётся единая модель информационных потоков бортового оборудования, которая используется для автоматизации решения следующих задач:

- Разработка архитектуры самолетных систем;
- Описание отдельных устройств, входящих в комплекс бортового оборудования;
- Описание информационного взаимодействия устройств КБО;
- Разработка протоколов информационного взаимодействия;
- Разработка конструкторской документации на бортовую кабельную сеть;
- Разработка стендов быстрого прототипирования (Model-In-the-Loop, MIL);
- Разработка стендов полунатурного моделирования (Hardware-In-the-Loop, HIL).

Модель интерфейсов системы принципиально состоит из:

а) описания устройств системы и их подключений на уровне проводов – физического слоя данных. Сами устройства содержат описания аппаратных портов, соединителей и контактов. Подключения содержат данные о типах шин, типах проводов (сколько проводов, наличие скрутки, экрана), устройствах передатчиках и приемниках;

б) описания транспортного слоя - наполнения физических линий связи. То есть описывается содержание шин данных, выполненных по таким протоколам как ARINC 429, ARINC 825, ARINC 664, МКИО, аналоговых шин данных, разовых команд и т.д.;

в) описания логического слоя устройств – перечня параметров, передаваемых и получаемых каждым из устройств;

г) описания связей между тремя уровнями данных, позволяющих определить каким образом кодируется и по каким из физических проводов передаётся каждый из параметров устройств;

д) описания связей между параметрами логического слоя устройств проекта.

Полученная модель интерфейсов позволяет генерировать готовые документы, предназначенные для разных групп пользователей. dBricks гарантирует, что данные в этих документах будут согласованы между собой. Использование нормализованного подхода позволяет полностью избавиться от необходимости многократного ввода и хранения однотипных данных, в том числе при использовании одинаковых версий устройств в разных проектах. Заложенные в dBricks автоматизированные проверки целостности и корректности вводимых и хранимых данных обеспечивают полное и однозначное описание интерфейсов. Контроль осуществляется до ввода данных в dBricks, а встроенные механизмы проверки не позволяют пользователю допустить ошибку при работе с уже введенными данными.

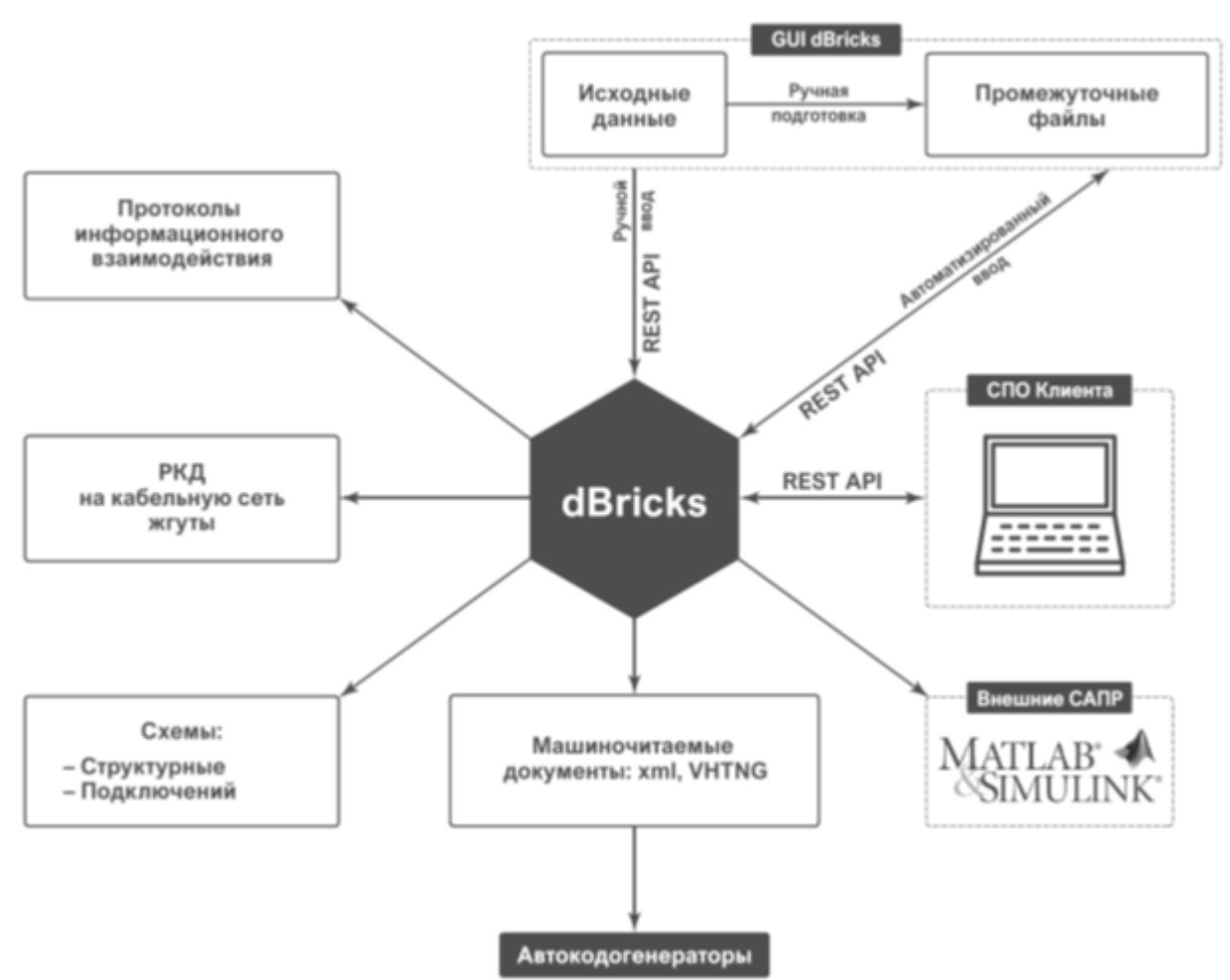


Рисунок 2 – Основные возможности dBricks

Основные возможности dBricks как программного инструмента технологии сквозного проектирования:

- а) отсутствие повторяющихся процессов;
- б) отсутствие необходимости ручного переноса данных между инструментами;
- в) встроенный контроль конфигурации разрабатываемой системы;
- г) согласованность действий разработчиков за счёт общего доступа к единым данным в режиме реального времени.

Также стоит отметить следующие дополнительные возможности dBricks:

- а) возможность гибкой настройки ограничений на вводимые данные;
- б) контроль конфигурации разрабатываемой системы;
- в) гибкая настройка прав доступа пользователей;
- г) ввод-вывод данных в dBricks при помощи машиночитаемых файлов через продвинутый графический интерфейс;
- д) возможность описания опций и вариантов исполнения разрабатываемых систем;
- е) автоматизированная разработка системной, конструкторской и технологической документации;

ж) представление данных модели интерфейсов в машиночитаемом виде, например, для целей разработки исполняемых моделей комплекса (в т.ч. в среде MATLAB/Simulink), бортового ПО, стендов и т.д.;

з) создание цепочки инструментов при помощи встроенной поддержки протокола REST API без использования графического интерфейса пользователя.

### Заключение

Применение технологии сквозного проектирования определяет ряд требований к процессам и программным инструментам разработки:

- а) процессы должны быть прозрачны и контролируемы;
- б) процессы должны быть разбиты логически на небольшие понятные задачи;
- в) все процессы, которые можно автоматизировать – должны быть автоматизированы;
- г) отсутствие повторяющихся процессов.

Как видно из примера процесса проектирования КБО разработчики используют средства автоматизации, каждый из которых выполняет свои задачи, но присутствует ручное преобразование данных при передаче данных одной группы разработчиков другой, что приводит к дополнительным ошибкам. Применение технологии сквозного проектирования, с использованием dBricks, позволяет:

1. Существенно снизить трудозатраты на создание высоко интегрированных систем и комплексов оборудования;
2. Обеспечить автоматический контроль изменений данных проекта и их отражение в документах проекта;
3. Сократить время проектирования за счет повышения оперативности доступа участников процесса проектирования к актуальным данным и их изменениям;
4. Уменьшить риски проектирования и сертификации за счет автоматизации формирования документации, удовлетворяющей нормативным и сертификационным требованиям.

### Список использованных источников

1. Галушкин В.В., Катков Д.И., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Сквозная технология проектирования комплексов бортового оборудования перспективных воздушных судов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2012. – №3. – С. 201-209.

# ТЕХНОЛОГИИ ANSYS ДЛЯ РАЗРАБОТКИ И АНАЛИЗА БЕЗОПАСНОСТИ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ В СООТВЕТСТВИИ С РОССИЙСКИМИ И МЕЖДУНАРОДНЫМИ СТАНДАРТАМИ АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

*Бурков А.Ю.  
ООО «АНСИС»*

В ходе разработки современных авиационных систем перед инженерами стоят сложные задачи, такие как:

- проектирование архитектуры на разных уровнях абстракции, например, функции, структура изделия, архитектура программного обеспечения (ПО);

- разработка компонентов системы и их оптимизация (физические компоненты и программное обеспечение);

- интеграция разнородных компонентов в составе системы, оптимизация из совместной производительности;

- анализ безопасности и расчет надежности на уровне всего воздушного судна, его систем и подсистем.

При этом должны выполняться требования отраслевых стандартов и соблюдаться строгие требования сертифицирующих органов. Разработчики обязаны учитывать стоимость проекта и его ключевые аспекты. Это сложная итерационная задача, требующая применения правильного инструментария и подходов.

Ansys предоставляет модельно-ориентированные решения, применение которых позволяет снизить стоимость проектов, рисков и временных затрат на прохождение сертификации.

SCADE Architect – инструмент системного инженера, предлагающий возможность графического описания архитектуры, функционала и интерфейсов будущей системы на языке SysML. Описание распространения данных в системе и проверка целостности. Автоматизированная генерация конфигурационных и интерфейсных документов. Процесс системного проектирования с использованием SCADE Architect позволяет последовательно перейти к разработке ПО, не прибегая к дополнительным этапам анализа системы.

Ansys medini analyze – комплексное решение для оценки безопасности и расчета надежности разрабатываемой системы. Реализуемый подход и поддерживаемые методы соответствуют самым современным отраслевым стандартам: Р-4761, ГОСТ Р МЭК 61508, ГОСТ ИСО 26262 и др. Позволяет

эффективно применять существующие практики и методы анализа безопасности и надежности на концептуальном, системном, программном и аппаратном уровнях.

SCADE Suite – модельно-ориентированная среда разработки встраиваемого критичного по безопасности ПО. В основе SCADE Suite лежит формальный язык Scade, делающий её единственной средой разработки для критических приложений, которая объединяет модельно-ориентированную разработку, симуляцию, верификацию, сертифицированную генерацию кода и совместимость с другими инструментами и платформами. Генератор кода SCADE Suite производит код на языках C и Ada.

SCADE Display – графическая среда проектирования и разработки встраиваемых программных человеко-машинных интерфейсов (HMI), с последующей симуляцией, верификацией, валидацией и генерацией исходного кода на языке C.

SCADE Test – окружение для валидации требований, написания тестов и управления ими. Позволяет автоматизировать процессы запуска тестов как на ПК, так и на целевой платформе.

SCADE LifeCycle включает в себя модули, сочетающие в себе уникальную поддержку управления жизненным циклом приложений. Данные модули позволяют управлять трассировкой требований, интегрироваться с системами конфигурационного управления и версионного контроля, автоматически генерировать отчетную документацию и следить за ходом выполнения проекта.

Генераторы кода и документации, входящие в комплекс SCADE, являются квалифицированными в соответствии с требованиями КТ-178С и Р-330. Это гарантирует полное соответствие генерируемых кода и документации разрабатываемым моделям и позволяет существенно сократить затраты (ресурсов и времени) на разработку и верификацию ПО.

Исходный код, получаемый из моделей, созданных в средах SCADE Suite и SCADE Display, при помощи кодогенераторов, не требует верификации. Также он трассируем с моделью, имеет статическое распределение памяти, не зависит от операционной системы и аппаратной платформы.

Еще одним инструментом, способным значительно облегчить процесс разработки и эксплуатации будущей системы, является Twin Builder. Это мощная платформа для моделирования и анализа виртуальных прототипов систем, позволяющая командам разработчиков верифицировать и оптимизировать производительность их программно-управляемых

разнородных систем. Благодаря гибким возможностям моделирования, которые включают тесную интеграцию с решениями Ansys для 3-D моделирования мультифизики и разработки встраиваемого ПО, Twin Builder помогает разработчикам осуществлять детальный анализ и проверку производительности системы в целом. После наполнения модели системы мультифизическими компонентами и, при необходимости, интеграции в модель программного обеспечения, Twin Builder позволяет сформировать цифровой двойник разрабатываемого изделия. Полученный цифровой двойник подключается к эксплуатируемой системе через любое решение Big Data и уникально дополняет аналитические данные мультифизическим моделированием. Такой подход обеспечивает многократное повышение точности анализа и предсказания состояния реального объекта.

Предлагаемые решения предоставляют поддержку проектирования и разработки системы с учетом отраслевых требований по безопасности и надежности. Платформенные решения позволяют выполнить оптимизацию посредством моделирования изделия, а также подготовить необходимые компоненты для интеграции в будущий цифровой двойник.

# РОССИЙСКИЕ КОМПЛЕКСЫ РИТМ ДЛЯ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ И ПРОТОТИПИРОВАНИЯ ВСТРАИВАЕМЫХ СИСТЕМ

*Сидоров М.Н.  
ООО «РИТМ»*

Начнем с обоснования необходимости полунатурного моделирования. Давайте рассмотрим сложную систему. Охарактеризуем ее следующим образом:

- состоит из многих подсистем;
- подсистемы связаны и «общаются» друг с другом различными интерфейсами;
- вся система работает как единое целое;
- на практике подсистемы разрабатываются различными командами разработки, которые могут находиться в разных компаниях, локациях и даже странах.

Сложность самой системы и соответствующая сложность кооперации неизбежно вносят ошибки в процесс разработки. Давайте рассмотрим некоторые из них.

Допустим, что авиационный двигатель разрабатывается одной компанией, а система управления двигателем другой компанией.

Представим, что мы – компания разработчик двигателей, и разработчик САУ пришел к нам на сдачу этапа и хочет испытывать систему управления на натурном стенде. Если что-то пойдет не так, то двигатель может быть сломан, и вложенные деньги потеряны. Потому необходимо минимизировать риск такого сценария, и сегодня мы представим решение для этого.

Теперь, представим, что мы – разработчик САУ, и есть электромотор, которым мы должны управлять.

Маленькая сложность – электромотора еще нет, его не купили (а закупки у нас сложные), не доработали (а разработчики не быстрые), сломали (и 2 компании разбираются, кто виноват) или любая другая причина отсутствия нужного агрегата, но наши сроки по разработке никто менять не собирается, и САУ должна заработать по план-графику проекта. Сегодня мы покажем, как эту сложность преодолеть.

Мы все еще – разработчик САУ, и есть электромотор, которым мы должны управлять.

Мы разработали блок управления и приехали на испытания, и обнаружили, что в динамике, то есть во взаимодействии двух подсистем есть проблемы. Нужно ехать домой на доработку аппаратного или программного обеспечения, а это занимает длительное время. Так вот весь этот цикл можно сократить и выявить проблемы на ранних этапах.

Решением этих и еще многих схожих проблем является технология полунатурного моделирования для разработки и тестирования сложных систем.

Следует отметить, что сама технология не нова, более того, в некоторых направлениях разработки авиационной и военной техники уже поставлены задачи:

- снизить количество натурных и летных испытаний с 85 до 50 процентов;

- увеличить количество полунатурных испытаний с 10 до 30 процентов, а вклад испытаний на математических моделях поднять с 5 до 20 процентов.

Общий вывод делаем такой – нужно больше моделировать и испытывать системы на стендах полунатурного моделирования.

Теперь нужно разобраться, что это за технология на практике.

Суть технологии полунатурного моделирования следующая.

Заменяем произвольные подсистемы (или все подсистемы) на модели, работающие в реальном времени.

Эти модели обмениваются данными с другими подсистемами по тем же самым интерфейсам, по которым общаются реальные подсистемы.

То есть все участники информационного обмена (контроллеры или агрегаты) не замечают подмены, а для вас открываются широкие возможности для разработки и испытаний.

Для реализации этой технологии нужно иметь 3 ключевых компонента.

Первое – инструмент для построения и отладки системных моделей.

Второе – операционная система реального времени.

И третье – промышленный компьютер с необходимыми интерфейсами информационного обмена.

Мы расскажем подробнее о каждом из этих компонентов.

Начнем с моделирования

Напомним, что модельно-ориентированное проектирование это подход к разработке сложных систем, в центре которого находятся математические модели, которые по своей сути являются:

- программной спецификацией на систему;
- источником новых требований для системы и ответов на вопросы «Что-Если»;
- средством выявления ошибок;
- и основой для автоматической генерации кода для встраиваемых систем.

Теперь мы перейдем к следующему компоненту полунатурного моделирования – к работе в реальном времени. Нам нужно дать определение тестированию в реальном времени и в частности жестком реальном времени.

Тестирование в реальном времени – это исследование функционирования системы (или её компонентов) в реальных рабочих условиях – при заданной частоте дискретизации, с эффектами, возникающими при работе с реальным оборудованием и интерфейсами, с учетом синхронизации различных выполняющихся задач.



Тестирование в реальном времени применяется в технологиях быстрого прототипирования алгоритма управления (или Rapid Prototyping), полунатурного моделирования объекта управления (также известное как HIL, или Hardware-in-the-Loop), а также в применении к созданию стендов и тренажеров.

Основой работы системы реального времени является понятие детерминизма – т.е. вызова расчета нашего алгоритма в строго определенные моменты времени.

Один из ключевых ингредиентов системы реального времени – это целевой вычислитель с операционной системой реального времени, которая позволяет выполнять требуемые задачи и расчеты в темпе тестируемого реального объекта.

Жесткое реальное время означает, что каждый шаг расчета начинается в строго определенный, гарантированный момент времени. При этом каждый шаг расчета гарантированно завершается до начала следующего шага.

Планировщик операционной системы реального времени обычно предоставляет пользователю возможность настроить, что будет происходить, если время выполнения задачи не уложилось в шаг расчета.

Операционные системы общего назначения, такие, как Windows или Linux, не являются операционными системами реального времени и не могут гарантировать выполнение алгоритма в жестком реальном времени.

Мы обеспечиваем счет моделей в жестком реальном времени с помощью операционной системы реального времени (ОСРВ) «РИТМ.Реальное время».

КПМ РИТМ – это программно-аппаратное решение, предоставляющее три компонента:

первое – это операционная система жесткого реального времени с вытесняющей многозадачностью;

второе – это пакет интеграции для Simulink, позволяющей автоматически запускать модели в реальном времени под управлением операционной системы «РИТМ.Реальное время»;

и третье – это специализированное оборудование, обеспечивающее работу КПМ РИТМ и интерфейсы с внешним миром.

Компания РИТМ в России занимается разработкой всех этих трех компонентов – включая сам компьютер реального времени, платы ввода-вывода и соответствующие периферийные блоки в библиотеке Simulink.

ОСРВ «РИТМ.Реальное время» включена в реестр российского программного обеспечения.

Таким образом, третий компонент для полунатурного моделирования – КПМ РИТМ. Это промышленный компьютер, в котором аккуратно подобраны и разработаны программные и аппаратные компоненты для гарантированной работы моделей и интерфейсов в режиме жесткого реального времени.

Давайте подумаем о следующих проблемах при разработке.

Что делать, если у вас уже есть алгоритмы, но не на чём их проверять? Например, целевая платформа, то есть блок управления или контроллер, еще недоступны?

Что делать, если у вас есть алгоритмы, и есть на чем проверять, но вам приходится ждать, когда программист реализует ваш алгоритм?

Решение этих проблем – это технология быстрого прототипирования алгоритмов управления.

Быстрое прототипирование – это внесение изменений в поведение вашего алгоритма управления и исследование работы алгоритма с использованием реального железа. Быстрое прототипирование означает, что вы берете алгоритм управления, который только что разработали, загружаете на систему реального времени и подключаетесь к реальному объекту управления.

Из модели, содержащей алгоритмы управления, автоматически генерируется код и переносится на компьютер реального времени. Входные данные при этом могут как генерироваться самой моделью, так и приходиться извне – от подключенных плат ввода-вывода. Компьютер реального времени с работающим алгоритмом подключен жгутами проводов к реальному объекту управления.

«Быстрым» прототипирование называется потому, что от фазы внесения изменений в алгоритм вы сразу переходите к фазе проверки алгоритма на реальном железе – и обратно, совершая, таким образом, быстрые итерации. Этот метод тестирования также полезен, когда целевого процессора у вас пока нет или вы еще не решили, какой процессор выбрать. Вы можете разрабатывать и проверять алгоритмы управления «здесь и сейчас», не дожидаясь, когда целевая платформа станет доступна.

Давайте подытожим пользу от быстрого прототипирования алгоритмов управления.

Быстрое прототипирование позволяет тестировать алгоритмы управления с подключением к реальному оборудованию и объекту управления «в железе», отрабатывая детали, которые могут быть недоступны во время симуляции. При этом вам не надо иметь навыки низкоуровневого программирования.

Вы можете вносить изменения в алгоритм и быстро тестировать влияние изменений на реальном объекте за счет автоматической генерации кода и загрузки и запуска модели на компьютере реального времени в один клик мыши.

Вы можете разрабатывать и проверять алгоритмы управления «здесь и сейчас», не дожидаясь, когда станет доступен блок управления или контроллер. А также не дожидаясь, когда программист реализует в коде функционал, описанный в модели, чтобы вы могли его протестировать.

Быстрое прототипирование позволяет на ранних стадиях изучать работу вашей системы с использованием реального оборудования и настоящего объекта управления. Такое тестирование повышает уверенность, что конечная

система будет корректно работать в окончательной реализации и позволяет осуществлять верификацию системы, наиболее приближенной к реальным условиям.

Стенд для быстрого прототипирования является универсальным и легко переконфигурируется под другой или ваш следующий проект.

Быстрое прототипирование алгоритмов управления существенно сокращает цикл разработки систем управления.

Давайте подумаем о других проблемах, которые могут возникать. Пусть у вас есть уже готовый блок управления.

Вы можете оказаться в ситуациях, когда использование реального объекта управления невозможно (например, у вас еще нет реального объекта или проводить натурные испытания крайне дорого) или нецелесообразно (например, ваши алгоритмы еще недостаточно отточены, чтобы подключать реальный объект управления – это может быть опасно или привести к разрушению объекта).

Решение этих проблем – это технология тестирования в режиме Hardware-in-the-Loop, или полунатурное моделирование. Вы можете использовать специальный компьютер с операционной системой реального времени, который будет имитировать реальный объект.

При этом алгоритмы управления работают в целевом вычислителе, или электронном блоке управления, подключенном к такому симулятору посредством интерфейсов ввода-вывода.

Модель может быть реализована как на одной системе реального времени, так и на нескольких системах, связанных интерфейсами – при этом вы сами решаете, как разбить вашу систему на компоненты.

Например, для системы управления силовым агрегатом автомобиля, на одной машине может быть реализована модель коробки передач, на другой – модель двигателя или одной из подсистем двигателя, на третьей – модель динамики автомобиля и так далее.

Следует отметить, что разные варианты применения тестирования в реальном времени могут применяться совместно, а также модифицироваться и даже называться иначе в зависимости от вашей конкретной области применения.

Давайте подытожим пользу от полунатурного моделирования.

Полунатурное моделирование позволяет запускать модель объекта управления в реальном времени с подключением к реальным исполнительным механизмам, датчикам и блоку управления. Это позволяет получить полноценную имитацию объекта управления.

Полунатурное моделирование может применяться в широком спектре задач. Включая создание симуляторов различных условий эксплуатации, тренажеров для обучения персонала, например, пилотов или технологов и создания полунатурных испытательных стендов для отладки системы управления.

Полунатурное моделирование полезно, когда реальный объект еще недоступен, например, только проектируется или производится, или доступен в единственном экземпляре и время на испытательном стенде ограничено.

Или когда испытания на реальном объекте невозможны, например, наши алгоритмы еще недостаточно проверены и могут привести к разрушению объекта или опасности для оператора.

Время на стенде с реальным объектом может стоить дорого или сам стенд может находиться далеко – в таких ситуациях полунатурное моделирование помогает сокращать издержки на испытания.

Это также полезно для создания воспроизводимых, повторяемых тестов, не зависящих, например, от износа объекта управления или внешних факторов.

Или тогда, когда вы хотите проверить алгоритмы управления в условиях, которые труднодостижимы или вообще недостижимы с реальным объектом, например, различные отказные состояния и аварийные режимы.

Все это позволяет осуществлять систематическое, полноценное тестирование системы.

Полунатурное моделирование существенно сокращает циклы разработки и испытаний систем и повышает надежность разрабатываемой системы.

Комплексы РИТМ комплектуются модулями ввода-вывода в соответствии с вашей задачей. Поддерживается широкий спектр модулей и протоколов – от аналогово-цифровых плат общего назначения с АЦП, ЦАП, цифровыми входами/выходами, ШИМ и другими цифровыми интерфейсами до специализированных – таких, как ARINC 429, MIL-STD-1553, CAN и Fibre Channel. Среди поддерживаемых плат расширения есть, в том числе, настраиваемые платы на базе ПЛИС, которые вы имеете возможность самостоятельно программировать под требуемый функционал. Это список не является полным и постоянно пополняется, в том числе драйверами для заказных модулей ввода-вывода, сделанных под конкретного заказчика.

О модулях ввода-вывода на базе ПЛИС стоит поговорить отдельно. Такие модули позволяют реализовать любые интерфейсы за счет цифровых, аналоговых или оптических модулей расширения для ПЛИС.

Например, вам может потребоваться специализированный ШИМ, который нужен для подключения к очень специфическому оборудованию. Мы можем реализовать такой модуль для вас в виде IP-ядра, то есть прошивки ПЛИС. Вы также можете реализовать его самостоятельно, используя наш HDK.

Это позволяет получить большую гибкость, а также скорость работы. Частота ввода-вывода, по сути, ограничена только физическими характеристиками линий.

Поскольку этот функционал является перепрограммируемым, вы можете в любой момент переконфигурировать ПЛИС под другие задачи без приобретения новой платы ввода-вывода.

Кроме чисто интерфейсных задач, модули на базе ПЛИС могут также использоваться как, по сути, сопроцессор и акселератор для тех задач, которые сложно выполнять на центральном процессоре.

Для таких задач – например, как обработка видео, моделирование быстрых переключений в силовой электронике, можно организовать запуск моделей непосредственно на ПЛИС.

Алгоритмы, работающие на процессоре и ПЛИС, обмениваются друг с другом информацией по высокоскоростному интерфейсу PCI Express.

Этот механизм также поддерживает технологию автоматической генерации HDL кода из модели, если вы не хотите писать ваш алгоритм для ПЛИС руками.

Также возможна работа КПМ РИТМ в автономном режиме, без привязки к хост компьютеру. Типичные применения такой конфигурации включают: полевые испытания, мелкосерийные партии блоков управления, лабораторные испытания, сбор данных и калибровка, и другие. Вы имеете возможность разворачивать ваши приложения реального времени на нескольких машинах без дополнительных лицензий.

Подытожим ключевые возможности КПМ РИТМ. Это решение позволяет вам осуществить переход от ваших моделей к тестированию алгоритмов в реальном времени с использованием физически подключенного оборудования. На машинах реального времени РИТМ вы можете осуществлять быстрое прототипирование алгоритмов управления (при этом РИТМ является прототипом вашего целевого процессора), осуществлять полунатурное тестирование (при этом РИТМ имитирует работу реального объекта управления), а также работать в автономном режиме без использования хост компьютера.

# STATIC ANALYSIS FOR DO-178C

*Daniel Kästner*

*AbsInt GmbH*

Static analysis tools offer a tremendous increase in productivity by automatically checking the code under a wide range of criteria, and automatically detecting critical software defects. DO-178B/C and other safety norms define numerous verification objectives that can be addressed by static analysis in an efficient way.

The presentation gives a brief introduction into static analysis, both at the source code level and the binary code level. The focus is on abstract interpretation-based sound analyzers, e.g., to compute safe bounds on stack usage and worst-case execution time, to check coding guidelines, and to prove the absence of runtime errors at the C/C++ source code level.

The talk concentrates on the DO-178C standard and the supplementary norms DO-333 and DO-330. We review the requirements of DO-178C/DO-333, from High-Level Requirements to requirements for verification of Executable Object Code. We investigate which aspects can be covered by static analysis methods and give an overview of the different static analyzers alongside the precise verification objectives addressed by each of them, in annotated views of the verification goal tables (FM-)A-3 through (FM-)A-6.

Agenda:

Cross-domain overview of functional safety requirements

Methodology overview — static analysis

Structure and objectives of DO-178C

The formal methods supplement DO-333

Software development standards

Review of DO-178C/DO-333 verification goals from HLR to EOC

Example tools and applications

DO-330 and tool qualification

# **IEEE TSN IN AEROSPACE: CAPABILITIES AND FUTURE OUTLOOK**

*Linda Datelinka*

*TTTech Computertechnik AG*

IEEE TSN is a set of standard amendments which enables Ethernet to operate as a real-time network. This is an attractive option for cross industry applications.

The presentation will provide an overview of IEEE TSN standards (802.1ASrev, 802.1CB, 802.1Qci, 802.1Qbv) relevant for aerospace design and provide a comparison with avionics Ethernet standards available today.

We will also outline how the integration of TSN and established avionics standards (ARINC 664) can be supported, and showcase a demonstrator which integrates all real-time Ethernet standards.

# МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕМОНСТРАТОРА ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЁС ВОЗДУШНОГО СУДНА

*Куковинец А.В., Чекин А.Ю., Румянцев П.А.  
ФГУП «ГосНИИАС»*

**Введение.** ФГУП «ГосНИИАС» разрабатывает перспективную систему торможения колёс воздушного судна, реализуемую в рамках концепции «более электрического самолёта». Цель работы – создание стенда, предназначенного для отработки алгоритмов торможения и ключевых элементов демонстратора системы торможения воздушного судна с электромеханическими приводами тормозного механизма. Создание адекватной математической и соответствующей компьютерной моделей должно позволить использовать демонстратор системы торможения колёс с многодисковыми тормозами и электромеханическим приводом для снижения количества натурных испытаний и реализации испытаний, которые нецелесообразно проводить на стенде.

Система торможения колёс предназначена для поглощения кинетической энергии воздушного судна во время его послепосадочного пробега, а также обеспечения торможения и управления по мере взлёта, посадки и руления. Эффективность тормозной системы оказывает непосредственное влияние на безопасность, устойчивость и боеспособность воздушного судна. В последние годы, когда были предложены концепции более (БЭС) и полностью электрического самолёта (ПЭС), вектор исследования тормозных систем сместился в сторону использования электрических систем с электромеханическим или электрогидравлическим приводом тормозного механизма вместо широко используемых гидравлических систем с гидравлическим приводом.

Использование электрической системы торможения колёс исключает риск утечки и возгорания рабочей жидкости и позволяет облегчить техническое обслуживание ввиду модульности системы. В электрической системе вместо золотникового клапана, обладающего нелинейными характеристиками с задержками в передаче гидравлического усилия, используются силовые электрические преобразователи, включающие бесконтактные полупроводниковые ключи с присущими им высоким быстродействием порядка 1 мс, малой мощностью управления и большим сроком службы [1]. Исследования, направленные на электрификацию тормозной системы, учитывают существенные нелинейности при переключении бесконтактных устройств, качество генерируемой на борту электроэнергии, различные конструкции компонентов электрической и механической частей системы, а также возможность механического заклинивания и деградацию фрикционных. Анализ такой системы и синтез алгоритмов управления требует применения соответствующих методов автоматического управления с использованием нелинейных регуляторов.



В общем виде возможная структура системы автоматического управления системой торможения колёс воздушного судна представлена на рисунке 1.

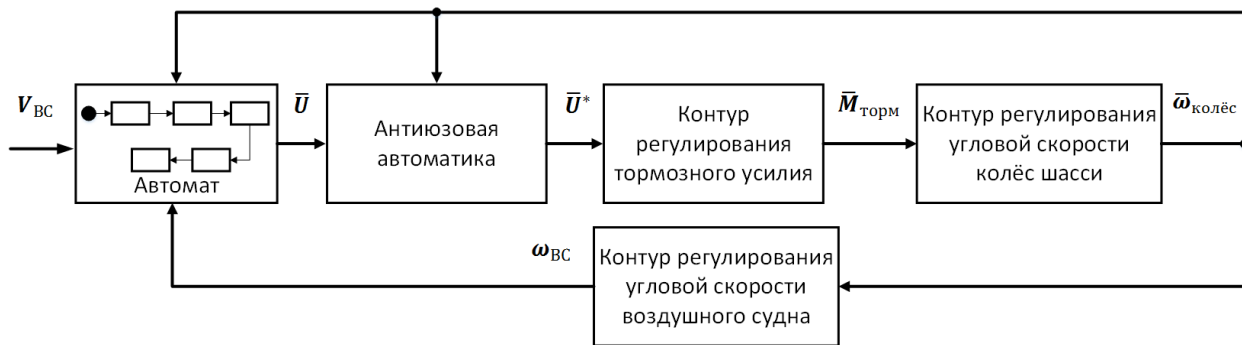


Рисунок 1 – Общая структура САУ системы торможения колёс воздушного судна

В этой структуре блок «Автомат» на основании текущей линейной скорости воздушного судна  $V_{BC}$ , его угловой скорости  $\omega_{BC}$  относительно вертикальной оси и вектора угловых скоростей колёс шасси  $\bar{\omega}_{\text{колёс}}$  реализует релейную логику формирования вектора управляющих сигналов  $\bar{U}$ , преобразуемого в блоке антиюзовой автоматике в управляющий вектор  $\bar{U}^*$  для задания необходимых параметров торможения. На выходе контура регулирования тормозного усилия формируется вектор  $\bar{M}_{\text{торм}}$  моментов торможения, возникающих в результате контактного взаимодействия дисков.

**Математическая модель демонстратора.** Модель демонстратора содержит двигатель, инерционный стан, стойку шасси с установленным на ней колесом, многодисковый тормозной барабан, электродвигатель, линейный электромеханический привод тормозного механизма и систему управления.

В математической модели учтены: механическая часть, описывающая вращение инерционного стана и колеса, динамику радиального прижатия колеса, контактное взаимодействие между поверхностью стана и колесом, а также преобразование вращательного движения в линейном приводе; тепловая часть, описывающая процесс изменения температуры тормозных дисков при фрикционном торможении; электрическая часть для описания электродвигателя. Общий вид компьютерной модели механической части представлен на рисунке 2.

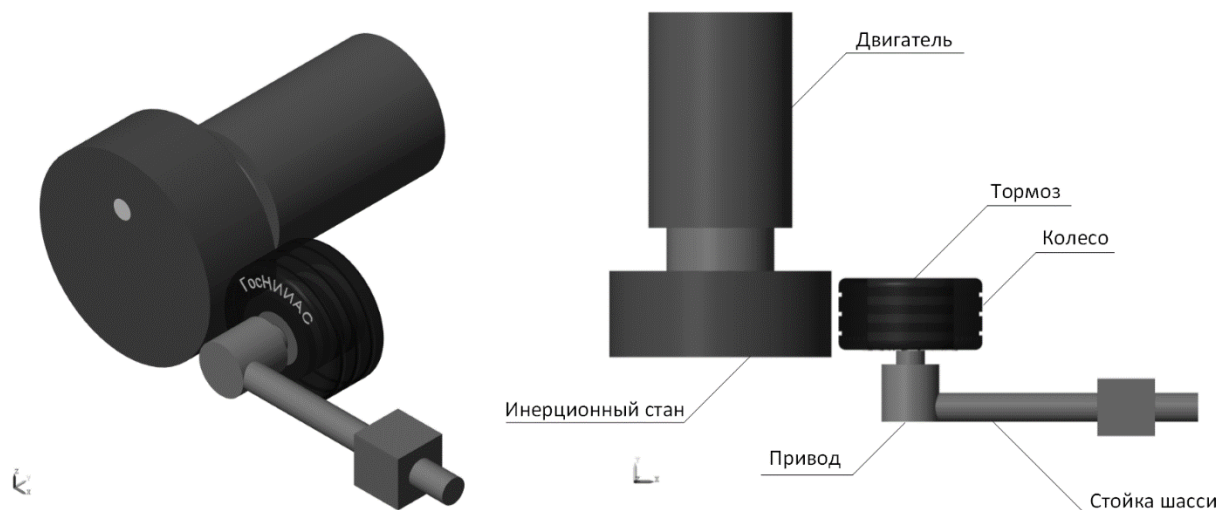


Рисунок 2 – Изометрическая проекция компьютерной 3D-модели и вид сверху

Принцип функционирования модели следующий. В начале эксперимента стойка с колесом отведены от стана, имитирующего момент инерции воздушного судна. Двигатель раскручивает стан с заданным крутящим моментом до угловой скорости, соответствующей линейной посадочной скорости воздушного судна, после чего стан вращается свободно. Колесо прижимается к стану с усилием, эквивалентным весу воздушного судна, и после раскручивания его до установившегося значения скорости система управления создаёт сигнал торможения, запускающий электродвигатель. Момент электродвигателя через передачу и ходовой винт подаётся в виде тормозного усилия на прижимной диск, который во взаимодействии с тормозным барабаном задаёт фрикционное торможение колеса вместе со станом.

Для задачи моделирования действия радиальной нагрузки на стойку с колесом, возникающей при посадке самолёта, учитывается амортизация в прижимном механизме. Модель взаимодействия «колесо-стан» включает расчёт силы нормальной реакции в зависимости от динамической величины проникновения колеса в поверхность стана и расчёт силы трения с учётом упругости и демпфирования при контакте, а также нелинейного коэффициента трения в точке контакта. Механическая модель фрикционной пары представляет собой алгоритм вычисления крутящего момента сухого трения в зависимости от давления на вращающийся диск со стороны прижимного, коэффициента кинетического трения и угловой скорости диска.

Используемый электродвигатель является двигателем постоянного тока в двух вариантах: с постоянными магнитами и с электромагнитами. Для обоих вариантов в двигателе учитывается трение, представляющее собой функцию относительной угловой скорости и включающее трение Штрибека, Амонтона-Кулона и вязкое. В качестве передачи используется идеальный редуктор с фиксированным передаточным отношением, а модель ходового винта включает идеальное преобразование вращательного движения в линейное. Механическая модель привода и стойки включает также люфт.

Тепловая модель представлена уравнением конвективного теплообмена и основывается на коэффициенте сопротивления нагреву дисков. Этот коэффициент соответствует характеристикам материала, из которого изготавливаются диски (углерод, биметалл, металлокерамика и пр.), и может варьироваться для исследования влияния на эффективность торможения.

Система управления демонстратора для решения описанной задачи реализована в виде конечного автомата, структура которого представлена на рисунке 3.

В состоянии «Инициализация» на основании заданной посадочной скорости воздушного судна  $V_{\text{посадочная}}$ , для которой необходимо проверить параметры торможения, вычисляются соответствующие угловые скорости инерционного стана  $\omega_{\text{стана}}^{\text{ref}}$  и колеса  $\omega_{\text{кол}}^{\text{ref}}$ , к стану прикладывается момент двигателя  $M_{\text{дв}}$ , влияющий только на время эксперимента, и принимаются заданные усилие стояночной нагрузки  $F_{\text{приж}}^{\text{ref}}$  (прижимной силы) и максимальное тормозное усилие  $F_{\text{торм}}^{\text{ref}}$ .



Рисунок 3 – Диаграмма состояний системы управления демонстратора

После достижения угловой скоростью стана заданного значения система управления переходит в состояние «Задержка», в котором со стана снимается момент двигателя, и он вращается свободно в течение заданного промежутка времени  $\tau_1$  для установления переходного процесса  $\omega_{\text{стана}}(t)$ . В состоянии «Давление» к стойке шасси прикладывается усилие  $F_{\text{приж}}^{\text{ref}}$ , прижимая колесо к стану, заставляющему его раскручиваться под действием силы трения. После достижения колесом заданной скорости  $\omega_{\text{кол}}^{\text{ref}}$  и прошествии времени  $\tau_2$  система переходит в состояние «Торможение», в котором в контур регулирования тормозного усилия поступает заданное значение  $F_{\text{торм}}^{\text{ref}}$ . При достижении колесом нулевой угловой скорости задача управления считается выполненной, и тормозное усилие снимается.

**Заключение.** Проведённое имитационное моделирование разработанной системы с набором реальных и квазиреальных параметров с использованием решателя для жёстких систем дифференциальных уравнений позволило получить переходные процессы угловых скоростей колеса и инерционного стана, а также температур дисков в тормозном барабане, изображённые на рисунке 4.

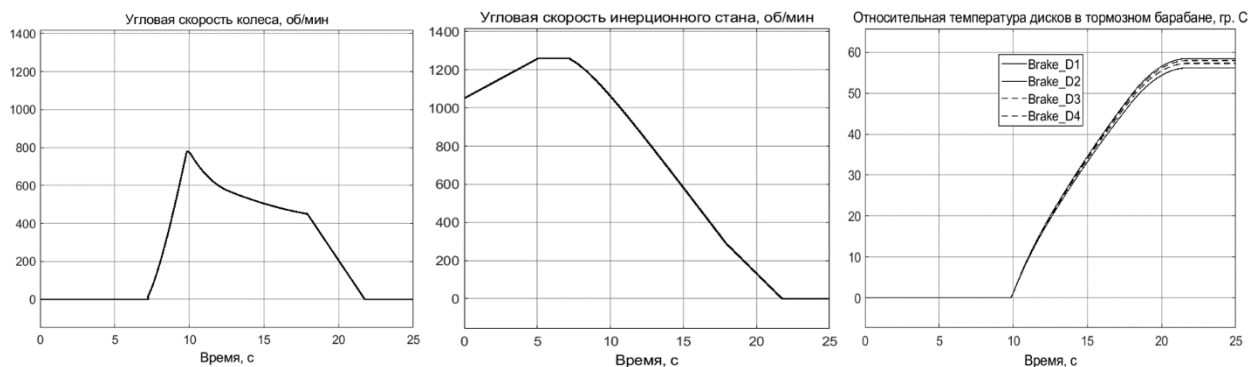


Рисунок 4 – Переходные процессы выходов модели

Температуры дисков в тормозном барабане приходят к разным установившимся значениям ввиду отличия их коэффициентов сопротивления нагреву. Это несовпадение необходимо для проведения исследований влияния качества используемых материалов на скорость затормаживания воздушного судна и жизненный цикл фрикционов. На графике угловой скорости колеса представлено движение с проскальзыванием.

Компьютерная модель демонстратора содержит доступные конструктивные характеристики реального стенда для отработки системы торможения и выполняет заданные функции. Варьирование параметров позволяет использовать построенную модель для имитации работы реального стенда, однако она требует уточнения характеристик, введения подсистем, таких как антиюзная автоматика и система принудительного охлаждения, учёта дополнительных эффектов, например, закручивание пневматика относительно диска [2] и деградация фрикционов, а также валидации модели по экспериментальным данным.

#### Список использованных источников

1. Лукутин Б.В., Обухов С.Г. Силовые преобразователи в электроснабжении: Учебное пособие. – Томск: Изд-во ТПУ, 2007. – 144 с.
2. Богачева, Н. А. Полунатурное моделирование системы антиюзной автоматике самолета / Н. А. Богачева, А. Д. Жуков, С. А. Жуков // Известия вузов. Приборостроение. – 2011. – Т. 54, N 8. – С. 62-65.

## **ПРОГРАММНАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СТЕКА ПРОТОКОЛОВ КАК СРЕДСТВО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ОПТИЧЕСКОЙ БОРТОВОЙ СЕТИ**

*Оленев В.Л.<sup>1</sup>, Суворова Е.А.<sup>1</sup>, Коробков И.Л.<sup>1</sup>, Рождественская К.Н.<sup>1</sup>,  
Чумакова Н.Ю.<sup>1</sup>, Синёв Н.И.<sup>1</sup>, Новиков В.М.<sup>2</sup>*

*<sup>1</sup>-Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, <sup>2</sup>-ФГУП «ГосНИИАС»*

Бортовые авиационные сети нового поколения имеют ряд серьезных ограничений, связанных со временем принятия решений, временем реакции на экстремальные условия эксплуатации, требованиями по наличию сложных механизмов защиты, обработки и доставки данных [1, 2]. Создание таких сетей влечет за собой совмещение в одной сети большого количества различных коммуникационных технологий и протоколов, значительными затратами средств, усилий и времени на проектирование [3]. Создание единой сетевой информационной среды обеспечит решение таких задач как:

- разработка единой коммуникационной среды;
- освобождение вычислительных ресурсов от жесткой связи с каналами;
- реализация прозрачного, невидимого, единого механизма взаимодействия.

Построение такой единой сетевой информационной среды возможно на базе полностью оптических бортовых сетей (ПОБС) [4, 5]. ПОБС для коммутации, мультиплексирования и ретрансляции используют чисто оптические технологии. Концепция построения единой оптической информационной среды [6, 7, 8] базируется на технологии спектрального уплотнения, которая позволяет «разделить» единый физический канал на множество оптических логических каналов по длине волны ( $\lambda$ -каналы) для увеличения пропускной способности [9]. Каждый оконечный узел сети ПОБС для передачи данных может использовать один или несколько фиксированных оптических  $\lambda$ -каналов. Все сигналы от узлов собираются в оптическом разветвителе (или мультиплексоре), где они смешиваются и распределяются по выходным полюсам, при этом каждый узел ПОБС может получать и читать этот сигнал. Общая концепция полностью оптической сети показана на рисунке 1.

Однако сама технология ПОБС не обеспечивает максимальную функциональность и полезность сети для потенциальных пользователей. Для организации эффективного обмена данными необходимо создать целый стек протоколов, который позволит обеспечить различные скорости передачи данных, гибкость конфигурации протокола и предоставление различных качеств сервиса. Такой стек протоколов ПОБС должен состоять из нескольких уровней: физического, канального, транспортного уровней и уровня администрирования.

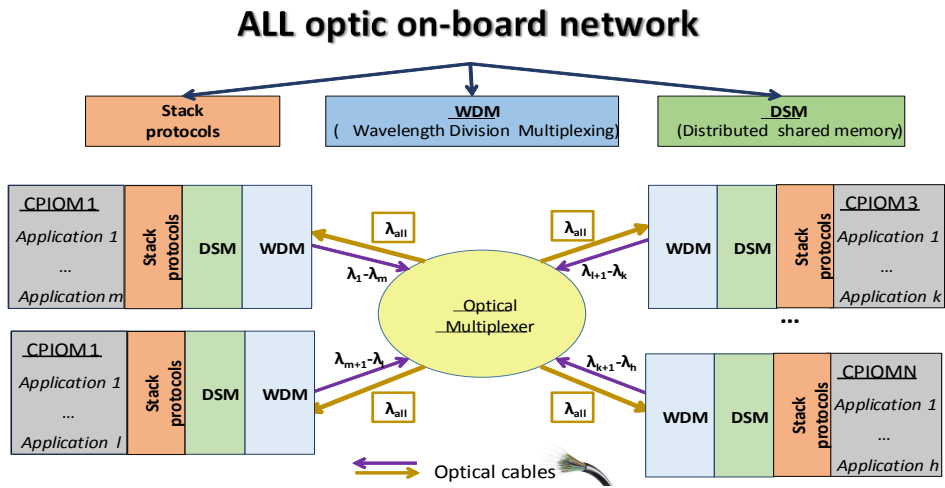


Рисунок 1 – Концепция передачи данных в полностью оптической сети

Основные принципы работы физического уровня описаны в значительном количестве работ. Сетевой уровень в ПОБС отсутствует в силу специфики построения полностью оптической бортовой сети. Поэтому в рамках данной статьи сфокусируемся на разработанных канальном, транспортном уровнях и уровне администрирования ПОБС.

Стек протоколов ПОБС и его соответствие эталонной модели OSI изображены на рисунке 2.

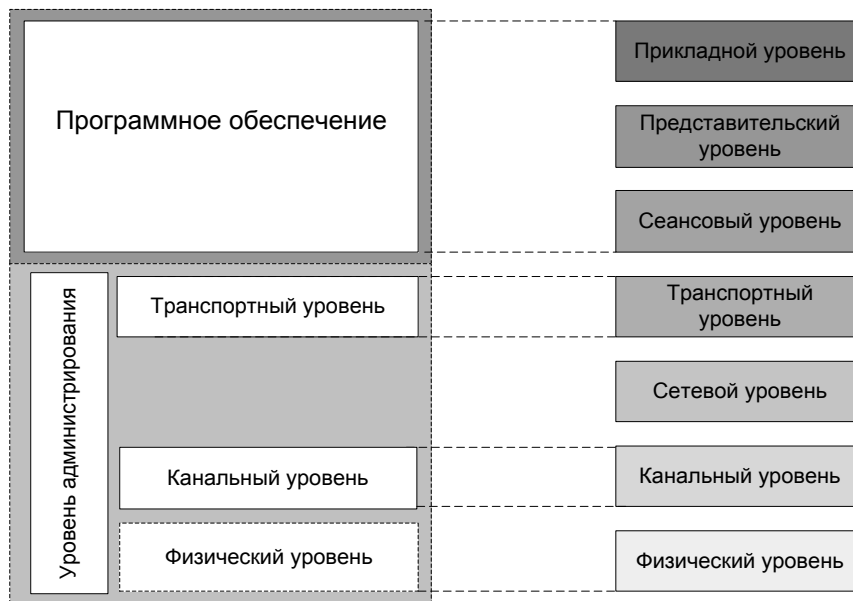


Рисунок 2 – Соотнесение стека протоколов ПОБС с моделью OSI

Рассмотрим каждый из уровней стека протоколов ПОБС подробнее.

### Канальный уровень полностью оптических бортовых сетей

Протокол канального уровня определяет взаимодействие между канальными узлами сети, регламентирует форматы передаваемых кадров данных и правила передачи сообщений абонентами канального уровня. В

задачи канального уровня входит обнаружение ошибок при передаче данных.

Взаимодействие канального уровня с транспортным уровнем и физическим уровнем ПОВС иллюстрируется на рисунке 3. На канальном уровне каждому  $\lambda$ -каналу, на которой может осуществляться передача данных, ставится в соответствие блок передачи данных, и каждому  $\lambda$ -каналу, на которой может осуществляться прием данных, ставится в соответствие блок приема данных. Одному  $\lambda$ -каналу может соответствовать только блок приема или только блок передачи. Также канальный уровень включает в себя Блок контроля режима/состояния, который осуществляет управление функционированием канального уровня и отслеживание его состояния.

Обмен информацией между протоколами транспортного уровня в различных терминальных узлах идет в терминах кадров. Длина кадра всегда кратна 4-м символам 8В/10В. Используется два типа кадров: информационные и служебные. Информационные кадры используются для передачи пакетов данных (их частей) и системных кодов. Служебные кадры используются для установки соединения, для обмена информацией о текущем состоянии, об ошибках. Поддерживается два режима функционирования на канальном уровне: без гарантированной доставки и с обеспечением гарантированной доставки. Режим функционирования выбирается для всей сети, для всех терминальных узлов должен быть задан один и тот же режим. Выявление ошибок, которые могут происходить в ходе передачи, выполняется в обоих режимах. Для выявления ошибок используются контрольные суммы (CRC) в передаваемых кадрах и нумерация кадров.

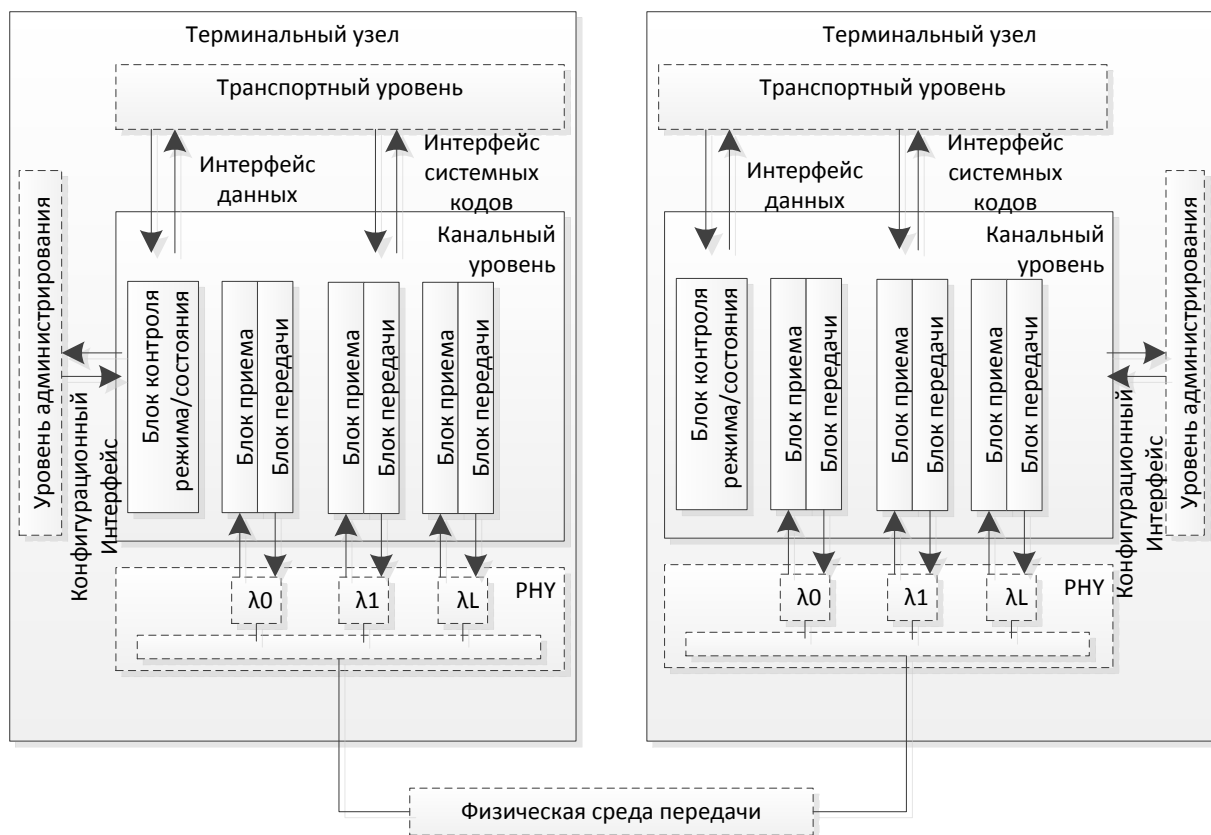


Рисунок 3 – Схема взаимодействия между терминальными узлами

Основными характеристиками режима без гарантированной доставки являются: обнаружение ошибок; отсутствие повторных передач в случае возникновения ошибок; отсутствие управления потоком данных от приемника; возможность широковещательной передачи данных на канальном уровне; возможность широковещательной передачи системных кодов.

В режиме без гарантированной доставки приемная сторона в случае обнаружения ошибки в принимаемом кадре данных или отсутствия свободного места в буфере выдает на транспортный уровень принятую часть пакета и символ ошибочного конца пакета ЕЕР. Последующие принимаемые кадры данных, относящиеся к пакету, в ходе приема которого произошла ошибка, отбрасываются. Если на приемной стороне недостаточно места в приемном буфере канального уровня, то кадры данных отбрасываются. Прием пакетов с передачей их на транспортный уровень возобновляется с заголовка очередного пакета после того, как в приемном буфере появляется свободное место.

Основными характеристиками режима с гарантированной доставкой являются: обнаружение ошибок; повторные передачи данных в случае возникновения ошибок; схема управления потоком данных от приемника при которой в случае отсутствия места в буфере приема приемник посылает информацию об этом в передатчик; не поддерживается широковещательная рассылка данных на канальном уровне; поддерживается широковещательная рассылка системных кодов.

### **Транспортный уровень полностью оптических бортовых сетей**

Протокол транспортного уровня определяет транспортное взаимодействие узлов в сети, регламентирует форматы передаваемых данных и правила передачи сообщений между абонентами бортовой сети, обеспечивает транспортировку данных между удаленными оконечными узлами сети с предоставлением требуемого качества сервиса.

На рисунке 4 представлено место протокола транспортного уровня в общем стеке протоколов ПОБС.

Сообщения и управляющие команды от приложений передаются на удаленные оконечные узлы ПОБС в специализированных транспортных пакетах. Транспортный уровень обеспечивает передачу следующих пользовательских типов данных: управляющие пакеты; пакеты данных; метки времени; коды прерываний; пакеты команд записи и ответы на них; пакеты команд чтения и ответы на них; пакеты команд чтения-модификации-записи и ответы на них. Транспортный уровень обеспечивает одноадресную и многоадресную рассылку данных.

На транспортном уровне реализованы два режима передачи данных: режим пакетной передачи и режим удаленного доступа к памяти. Режимы устанавливаются на этапе конфигурации стека протоколов ПОБС.



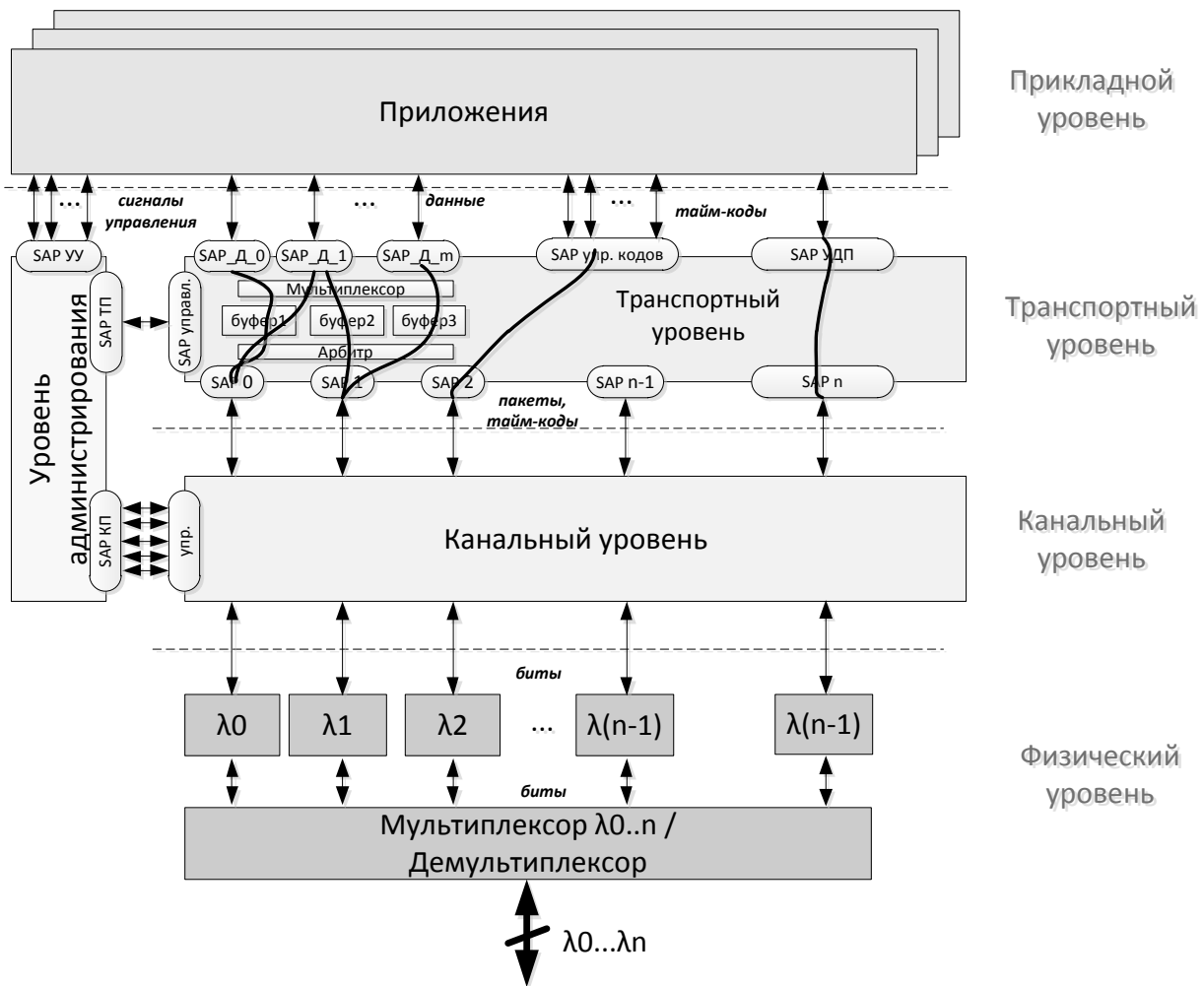


Рисунок 4 – Архитектура стека протоколов ПОВС

В режиме пакетной передачи транспортный уровень осуществляет прием и передачу пакетов данных, служебных пакетов, а также управляющих пакетов. В режиме удаленного доступа к памяти транспортный уровень осуществляет отправку и прием по сети ПОВС пакетов команд, а также пакетов ответов на команды.

Транспортный уровень отвечает за обеспечение следующих механизмов на передатчике.

1. Прием и обработка пакетов данных и управляющих пакетов от приложений и отправка их в канал в соответствии с адресом принимающего узла.

2. Прием и передача временных меток и управляющих кодов от приложений в каналные интерфейсы без буферизации.

3. Буферизация пакетов данных от приложений в буферах повтора в соответствии с их типами (высокоприоритетные пакеты, низкоприоритетные пакеты, управляющие пакеты).

4. Многоадресная рассылка пакетов данных.

5. Обеспечение качества сервиса: негарантированная доставка данных; гарантированная доставка данных; доставка данных в соответствии с приоритетами на передатчике; планирование.

## 6. Механизм синхронизации времени при планировании.

Транспортный уровень отвечает за обеспечение следующих механизмов на приемнике.

1. Прием и обработка пакетов данных и управляющих пакетов из канальных интерфейсов и передача их приложениям в соответствии с адресом передающего узла и номером приложения.

2. Прием из канальных интерфейсов и передача временных меток и управляющих кодов в приложения.

3. Буферизация пакетов данных в соответствии с их типами.

4. Гарантия единичного получения каждого пакета.

5. Обеспечение качества сервиса: гарантированная доставка данных; доставка данных на уровень Приложений на приемнике в соответствии с приоритетами.

## **Уровень администрирования полностью оптических бортовых сетей**

Уровень администрирования выполняет функции настройки транспортного и канального уровней для полностью оптической бортовой сети и предоставляет возможность записи и чтения настроек указанных уровней, осуществлять сброса настроек в значения по умолчанию и очищения буферов. Уровень администрирования необходим для управления настройками транспортного и канального уровней, он находится ниже уровня приложений и отвечает за хранение значений конфигурационных параметров и управление ими на соответствующих уровнях. Он не отвечает за транспортировку данных между абонентами и не выполняет настройку и управление удаленных абонентов ПОБС.

Уровень администрирования хранит текущие значения и значения по умолчанию конфигурационных параметров в собственном конфигурационном пространстве, именуемом базой управляющей информации. База управляющей информации содержит такие основные параметры, как текущие значения и значения по умолчанию конфигурируемых параметров транспортного уровня, значения параметров для инициализации канального уровня, таблицу планирования транспортного уровня, детальные настройки установки соединения, используемые качества сервиса, таблицы сопоставления адресов, таблицу соединений, таблицу передачи системных кодов и многие другие.

Взаимодействие уровня администрирования с канальным и транспортным уровнем возможно только посредством примитивов через соответствующие сервисные точки доступа. Взаимодействие уровня приложения с уровнем администрирования происходит через конфигурационный интерфейс, через который можно осуществлять чтение текущих значений конфигурационных, обновление значений конфигурационных параметров, реконфигурацию с целью перезаписи

параметров, выполнение сброса транспортного уровня, выполнение очищение буферов.

### **Программная реализация стека протоколов ПОБС**

Основной целью в процессе написания спецификации протокола является определение и описание основных его функций, а также создание его исполняемой программной модели. Эта программная модель используется для проверки корректности работы протокола с функциональной точки зрения, а также для определения необходимых аппаратных ресурсов для работы и архитектуры системы. Программная модель протокола является сложным многокомпонентным параллельным программным комплексом, поэтому задачи разработки и написания такой модели также являются сложными и трудоемкими [10].

После написания спецификации финализированные версии моделей позволяют исследователям тестировать сценарии, которые трудно или дорого имитировать в реальности. Симуляторы могут использоваться для проектирования различных топологий сети с использованием различных типов узлов. Отсюда появилась необходимость создания средства диагностирования оптической бортовой сети на базе разработанной модели стека протоколов ПОБС.

Разработанная программная модель стека протоколов полностью оптической бортовой сети предназначена для отработки функционирования протокола в составе программной модели взаимодействия двух сетевых узлов точка-точка. Данная модель может быть использована для решения задачи моделирования спецификации стека протоколов ПОБС, тестирования механизмов уровней ПОБС.

Разработанная модель и программное обеспечение для работы с ней позволяет работать со средой моделирования в графическом пользовательском интерфейсе, выполнять моделирование различных сценариев, формировать подробную диагностическую информацию о ходе выполнения моделирования.

В общем случае, бортовая сеть собирается из следующих основных типов элементов: каналы, терминальные узлы, коммутационное оборудование. Для разработки протокола, обеспечивающего взаимодействие типа точка-точка основными компонентами сети при моделировании являются: узел и среда передачи данных, представленная упрощенной моделью каналов связи полностью оптической бортовой сети для передачи пакетов, меток времени и прерываний между узлами.

В узлах размещаются модели протоколов и прикладных процессов (приложений). Общая структура программной модели приведена на рисунке 5.



Рисунок 5 – Общая структура программной модели

Посредством разработанной модели было проведено подробное исследование механизмов транспортного уровня, канального уровня и уровня администрирования и показана работоспособность разработанных механизмов. Для этого было проведено тестирование передачи различных пакетов с различным качеством сервиса, прерываний, меток времени, различных команд удаленного доступа в память, а также запросов для уровня администрирования.

После запуска программы в открывшемся на экране компьютера окне будет отображено главное окно, в котором представлена топология сети ПОБС «точка-точка» (рисунок 6).

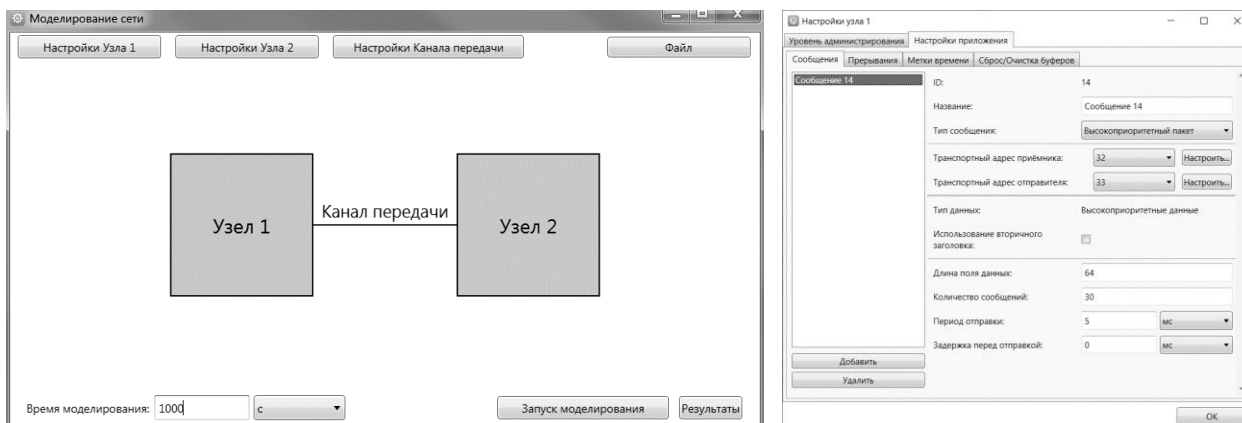


Рисунок 6 – Пользовательский интерфейс модели ПОБС

В качестве примера, рассмотрим передачу высокоприоритетных пакетов из Узла 1 в Узел 2. Параметры передачи приведены в таблице 1.

В результате данной настройки модель прикладного процесса Узла 1 запрашивает отправку 30 высокоприоритетных пакетов с качеством сервиса «Гарантированная доставка». Модель транспортного уровня Узла 1 выполняет отправку высокоприоритетных пакетов по сети ПОБС. Прием высокоприоритетных пакетов выполняет модель транспортного уровня Узла 2. Узел 2 корректно принимает все высокоприоритетные пакеты, формирует и отправляет пакеты подтверждения. Узел 1 корректно принимает пакеты подтверждения.



отработки функционирования протокола в режиме передачи данных "точка-точка". Программная модель включает программные реализации уровней ПОБС, а также графический пользовательский интерфейс для настройки двух узлов для передачи данных, настройки потоков данных и запуска модели ПОБС на исполнение. При помощи тестирования модели протоколов выполнено исследование разработанного протокола.

На основе разработанных спецификаций подготовлен проект стандарта на организацию передачи данных для полностью оптической авиационной бортовой сети и пояснительная записка к нему.

Созданные протоколы для комплекса бортового оборудования на базе оптической сети обеспечат с одной стороны эффективное использование предлагаемых ресурсов ПОБС, а с другой стороны сократят программные и аппаратные затраты на подготовку и реализацию сетевого обмена, что обеспечит экономичность разработки, производства, эксплуатации. Проведенные работы позволят создать технические решения, соответствующие уровню мировых авиационных компаний и будут способствовать увеличению доли отечественной авиационной техники в мировом самолетостроении.

#### Список используемых источников

1. Шейнин Ю.Е., Новиков В.М., Платошин Г.А. Особенности применения интерфейса SpaceWire в комплексах бортового оборудования // Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы Авионики, 2018. № 7 (40). С. 41-69.

2. Olenev V., Lavrovskaya I., Podgornova E., Sheynin Y. Deterministic services for SpaceWire networks // Proceedings of 7th International SpaceWire Conference Program, 2016. С. 159-166.

3. Платошин Г.А., Сельвесюк Н.И., Новиков В.М. Перспективы создания однородного бортового многоуровневого интерфейса, для построения бортовой информационно-вычислительной сети // Актуальные проблемы и перспективные направления развития комплексов авиационного оборудования: материалы Третьей Всероссийской научно-технической конференции "Академические Жуковские Чтения", 2017. С. 1-7.

4. Sabella R., Lugli P. All-Optical Networks // High Speed Optical Communications, 1999. С. 253-299.

5. Alferness R.C. The all-optical networks // 2000 International Conference on Communication Technology Proceedings, 2000. С. 1-9.

6. Новиков В.М. Концепция применения полностью оптических бортовых сетей при решении задач динамической реконфигурации бортовой информационно-вычислительной среды на базе РМЭ // Сборник научных статей по материалам пятой Всероссийской научно-практической конференции, 2017. С. 27-29.

7. Новиков В.М. Формирование способов построения комплекса бортового оборудования на базе однородной оптической среды // Сборник

материалов международной научной конференции «Математическое моделирование и информационные технологии в инженерных и бизнес-приложениях». 2018. С. 237-254.

8. Патент №2694137 «Система передачи информации в реальном времени на базе полностью оптической спектрально-уплотнённой бортовой сети реального времени», 2019 год.

9. Rani, A., Bhamrah, M.S. & Dewra, S. Performance evaluation of the dense wavelength division multiplexing system using reconfigurable optical add/drop multiplexer based on digital switches. *Opt Quant Electron* 52, 480 (2020). <https://doi.org/10.1007/s11082-020-02608-x>

10. Оленев В.Л. Проектирование программных моделей сетевых протоколов для встроенных систем, диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, Санкт-Петербург, ГУАП, 2012 г.

# УНИВЕРСАЛЬНЫЙ ЗАГРУЗЧИК БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

*Осинов Ю.С.*

*ФГУП «ГосНИИАС»*

В настоящее время объём исходного кода функционального программного обеспечения (ФПО) бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) реального времени (далее по тексту приводятся целевые устройства, платформы) на несколько порядков выше, чем в ЦВМ, используемых в 80-90 годах 20-го столетия, за счёт поддержки в них языков программирования высокого уровня.

Для поддержания уровня качества программных продуктов возможностей человека хватает все меньше. Современные стандарты разработки [1] требуют большого количества процедур верификации, тестирования программного продукта на этапах разработки и внедрения жизненного цикла. На помощь приходят автоматизированные системы, позволяющие выполнять куда большее число операций, не теряя при этом в качестве, а даже наоборот, повышая степень покрытия исходного кода программного обеспечения средствами автоматизированного тестирования.

Основными базовыми задачами загрузчика программного обеспечения являются:

- загрузка программного обеспечения на целевую платформу;
- верификация загруженного программного обеспечения;
- сохранение содержимого (дампа) памяти в файл;
- стирание области памяти целевого устройства.

Стандартная работа с целевыми устройствами и загрузчиками программного обеспечения (ПО), поставляемыми с бортовым оборудованием при необходимости запуска и взаимодействия с ФПО, обычно включает следующие действия:

- открытие или формирование нового списка файлов для загрузки;
- указание параметров загрузки для каждого файла (адреса смещения, размера, целевого модуля составного устройства и т.п.);
- подача питания на целевое устройство;
- запуск процедуры загрузки;
- ожидание завершения загрузки;
- запуск прикладного ПО, позволяющего вести обмен данными с целевой платформой (для проведения тестирования или имитации реального оборудования);
- запуск ПО имитаторов систем или тестовой среды, связывающихся с целевой платформой с помощью прикладного ПО;
- ожидание результата выполнения;
- сохранение результатов для последующей обработки;



- завершение запущенных приложений, участвующих в обмене данными, для исключения влияния на следующую загрузку целевой платформы;
- повтор процедуры при необходимости.

Данный перечень может различаться в зависимости от целевой задачи. Однако большинство вышеперечисленных действий приходится выполнять вручную, что весьма замедляет и усложняет процесс загрузки устройства. Причем, в силу человеческого фактора и накопления усталости в течение рабочего дня, повышается вероятность пропуска одного или нескольких пунктов из процедуры загрузки, в связи с чем её потребуется начать заново для соблюдения, например, протокола проведения тестовых испытаний или иной регламентированной процедуры. Вдобавок, в связи с описанной сложностью процедуры запуска, требуется более высококвалифицированный персонал, на подготовку которого так же необходимо затратить немалое количество времени.

После проведения ручного тестирования кода ФПО под БЦВМ и знакомства с автоматизированными средствами тестирования, которые позволяют в автоматизированном режиме создавать инструментированный код для последующего запуска на целевой платформе, получать результат тестирования и отображать его в удобном для человека виде, возникла идея создания такого средства, которое позволяло бы проводить автоматизированную загрузку ФПО в бортовое оборудование и получать результаты тестов или связываться с ФПО, работающем на БЦВМ.

Основной целью создания данного загрузчика ПО явилось ускорение в значительной степени процесса отладки функционального программного обеспечения, работающего на бортовых вычислителях аппаратно-программных средств, при моделировании режимов работы комплекса бортового оборудования (КБО).

Загрузчик так же призван помочь разработчикам КБО и ФПО сконцентрироваться на их основной задаче, не переключая внимание на разработку и реализацию однотипных задач, присущих загрузчику.

Таким образом, дополнительными задачами, возложенными на программное обеспечение универсального загрузчика, являются:

- возможность дистанционной работы для перечисленных ниже задач;
- верификация параметров загрузки целевого оборудования по заданным критериям;
- включение или выключение целевой платформы;
- обмен данными с целевой платформой после осуществления ее загрузки;
- автоматическое ожидание команды от целевого устройства о завершении процедуры тестирования или сбора необходимых данных;
- автоматизированное сохранение результатов выполнения ФПО на целевой платформе в необходимом формате;

- передача сохраненных результатов выполнения программному обеспечению, вызвавшему процедуру загрузки в автоматизированном режиме.

При реализации этих и других задач появляется возможность полностью автоматизировать процедуру загрузки, что значительно сократит время участия человека в рутинных процедурах, требующих повышенной концентрации и внимания. Достаточно лишь единожды сконфигурировать действия, необходимые для загрузки на определенную платформу устройства и использовать данную конфигурацию при последующих загрузках, подменяя лишь сами исполняемые файлы. При этом, данные конфигурации могут использоваться как в автоматизированном режиме, так и разработчиками ФПО, которым уже не требуется досконально разбираться в самой процедуре загрузки, запуска и взаимодействия с целевым устройством.

При разработке данного программного обеспечения предлагается использовать модульный принцип, который позволит в дальнейшем:

- расширять функциональность приложения за счет добавления новых модулей в соответствии с решаемыми задачами;
- осуществлять независимую разработку модулей, в том числе разными разработчиками (групповая разработка);
- отключать/ограничивать частично функциональность при поставке ПО;
- упростить разработку отдельных модулей;
- включить поддержку динамически подключаемых функциональных модулей приложения во время его работы (плагины) для наращивания функциональности, в том числе сторонними разработчиками;
- упростить тестирование и обнаружение ошибок;
- производить обновление (замену) модулей без необходимости изменения (перекомпиляции) всего приложения;
- уменьшить время перекомпиляции при внесении изменений в отдельный модуль;
- производить замену компонентов (библиотеки) без необходимости повторной сборки всего проекта;
- повысить надежность, безопасность и отказоустойчивость приложения.

Для соблюдения данного принципа предлагается использовать набор универсальных интерфейсов, позволяющих без труда расширять функциональность загрузчика посредством дополнительных модулей и плагинов, подключаемых «на лету» (без необходимости совершения компиляции кода загрузчика при появлении новой функциональности). При данном подходе требуется лишь заранее спроектировать и обозначить интерфейс, необходимый и достаточный для выполнения задач такого загрузчика. Их, впрочем, при необходимости можно расширить набором новых функций для вновь появляющихся требований к загрузчику по набору его функционала.

В настоящее время по описанному принципу в ФГУП «ГосНИИАС» реализовано приложение «Загрузчик ФПО SWLoader», которое используется в процессе разработки и интеграции ФПО для аппаратно-программных средств с интерфейсом SpaceWire [2]. Функциональные возможности данного приложения включают в себя:

- управление адаптерами ПК SpaceWire;
- определение количества установленных адаптеров;
- определение задействованных портов;
- индикация состояния и активности соединения с абонентом;
- автоматизированная загрузка файлов ФПО в целевую платформу;
- управление питанием целевой платформы;
- проверка и корректировка параметров в загрузочных списках файлов в соответствии с протоколом загрузки;
- поддержка расширений «.elf» и «.mot» файлов загрузки;
- вывод информации о состоянии адаптеров связи;
- двунаправленное преобразование данных протоколов TCP/IP и SpaceWire;
- чтение файлов конфигурации целевых устройств;
- сохранение настроек пользователя;
- сохранение недавно открытых файлов;
- поддержка ОС Windows (7, 8, 10) и Linux (Debian, Astra);
- поддержка русского и английского языков интерфейса.

Загрузчик SWLoader включает в себя следующие модули:

- модуль загрузчика;
- модуль сервера связи;
- модуль работы с адаптерами связи;
- модуль работы с конфигурацией целевых устройств;
- модуль управления.

Модуль загрузки представляет собой основной модуль, реализующий основную логику работы программы.

Модуль сервера связи - это двунаправленный преобразователь данных протоколов TCP/IP и SpaceWire.

Модуль работы с адаптерами связи – модуль работы с платой SpaceWire.

Модуль работы с конфигурацией целевых устройств – парсер конфигураций, который так же используется в Эмуляторе.

Модуль управления – модуль, осуществляющий управление питанием целевого устройства, который может посылать разовые команды посредством платы РК64 разработки ФГУП «ГосНИИАС» для таких операций, как включение, выключение, перезагрузка устройства.

Такой загрузчик предлагается использовать в системах, подобных тем, схема которых изображена на рисунке 1.



Рисунок 1 – Схема применения загрузчика SWLoader в автоматизированном режиме

На представленной схеме изображено возможное применение загрузчика SWLoader в автоматизированном режиме, в котором тестовая среда подготавливает необходимый инструментированный код для загрузки и запуска на целевой платформе. Далее с помощью скрипта или программы управления, которой может являться и сама тестовая среда, выполняется запуск загрузчика, которому на вход подается набор загрузочных файлов. Загрузчик, в свою очередь, выполняет все необходимые действия по подготовке целевой платформы к загрузке (подача питания, проверка соединения с целевой платформой, наличие установленного логического соединения с оборудованием и прочие необходимые процедуры), загрузку файлов из предоставленного перечня, а также другие необходимые действия, путем чтения конфигурации загрузчика и использования подключаемых модулей расширения загрузчика. Расширение, например, модуль сервера связи, производит сбор результатов выполнения инструментированного ПО на целевой платформе и сохраняет их в заранее известное место на диске, из которого в дальнейшем, после завершения работы загрузчика, например, по событию окончания сбора ожидаемых данных, тестовая среда производит чтение полученной информации о прохождении тестов и далее формирует отчет в удобном для последующего анализа человеком виде. Данная процедура может повторяться циклично, тем самым выполняя автономное тестирование ФПО и целевого оборудования.

Таким образом, SWLoader является универсальным мультиплатформенным автоматизированным загрузчиком функционального программного обеспечения (ФПО) в аппаратно-программные средства, взаимодействующие по линиям связей SpaceWire, с целью проведения автоматизированного функционального и интеграционного тестирования и обеспечения оценки взаимодействия аппаратно-программных средств по штатным линиям связи со стендово-имитационной средой (СИС) в

соответствии с протоколами информационного взаимодействия. Загрузчик ПО в значительной степени ускоряет процесс отладки функционального программного обеспечения, работающего на бортовых вычислителях аппаратно-программных средств, при моделировании режимов работы КБО.

Данное ПО успешно применяется при тестировании ФПО, как разработки нашего предприятия, так и разработки смежных организаций, которые могут отладить свой код у себя на предприятии в эмуляторе, и в дальнейшем проверить его работу уже с реальным оборудованием на бортовых вычислительных станциях, установленных на стендах (комплексах) ФГУП «ГосНИИАС».

В качестве перспективы развития данной разработки в дальнейшем планируется расширение ПО загрузчика, путем внедрения новых модулей, отвечающих за взаимодействие по AFDX, FiberChannel и поддержку других протоколов загрузки изделий с возможностью подключения данных модулей в качестве динамического расширения приложения (плагины), что позволит использовать данное ПО на большем количестве целевых платформ, в значительной мере ускорив процесс разработки, тестирования, интеграции и внедрения нового ПО и оборудования.

#### Список использованных источников

1. ГОСТ Р 51904-2002. Программное обеспечение встроенных систем. Общие требования к разработке и документированию. Издание официальное. – М.: ГОССТАНДАРТ РОССИИ, 2002.
2. ECSS-E-ST-50-12C Space engineering. SpaceWire – Links, nodes routers and networks: European cooperation for space standardization: official edition: ECSS Secretariat ESA-ESTEC Requirements & Standards Division: 2008-07-31. – Noordwijk, The Netherlands: ECSS, 2008.

## **АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ РЕАЛИЗАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ КБО РМЭ**

*Платошин Г.А., Сельвестюк Н.И., Зыбин Е.Ю.*

*ФГУП «ГосНИИАС»*

В современном мире, благодаря быстрым темпам развития микроэлектронной промышленности, наметилась тенденция по переносу целых вычислительных комплексов в один заказной кристалл – систему на кристалле. Таким образом, целый компьютер, или даже вычислительный комплекс может заменить всего одна микросхема. В качестве самого распространенного примера можно рассмотреть мобильный телефон, в котором одна микросхема выполняет целый ряд разнородных функций. При таком подходе кристалл делится на области, которые адаптированы и оптимизированы под конкретную задачу (например, шифрование). Подобные технологии в авиационной отрасли практически не применяются, хотя снижение объема и массы оборудования имеет критически важное значение для конкурентоспособности летательного аппарата. В таком случае одну или несколько бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) можно уместить в небольшом кристалле.

### **Система на кристалле**

Понятие «система на кристалле» (СнК) предполагает любую более или менее сложную и функционально завершенную систему (содержащую, как правило, микропроцессорное ядро) реализуемую на отдельном кристалле. Основной способ реализации наиболее сложных систем – заказные интегральные схемы (Application Specific Integrated Circuits – ASIC). Необходимо использование возможностей современных полупроводниковых технологий для достижения максимальной производительности, уменьшения потребляемой мощности и площади кристалла. Проектирование ASIC производится на основе библиотек стандартных элементов. Стоимость разработки при этом чрезвычайно высока в силу использования сложных дорогостоящих средств проектирования и необходимости создания большого числа масок (более двадцати). Кроме того, из-за сложности проектов высок риск ошибок, приводящих к необходимости перепроектирования и повторного изготовления комплекта масок. Использование новейших технологий оказывается экономически оправданным только при проектировании изделий массового применения, таких как процессоры, память, программируемая логика. Альтернативой разработки ASIC является проектирование на ПЛИС. Оно не связано с затратами на запуск производства, поскольку предполагает использование стандартных

интегральных схем. Относительно короткий цикл и низкая стоимость средств проектирования, возможность устранения ошибок путем перепрограммирования делают реализацию проектов на основе ПЛИС весьма привлекательной. Однако большая потребляемая мощность, низкая производительность и очень высокая стоимость кристаллов по сравнению с ASIC существенно ограничивают область применения ПЛИС.

### IP-ядра

Одновременно с появлением концепции системы на кристалле возникли идеи создания методологии проектирования на основе унифицированных наборов готовых базовых блоков (платформ). Интерфейсы компонентов платформы (процессоров, блоков памяти и управления, шинных интерфейсов и др.) в рамках достаточно широкого класса задач должны быть унифицированы, чтобы новые устройства можно было «собирать» из блоков, как конструктор. Причём «собирать» на системном уровне, уровне функционального описания, проводя анализ и глобальную оптимизацию всей системы в целом, а далее использовать готовые аппаратные решения, заложенные в описаниях базовых блоков (IP-блоков). В силу проблем с созданием переносимой универсальной аппаратной начинки блоков, которую можно было бы переиспользовать при производстве по различным технологиям, на различных фабриках в целом внедрение такого подхода в качестве универсальной методологии не оправдалось. Однако это дало толчок развитию индустрии IP-блоков. В результате сейчас существует большой выбор библиотек специализированных IP-блоков для различных прикладных областей и технологий изготовления микросхем, в частности библиотек IP-блоков для ПЛИС, представленных в виде синтезируемых блоков на языках высокого уровня, списков цепей в элементном базисе производителей ПЛИС и готовых макросов с топологической реализацией.

Структурные ASIC также обычно сопровождаются библиотеками IP-блоков. Это позволяет говорить о них как о готовых платформах для реализации систем на кристалле. Например, библиотека структурных ASIC компании LSI Logic включает более четырехсот элементов. Кроме того, может использоваться библиотека IP-блоков CoreWare, содержащая процессоры, периферийные блоки, компоненты шины AMBA, интерфейсы памяти и др. Для реализации процессорных ядер (ARM, MIPS, сигнальный процессор ZSP) предусмотрены специальные области. Если такие процессоры не используются, в этих областях можно реализовывать и произвольную логику. Процессоры, как и другие IP-блоки библиотек, верифицированы и могут использоваться в виде готовых макросов.

В любом случае, когда сейчас говорят о разработке ASIC, речь обычно идет о доведении проекта до уровня описания списка соединений в библиотечном базисе производителя и (при технологических нормах ниже 0,25 микрон) прототипа размещения элементов, с последующей передачей этих данных на завершающие этапы физического проектирования. При

унификации маршрутов проектирования, интерес представляют первые два уровня проектирования – системный и функциональный [1].

### **Заказной кристалл или ПЛИС**

В основе перспективной вычислительной платформы (ПВП) лежит система на кристалле, состоящая из набора IP-ядер. На первом этапе, разработка ПВП должна проходить на ПЛИС, такой подход является оптимальным и общепринятым. Он связан с высокой сложностью и стоимостью реализации заказного кристалла, изготовление которого, как было сказано выше, окупается только при большом серийном производстве. Но даже при наличии заказа на большую серию, макетный образец все равно сначала отлаживается на ПЛИС. Такой подход связан с тем, что заказной кристалл, в отличие от ПЛИС, невозможно изменить. В случае возникновения ошибки, такой кристалл просто выбрасывается (вместе со всей серией). Прототипирование будущих микросхем на FPGA – это единственный способ проверки работы схемы в сжатые сроки. Прототип позволяет отладить софт, получить первоначальные характеристики производительности и многое другое. Современные FPGA обладают достаточно большим объемом ресурсов для этих задачи. Все фирмы идут по этому пути, например, МЦСТ при прототипировании СБИС 1891ВМ6Я (R-1000, четырёхъядерный процессор с 64-битной архитектурой SPARC v.9) использовала специализированную плату с 10 FPGA Altera Stratix II (4×EP2S180 + 5×EP2S130 + 1×EP2S90). Общий объем логических вентилях системы можно оценить в 20 млн. Для прототипирования процессора Эльбрус-4С+ потребовалась уже 21 микросхема Altera Stratix IV EP4SE820 и с суммарным объемом в 100 млн. вентилях (хотя сам МЦСТ приводит цифру в 750 млн) и стоимостью около 200K\$. При этом рабочая частота прототипа 9 МГц.

По отношению к FPGA, ASIC требуют для своей реализации куда больших финансовых затрат. Изготовление опытной партии специализированных ASIC (несколько тысяч образцов) по технологии 0,13–0,18 мкм стоит несколько сотен тысяч долларов, а по технологии 0,09 мкм – свыше миллиона долларов. Это связано с тем, что такие микросхемы позиционируются как полностью заказные, а, следовательно, проектируются они в соответствии с определенной конкретной задачей. Разработка ASIC приводит к огромному количеству невозвратимых затрат. Также высока вероятность того, что в результате разработки не будет достигнуто какое-то из начальных требований к проекту по производительности, надежности, срокам разработки и т.д., что может привести либо к финансовым потерям, связанным со снижением спроса на рынке, либо со штрафными санкциями со стороны заказчика за невыполнение установленных требований. В связи с резким сокращением сроков службы разработок весьма критичным для успешных продаж становится сокращение времени разработки, а отсутствие у СБИС возможности конфигурирования затрудняет учет этих изменений в проекте. FPGA наоборот, имеют малые затраты и могут разрабатываться



относительно быстро и при помощи менее сложных и дорогих средств. Они содержат блоки, как правило, средней производительности, но при этом универсальные и уже неоднократно проверенные в работе. За счет этого можно значительно снизить финансовые затраты на их разработку.

До тех пор, пока с производства не поступят и не будут полностью протестированы опытные образцы ASIC, нет абсолютной гарантии безошибочности законченной разработки. Стоимость изготовления и тестирования опытных образцов может обойтись в полмиллиона долларов, постоянно при этом возрастая. В случае обнаружения ошибки все работы по проектированию кристалла приходится начинать сначала, и лишь потом запускать его в массовое производство. При этом следует учесть, что согласно имеющемуся опыту разработки ASIC СнК только в 25 % проектов первоначально полученные опытные образцы соответствуют заданным требованиям. В большинстве случаев для получения необходимого результата требуется несколько итераций, что значительно увеличивает стоимость выполнения проекта.

ASIC перспективны в основном для реализации дорогостоящих проектов, предполагающих последующий крупносерийный выпуск изделий. Их разработка сопровождается, как было выяснено, большими и постоянно растущими финансовыми затратами, поэтому окупить эти затраты можно только за счет прибыли, полученной от продаж после крупносерийного (в редких случаях серийного и массового) производства. FPGA уже готовы, их не нужно производить.

ASIC обладают «жесткой» архитектурой, что заранее предопределяет весь ее функционал. Возможность программирования архитектуры — одна из главных особенностей FPGA, дает гибкость и позволяет изменять требования к проекту, что обеспечивает большую функциональность, поскольку такие типы устройств могут иметь перестраиваемую в нерабочем режиме архитектуру. Это дает возможность настраивать систему на решение новых задач, благодаря чему они оказываются очень полезными в условиях высоких требований к массе и объему аппаратуры. Кроме того, обеспечивается большая надежность, так как для некоторых операций возможно несколько реализаций, следовательно, возможна замена неисправных функциональных блоков (если позволяют внутренние ресурсы устройства при текущей конфигурации) совокупностью блоков, реализующих те же операции другими методами [2].

### **Целевой функционал перспективной вычислительной платформой**

При разработке перспективной вычислительной платформы на базе СнК, помимо существующих функций КБО, необходимо рассмотреть перспективные функции, которые будут внедряться в ближайшие 10 лет. Существующие функции, реализуемые в комплексе бортового оборудования, условно, можно разделить на три группы:

1) Ввод/вывод информации. К этой группе относятся индикаторы, дисплеи и пульты управления. Она обеспечивает отображение полетной информации и получение управляющих воздействий от членов экипажа. Управляющие воздействия от членов экипажа передаются в вычислитель, например, управление функциональными приложениями комплекса, управление режимами индикации. Примером передаваемой полетной информации является:

- пилотажная информации;
- навигационная информации;
- параметры работы общесамолетных систем;
- картографическая информации;
- синтетическое видение;
- карты района аэропорта и др.

2) Обработка данных. Обработкой данных занимаются вычислительные модули, которые содержат центральный процессор. Он обрабатывает информацию, поступающую от различных систем. Часто он работает совместно с операционной системой реального времени, которая детерминирует работу различных приложений. Каждая система, как правило имеет свой вычислительный модуль (например, системы ФМС или БИНС). Задача центрального процессора получить информацию (от датчика или из базы данных), преобразовать ее и выдать результат.

3) Информационный обмен. Задачей интерфейсных модулей является хранение, передача и приём информации от различных абонентов. Как правило, основной таких модулей являются микросхемы ПЛИС или микроконтроллеры.

Представленные функции в современных ЛА реализуются в виде отдельных модулей или БЦВМ. После разработки СнК, все они будут изолированы друг от друга и размещены на одном кристалле. Изоляция достигается путем разработки независимых IP-ядер, которые не объединяются в одну сеть. Так как процесс разработки СнК долгий и дорогостоящий, в систему необходимо заложить перспективные функции, которые в ближайшие 10 лет будут внедрены в КБО. Можно выделить две группы функций:

- Информационная безопасность. К этой группе относится защита от несанкционированного доступа, которая реализуется в виде разработки специальных устройств – киберзащищённых шлюзов и серверов. Эти устройства устанавливаются в места, через которые может произойти несанкционированный доступ, например система связи бортпроводников. Доступ к критически важным системам ограничивается при помощи блоков шифрования. Такие блоки могут быть реализованы в СнК отдельным IP-ядром, которое с одной стороны не влияло бы на работу других функций, а с другой защищало бы систему от несанкционированного доступа.

- Динамическая реконфигурация [3]. К этой группе относятся задачи перераспределения вычислительных ресурсов, при отказе вычислителя

или группы вычислителей, с важными для полета функциями. Программное обеспечение, которое реализует динамическую реконфигурацию, размещается на каждом вычислителе сети. Такой подход существенно усложняет процедуру сертификации ПО. Это связано с тем, что ПО отвечающее за реконфигурацию, может «отключить» наименее критические функции. Следовательно, нужно доказать что оно может отключить только их и только по запросу (а не вследствие ошибки). Применение СнК позволит упростить эту процедуру, так как в СнК можно реализовать независимый небольшой процессор, который будет занимать минимальное количество ресурсов и реализовывать только эту задачу. Иллюстрация приведена на рисунках 1 и 2.



Рисунок 1 – Динамическая реконфигурация в вычислительном модуле, реализованном на базе процессора



Рисунок 2 – Динамическая реконфигурация в вычислительном модуле, реализованном на базе СнК

При выходе из строя ПО в вычислительном модуле, реализованном на базе процессора, под угрозу ставится работа всего вычислителя. При выходе

из строя ПО в вычислительном модуле, реализованном на базе СнК, отключается только часть, отвечающая за реконфигурацию.

### Заключение

В своем непрерывном развитии рынок микроэлектроники постоянно выдвигает все новые и более жесткие требования к появляющимся изделиям. Заказчик хочет получать быстродействующую, надежную, в то же время малогабаритную, малопотребляющую продукцию и в сжатые сроки. Одним из способов разрешения данного противоречия стало создание заказных ИС с большим числом элементов и со сложной внутренней структурой, от которых требовались возможность гибкой специализации «под задачу» и кратчайшее время выхода на рынок. Такие заказные микросхемы класса ASIC получили широкое распространение во всем мире, поскольку они были единственным приемлемым решением при реализации сложных изделий микроэлектроники для портативной и носимой аппаратуры. Для разработки ASIC необходимо предварительное прототипирование на ПЛИС. Для этого разрабатываются IP-ядра, которые испытываются в ПЛИС и после успешной верификации становятся основой для ASIC. В данной статье представлен обзор бортовых функций, реализуемых в перспективной вычислительной платформе, разработанной на базе СнК. Перспективная бортовая платформа должна содержать:

- блок ввода/вывода информации;
- блок обработки данных;
- блок информационного обмена;
- блок информационной безопасности;
- блок динамической реконфигурации.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-11-2020-024.

### Список использованных источников

1. Бухтеев А. Системы на кристалле. Новые тенденции [Текст] / А. Бухтеев, В. Немудров // Электроника: НТБ. – 2004. – № 3. – С. 52-56.
2. Шпагилев Д.И. Сравнительный анализ полностью заказных СБИС, ПЛИС и СБИС с программируемой архитектурой / Д.И. Шпагилев. – Текст: непосредственный // Актуальные вопросы технических наук: Материалы II Междунар. науч. конф. (г. Пермь, февраль 2013 г.). – Т. 0. – Пермь: Меркурий, 2013. – С. 17-21.
3. Сельвесюк Н.И. Повышение надежности авиационных БИУС за счет реконфигурации / Сельвесюк Н.И., Мельник Э.В., Платошин Г.А., Таранов А.Ю. // Журнал: Известия тульского государственного университета. Технические науки. – 2021. – № 2. – С. 204-212.

## СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ИЗБЫТОЧНОСТЬЮ КОМПЛЕКСОВ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ОСНОВЕ СУПЕРВИЗОРНОГО ПОДХОДА

*Агеев А.М.<sup>1</sup>, Буков В.Н.<sup>2</sup>, Евгенов А.В.<sup>3</sup>, Шурман В.А.<sup>3</sup>*

*<sup>1</sup>-ВУНЦ ВВС «ВВА», <sup>2</sup>-АО «НИИАО», <sup>3</sup>-Филиал АО «РПКБ»*

Среди главных направлений развития авиационных комплексов бортового оборудования (КБО) самолётов транспортной категории видное место занимает радикальное повышение их надёжности и отказоустойчивости при обеспечении широкого диапазона функциональных возможностей и высокой конкурентоспособности на отечественном и мировом рынках.

В качестве магистрального пути общего увеличения эффективности транспортной системы, снижения времени и стоимости обслуживания воздушных судов, включая их БРЭО, рассматривается интеграция концепций интегрированной модульной авионики (ИМА) [1] и авионики необслуживаемого бортового оборудования (АНБО) [2], т.е. оборудования с возможностями автоматического самовосстановления за счёт реконфигурирования систем и сложных компонентов без участия персонала. Целью создания комплексов на принципах АНБО является исключение необходимости в обслуживании КБО в межрегламентные периоды при сохранении требуемых эксплуатационно-технических характеристик, снижение за счёт этого стоимости эксплуатации, повышение безопасности полётов и готовности к применению. Создание реконфигурируемых КБО на основе использования системных свойств комплекса представляется безальтернативным путем достижения поставленных целей в условиях объективных ограничений на практически доступную надёжность электронно-компонентной базы.

Предлагаемые авторами **концепция «управляемой избыточности»** [3, 4] и **супервизорный подход** к управлению избыточностью [5] нацелены на создание, в рамках современных тенденций развития авионики, технологии разработки высоконадежных, отказоустойчивых и живучих комплексов при рациональном использовании располагаемых ресурсов. При этом за счёт функциональной избыточности комплекса могут быть также обеспечены и его другие, принципиально новые, свойства.

Под **избыточностью** технической системы понимается наличие в ней возможностей сверх тех, которые могли бы обеспечить ее нормальное функционирование [6].

**Управление избыточностью** [3] – целенаправленное управление включением/исключением в/из работы избыточных ресурсов комплекса оборудования с целью обеспечения отказоустойчивости, функциональной реконфигурации и адаптации к условиям его работы и выполняемым задачам.

В основе предлагаемой концепции лежит понятие **конфигурации** ресурсов комплекса, под которой понимается функционально приемлемая, выделенная для решения определенного набора задач взаимосвязанная (через

целевые функции комплекса) совокупность аппаратных и/или программных компонентов КБО.

Центральным понятием подхода является понятие **супервизора конфигурации** (СК). Под СК понимается модульная информационно-логическая (в общем случае программно-аппаратная) структура, предназначенная для мониторинга работоспособности своей (т.е. соотнесённой с данным СК) конфигурации, участия в межсупервизорном арбитраже и, при победе в арбитраже, реализации своей конфигурации путем управления коммутационной системой и распределения функциональных приложений между вычислителями комплекса.

На рисунке 1 представлена информационная структура СК, которая включает:

- модуль мониторинга (ММ), выполняющий оценку готовности конфигурации КБО путем опроса встроенных средств контроля всех компонентов конфигурации и формирования соответствующих данных;
- модуль режимов (МР), обеспечивающий учёт режимов работы КБО и команд экипажа в текущий момент времени при формировании показателей эффективности конфигурации;
- таблицы текущей конфигурации (данные о связях компонентов, готовности и показателях эффективности компонентов);
- модуль арбитража (МА), осуществляющий межсупервизорный арбитраж для выявления доминирующего супервизора, наделяемого правом реализации своей конфигурации;
- управляющий модуль (УМ), реализующий функции доминирующего супервизора при победе СК в арбитраже, формирующий команды валидации и инициализации конфигурации и обеспечивающий скоординированную работу всей системы управления избыточностью;
- вспомогательные процедуры и буферные файлы.

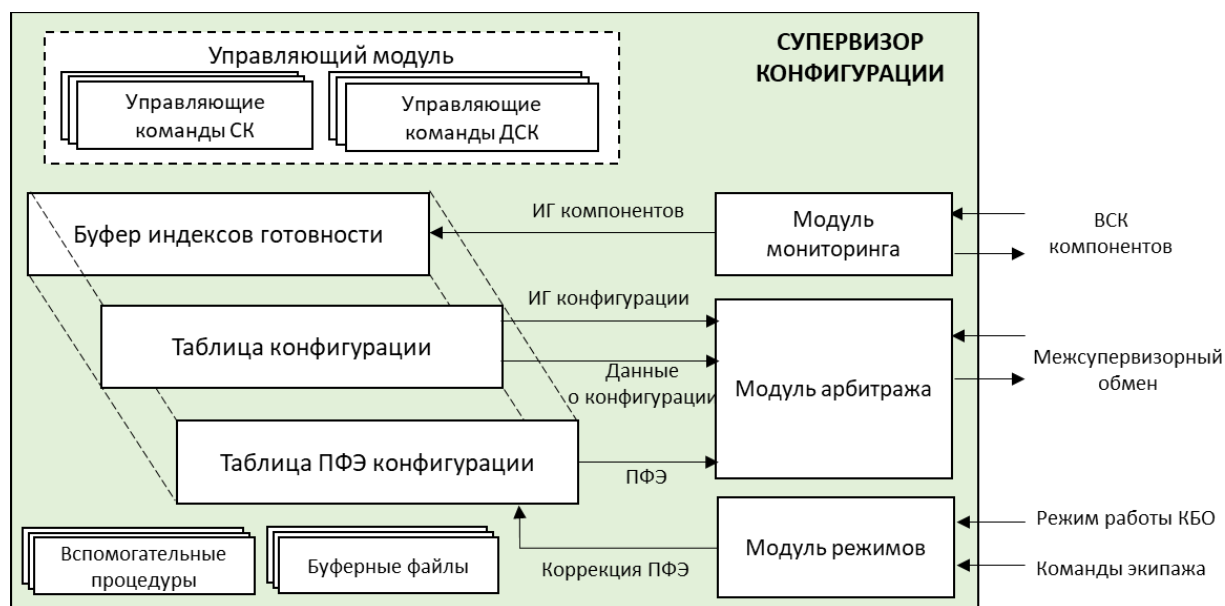


Рисунок 1 – Структура супервизора конфигурации

Задача мониторинга – формирование **индекса готовности (ИГ)** каждого доступного компонента комплекса, который характеризует его работоспособность и может принимать значения «1» – в случае готовности использования на следующем цикле работы системы и «0» – в противном случае. Интегральный индекс готовности конфигурации определяется готовностью всех входящих в нее компонентов. Мониторинг предполагается многоуровневым. На нижнем уровне он реализуется исключительно на основе имеющихся встроенных средств контроля компонентов. Далее возможны дополнительные алгоритмические надстройки для обеспечения достоверности контроля безотказности компонентов и самих ВСК. По мере продвижения работ возможно использование в этих целях предложенных авторами подходов на среднем (на основе логического парного мониторинга) и на верхнем (на основе направленных триплексных графов) уровнях мониторинга.

**Таблицы конфигураций** со статичными значениями – формируются для каждой конфигурации на этапе разработки и хранят информацию о связях между компонентами КБО (для аппаратных ресурсов) и распределении функциональных приложений (для программных ресурсов) между вычислителями КБО. Таблицы заполняются в заданном иерархическом порядке, отражающем связи внутри отдельных подсистем, систем, групп компонентов и ресурсов и, в конце концов должны быть сведены к одной интегральной таблице заданной конфигурации КБО.

С целью придания системе свойств адаптации к текущему состоянию КБО вводится понятие **показателей функциональной эффективности (ПФЭ)**. ПФЭ интегрально характеризуют уровень достижимых в текущий момент эксплуатационно-технических характеристик компонентов (например, точность, оптимальность, рациональность, экономичность, результативность и т.д.).

Исходные (базовые) ПФЭ компонентов формируются на этапе разработки и хранятся в статичных таблицах ПФЭ. Обеспечение свойств адаптации и функциональной реконфигурации системы возлагается на **формирователь режимов**, который оценивает в процессе функционирования комплекса состояние этапов полета, режимов ПНК и других важных подсистем, уровня аварийности, команд экипажа и других факторов. Алгоритмы формирователя режимов управляют выбором того или иного набора показателей, а также назначением приоритета, который повышает, понижает или обнуляет исходные ПФЭ компонентов, формируя в итоге текущий интегральный ПФЭ конфигурации.

С целью определения наилучшей в текущих условиях конфигурации оборудования периодически или по факту изменения состояния осуществляется **процедура многоуровневого арбитража конфигураций (межсупервизорного арбитража)**. Выбор конфигураций определяется путем сравнения их индексов готовности, далее – сравнения ПФЭ, а в случае их

совпадения – по порядковым номерам супервизоров с использованием введенных дискриминационных правил.

На первом этапе проводится попарный межвычислительный арбитраж, на котором в выбранной паре предварительно определяется  $\alpha$ -вычислитель для реализации дальнейших процедур и, соответственно, второй претендент на этот статус ( $\alpha$ -претендент).

На втором этапе проводится арбитраж конфигураций (межсупервизорный арбитраж), по результатам которого определяются доминирующий супервизор (ДСК) и соответствующая ему доминирующая конфигурация.

На следующем этапе производится сравнение ДСК в паре вычислителей и окончательное определение  $\alpha$ -вычислителя, ДСК которого принимает управление всеми процессами СПО УИ, а соотнесённая с ним ДСК-конфигурация реализуется путем воздействия на коммутационную систему БИВС и систему диспетчеризации (распределения приложений по вычислителям).

Одним из новых технических решений, способных кардинально решить задачу обеспечения достоверности арбитража, являются вводимые **процедуры анализа взаимных информационных посылок** между супервизорами. Суть заключается во взаимной поэтапной проверке информационных посылок между МА, формировании на их основе так называемой матрицы предпочтений и выборе состояния выхода матрицы предпочтений до момента определения победителя. В случае возникновения коллизий входы МА меняются местами и производится повторный анализ матрицы предпочтений. Это позволяет однозначно определить победителя арбитража. Почти аналогичная процедура обеспечения достоверности применяется при арбитраже вычислителей в паре. При этом возможно сравнение с эталонными конфигурационными таблицами. Конкретные алгоритмы арбитража будут определяться разработчиком, исходя из особенностей реализации и технических возможностей протоколов межвычислительного обмена.

Таким образом, **система управления избыточностью (СУИ)** выглядит следующим образом и включает:

- **множество разнородных компонентов КБО** с встроенными средствами контроля,

- **множество резервированных вычислителей**, объединенных центральной вычислительной сетью,

- **супервизоры конфигурации**, одинаковый набор которых размещен в каждом вычислителе по числу доступных заранее просчитанных конфигураций,

- **коммутационную систему** в составе коммутационных средств и каналов передачи данных, связывающих компоненты КБО между собой,

- программные **средства распределения функциональных приложений** между вычислителями.



Структурная схема СУИ представлена на рисунке 2. На схеме первый вычислитель среди набора является  $\alpha$ -вычислителем. В нем среди  $N$  супервизоров цветом выделен ДСК. Жирными стрелками на схеме показаны управляющие команды ДСК, пунктирными – команды и информационные посылки межсупервизорного арбитража. Таким образом обеспечивается, с одной стороны, **централизация** системы в части свойства одновременного управления всей совокупностью разнородных ресурсов конфигурации, с другой стороны, **децентрализация** в части отсутствия одного уязвимого центра принятия решения и управления.

В соответствии с представленными научно-техническими предложениями ведется работа по созданию специального компонента **системного программного обеспечения для управления избыточностью КБО (СПО УИ)**. В настоящий момент разработаны требования верхнего уровня, сформированы предложения по реализации СПО УИ.

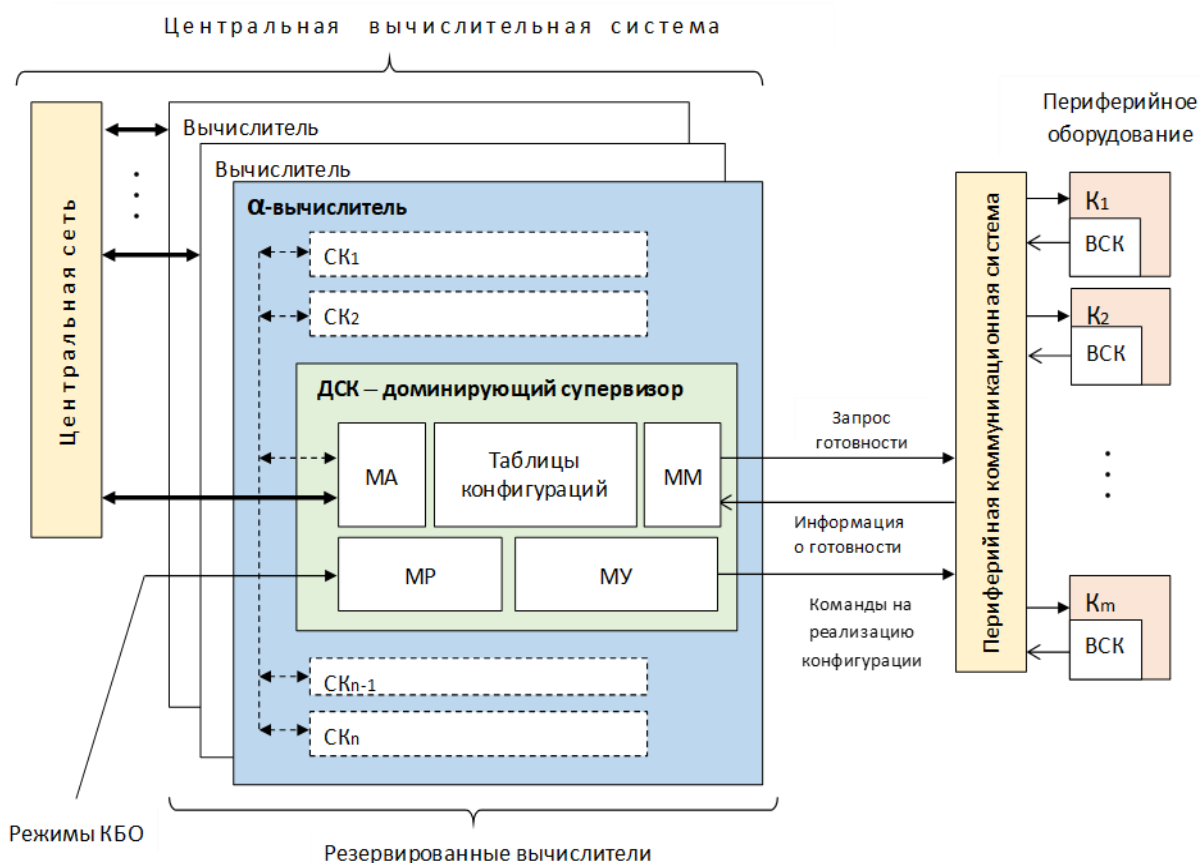


Рисунок 2 – Система управления избыточностью

Создаётся задел по инструментальным средствам моделирования. Разрабатываются структуры и примеры имитационных моделей основных компонентов СУИ: модели типовых коммутаторов, протоколов передачи данных, оконечных компонентов КБО, а также вычислителей с набором супервизоров, реализующих основные функции в системе управления избыточностью.

Ведется подготовка к прототипированию СУИ на полунатурном стенде-демонстраторе с использованием типовых аппаратных решений разработки АО «РПКБ» и АО «НИИАО». Стенд позволит решать задачи по отладке алгоритмов, отработке СУИ в условиях деградации компонентов.

Реализация предлагаемого подхода позволит осуществить переход к новым стратегиям технического обслуживания, обеспечив предельно достижимые характеристики надёжности оборудования, безопасности полётов и готовности к применению, снизив при этом расходы на текущее обслуживание и поддержание жизненного цикла ВС.

#### Список использованных источников

1. Федосов Е.А., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Интегрированная модульная авионика // Радиоэлектронные технологии. 2015. № 1. С. 66-71.

2. Bukov V., Kutahov V., Bekkiev A. Avionics of Zero Maintenance Equipment // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (Nice, France, ICAS 2010). 2010. P. 7-1-1.

3. Буков В.Н., Бронников А.М., Агеев А.М., Гамаюнов И.Ф., Озеров Е.В., Шурман В.А. Концепция управляемой избыточности комплексов бортового оборудования // Науч. чтения по авиации, посвящ. пам. Н.Е. Жуковского: Матер. XVI Всерос. науч.-практ. конф. 11-12 апр. 2019, Москва / Гл. ред. С.П. Халютин. М.: ИД Акад. Жуковского, 2019. С. 17–33.

4. Буков В.Н., Евгенов А.В., Шурман В.А. Интегрированные комплексы бортового оборудования с управляемой функциональной избыточностью // Актуальные проблемы и перспективные направления развития комплексов авиационного оборудования: Сб. науч. статей по матер. V Междунар. науч.-практ. конф. Академические Жуковские чтения, 22-23 ноября 2017. Воронеж: КВАЛИС, 2018. С. 23–28.

5. Агеев А.М., Бронников А.М., Буков В.Н., Гамаюнов И.Ф. Супервизорный метод управления избыточностью технических систем // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2017. № 3. С. 72-82.

6. ГОСТ Р ИСО/МЭК 19762-1-2011. Информационные технологии. Технологии автоматической идентификации и сбора данных (АИСД). Гармонизированный словарь. Ч. 1. Общие термины в области АИСД. – М.: Стандартиформ, 2012.

# ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА РЕКУПЕРАЦИИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НА ОСНОВЕ МНОГОСЛОЙНОГО УГЛЕРОДНО- ПОЛИМЕРНОГО ИОНИСТОРА

*Петрова В.О., Рябцева А.А., Бельских Г.Н., Булатников Д.В.*

*АО «Авиаавтоматика» им. В.В. Тарасова»*

Одной из актуальных направлений в области разработки накопителей и рекуперации электрической энергии является разработка ионисторов. Системы накопления энергии – важная составляющая энергетического перехода, рынок которых расширяется: за последние 10 лет объем мирового рынка СНЭ вырос почти в три раза.

Применение систем накопления энергии открывает для российской экономики существенные перспективы: совокупный эффект составит в период 2025-2035 годов до 10 млрд. долл. США [1].

В настоящее время в АО «Авиаавтоматика» им. В.В. Тарасова» разработана технология изготовления многослойного углеродно-полимерного ионистора с применением новых передовых материалов. В статье рассмотрены основные характеристики, особенности конструктивно-технологического исполнения и сферы применения нового устройства.

Разработанный ионистор – это универсальное устройство, объединяющее в себе функции электрохимического конденсатора, гибридного конденсатора и химического источника тока и обеспечивающее эффективную работу в различных режимах накопления и выдачи энергии.

Устройство адаптировано для работы в различных режимах эксплуатации, одно и то же устройство работает:

- при низком напряжении – как конденсатор с двойным электрическим слоем;
- при среднем напряжении – как гибридный суперконденсатор;
- при высоком напряжении – как аккумулятор.

В конструкции и технологии не используются токсичные, взрывоопасные и легковоспламеняющиеся компоненты.

Преимуществами разработанного ионистора являются:

- полная герметичность;
- работоспособность в любом положении в пространстве;
- отсутствие токсичных и огне-взрывоопасных материалов;
- полная необслуживаемость;
- простой алгоритм эксплуатации;
- отсутствие ограничений на транспортировку любым видом транспорта.

Основные характеристики ионисторов, получаемых по разработанной технологии, представлены в таблице 1.

Технология изготовления ионистора объединяет в конструкции устройства высокотехнологичные материалы (в том числе, наномодифицированные), улучшенный электролит, что позволяет создать

качественно новый продукт на рынке электрохимических источников тока. Устройство схоже с конденсаторными накопителями энергии по сроку службы и алгоритму эксплуатации, удельной мощности, но выше по удельной энергии: 5 Вт·ч/кг против 2...4 Вт·ч/кг. Ионистор сходен с аккумуляторными батареями по удельной энергии, но превосходит по сроку службы: миллионы циклов заряд-разряд против тысяч циклов.

*Таблица 1 – Основные технические характеристики ионисторов*

Наименование параметра	Числовое значение параметра
Диапазон рабочих напряжений, В	6...80
Удельная энергия, не менее, Вт·ч/кг	5
Удельная мощность, не менее, кВт/кг	2
Ресурс (количество циклов заряд-разряд), не менее	1 000 000
Диапазон рабочих температур, С°	-60 ... 85

Многослойный ионистор имеет модульную конструкцию, позволяющую, как и в случае аккумуляторных батарей, собирать энергетические блоки на требуемое рабочее напряжение, мощность и запасаемую энергию с учетом требований различных областей применения.

Для обеспечения работы устройства в условиях экстремально низких температур в конструкцию встроены специальные нагреватели. С помощью датчиков обеспечивается контроль температуры внутри устройства.

Герметичность ионистора достигается посредством монтажа ячеек в корпус из облегченного сплава и последующей заливкой высокотехнологичным многокомпонентным компаундом.

Ионистор представляет собой многослойную полимер-углеродную систему, состоящую из определенного количества элементарных ячеек. Элементарная ячейка (рис. 1) представляет собой два разноименных углеродных электрода, пропитанных электролитом, и сепаратор между ними.

Элементарная ячейка включает в себя:

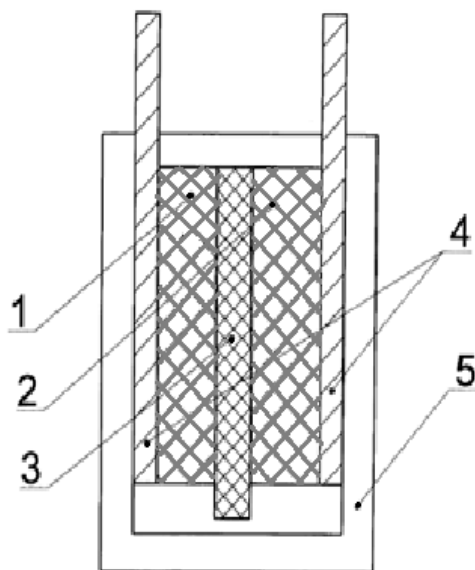
- биполярный коллектор – полимерная углеродсодержащая пленка толщиной не более 100 мкм с герметизирующим гидрофобным слоем по периметру;

- электрод – формоустойчивый тканый материал на основе наномодифицированного углерода с высокоразвитой удельной поверхностью [2];

- сепаратор – полимерный либо композиционный материал, разделяющий разнополярные электроды;

- электролит – водный раствор неорганических соединений, дополнительно является наноструктурным модификатором поверхности углерода. В электролит введены добавки в виде неорганических

сильнодиссоциирующих в воде соединений, позволяющих повысить поверхностную сорбцию ионов и увеличить удельную емкость.



*1, 2 – угольные электроды, 3 – сепаратор, 4 – коллектор, 5 – корпус  
Рисунок 1 – Схематичное строение элементарной ячейки многослойного ионистора*

Использование в качестве коллектора токопроводящего полимера позволяет исключить химическое взаимодействие элементов конструкции устройства с электролитом, а гидроизоляционный слой исключает пробой по электролиту. Данные обстоятельства способствуют повышению надежности устройства.

В технологии использован водный электролит по ряду преимуществ:

- простота изготовления;
- отсутствие специального дорогостоящего оборудования для пропитки материала электрода;
- дешевле своих органических аналогов;
- является более безопасным и экологичным;
- высокая концентрация подвижных ионов;
- низкое сопротивление;
- химическая стабильность [3].

Структура и особенности рабочих режимов ионистора позволяет унифицировать его применение как для маломощных систем (например, резервных источников питания для аварийных бортовых самописцев), так и для систем, требующих большой мощности в короткий период времени (к примеру, запуск ДВС или компенсация просадок напряжения). Нарботки, полученные в процессе создания блока электрохимического рекуператора, позволяют создавать аналогичные устройства для многих сфер применения.

Среди сфер применения разработанного устройства можно выделить:

- системы стабилизации напряжения бортовой сети, резервные источники питания электрооборудования ЛА и наземной техники;
- системы компенсации пиковых нагрузок;
- источники импульсной энергии для питания передающих устройств радиолокационных систем, систем связи и передачи данных;
- накопитель энергии в системах рекуперации/акселерации/аварийного автономного хода гибридных транспортных средств;
- обеспечение импульсной энергией сервоприводов роботов, импульсной нагрузки БПЛА, аварийный источник энергии малых космических аппаратов;
- пусковые системы двигателей внутреннего сгорания (в том числе в экстремальных условиях) и т.д. [4].

Разработанная технология изготовления многослойного углеродно-полимерного ионистора позволяет получить новое, безопасное и перспективное устройство накопления, хранения и выдачи энергии для различных применений в авиационной технике, бортовом приборостроении, а также в аэрокосмической отрасли, вертолетостроении.

#### Список использованных источников

1. Экспертно-аналитический доклад «Новая технологическая революция: Вызовы и возможности для России». – Москва, ЦСР, 2017. – URL: <https://csr.ru/wp-content/uploads/2017/10/novayatehnologicheskaya-revolutsiya-2017-10-13.pdf> (дата обращения: 20.05.2021) – Текст: электронный.
2. Boses. S, Kuila T., Mishra A.K., Rajasekar R., Kim N.H. and Lee J.H. Carbon – based nanostructured materials and their composites as supercapacitor electrodes/ S. Boses, T. Kuila, A.K. Mishra, R. Rajasekar, N.H. Kim, J.H. Lee // Journal of materials chemistry. – 2012. – V. 22. – №3. – P. 767–784. – Текст: непосредственный.
3. Cheng, Z., Wenbin, H. Electrolytes for Electrochemical Supercapacitors/ Z. Cheng, H. Wenbin // Chem. Soc. Rev – 2015 – № 44 – p.7489-7499. – Текст: непосредственный.
4. Бибиков С.Б. Перспективные накопители энергии типа суперконденсаторов: принципы работы и применение в авиации и космической технике. /С.Б. Бибиков, А.А. Мальцев, Б.В. Кошелев и др. // Вестник МАИ. – 2016. – Т. 23. – Вып. 2. – с. 185-194. – Текст: непосредственный.

# ПЕРСПЕКТИВНОЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Вавилов В.Е., Нургалиева Р.А.*

*ФГБОУ ВО «УГАТУ»*

Бортовые системы современных летательных аппаратов (ЛА) позволяют контролировать все функциональные возможности самолета во время его движения, оснащение и функционирование таких совершенных систем достигается благодаря использованию современных систем генерирования электроэнергии в бортовых энергетических системах.

Так как бортовые системы являются ключевыми, и от их функционирования зависит безопасность и надежность работы ЛА, то обычно к системам генерирования энергии для бортовых систем предъявляются особые требования [1]:

- максимальная надежность, отказоустойчивость при различных климатических условиях, уровнях вибраций, механических нагрузках;
- работоспособность при механических, электрических и термических нагрузках;
- малый вес и габариты, влияющие на общую массу ЛА;
- высокий уровень стабильности и точности выдаваемых параметров на бортовые системы;
- безопасность при работе и простота эксплуатации.

Рост количества приемников электрической энергии на борту современных летательных аппаратов приводит к увеличению установленной мощности, возникает необходимость усовершенствования системы электроснабжения, ее оптимизация, минимизация количества узлов, участвующих в электроснабжении ЛА.

Разработка источников электроэнергии бортовых систем является задачей, включающей в себя как потребности со стороны бортовых потребителей, так и усовершенствования в науке и технике, которые могут быть применены на современных ЛА. Также важно при проектировании систем электроснабжения ЛА необходимо учитывать и сдерживать при возможности показатели массы, которые имеют большое значение при эксплуатации ЛА. В связи с этим современное авиастроение базируется на применение комбинированных устройств электроснабжения, предлагается использовать более высокий уровень напряжения и постоянный ток вместо переменного.

Также широко применяются современные достижения в области электроники, которые создают более совершенные устройства управления, регулирования и подстройки.

Соответственно общая тенденция развития ЛА состоит в создании объединенного, интегрированного единого комплекса, который получил название более электрический самолет (БЭС). Основным источником электроэнергии в бортовых системах в таких самолетах может стать бесконтактный генератор с постоянными магнитами. Основным преимуществом которых может стать высокая надежность и высокий коэффициент полезного действия, устойчивая работа при различного рода нагрузках, а также простота обслуживания и низкая стоимость.

#### Список использованных источников

1. Попов А.Ю. Источники электроэнергии бортовых систем электроснабжения: состояние и перспективы. Научный журнал КубГАУ. – 2017. – №131(07).



## **РАЗРАБОТКА ВОЗДУШНОГО ЭЛЕКТРОКОМПРЕССОРА СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА ДЛЯ САМОЛЕТА С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ**

*Царьков И.А.<sup>1</sup>, Демьянов А.В.<sup>1</sup>, Петухов А.В.<sup>1</sup>, Тищенко И.В.<sup>2</sup>, Чижииков В.Е.<sup>2</sup>,  
Баишкатов П.А.<sup>2</sup>, Губернаторов К.Н.<sup>3</sup>, Лихачев И.В.<sup>3</sup>, Королев И.А.<sup>3</sup>*  
<sup>1</sup> - ООО «Наука-Энерготех», <sup>2</sup> - ПАО НПО «Наука», <sup>3</sup> - ФГУП «ГосНИИАС»

Одной из ключевых задач Федеральной целевой программы развития авиационной промышленности РФ является продвижение продукции отечественной авиационной промышленности на внутренних и внешних рынках, локализация современных производств ведущих иностранных компаний отрасли и импортозамещение.

Для выполнения этой задачи необходимо создание опережающего научно-технического и технологического задела в отечественном агрегатостроении, направленного на повышение технического совершенства и ценовой привлекательности продукции в интересах обеспечения конкурентоспособности на внутреннем и внешнем рынках.

Разработка демонстратора электрокомпрессора системы кондиционирования воздуха (СКВ) с регулируемой частотой вращения необходима в качестве научно-технического задела для реализации СКВ перспективных воздушных судов (ВС), основанных на концепции электрического самолета с гибридной силовой установкой.

Такой электрокомпрессор должен обеспечить повышение конкурентоспособности отечественных ВС за счет:

- отказа от отбора воздуха от компрессора газотурбинного двигателя на нужды КСКВ;
- устранения потерь энергии за счет дросселирования воздуха, характерных для КСКВ с отбором воздуха от газотурбинного двигателя;
- снижения массы агрегатов и трубопроводов системы подготовки воздуха;
- обеспечения независимости функций наддува герметической кабины ВС от вида применяемой силовой установки;
- оптимизации затрат энергии и увеличения топливной эффективности.

Производство и экспериментальные образцы таких электрокомпрессоров в РФ на сегодняшний день отсутствуют. В настоящее время единственным производителем подобных агрегатов для авиационных СКВ является компания «Collins Aerospace», США. Учитывая это, а также необходимость независимости РФ от импорта в ключевых областях техники, такая разработка имеет перспективы на отечественном рынке и рынке развивающихся стран.

В подавляющем большинстве СКВ современных ВС используемый источник сжатого воздуха – компрессор авиационного ГТД. Воздух, отбираемый от компрессора двигателя, используется для поддержания необходимого давления в гермокабине и обеспечивает ее охлаждение, обогрев

и вентиляцию и используется в качестве рабочего тела в системе охлаждения СКВ на основе воздушной холодильной машины (ВХМ).

При использовании ВХМ, как правило, уровень давления воздуха в точке отбора от компрессора двигателя ВС – почти в 10 раз выше требуемого для наддува гермокабины. Для обеспечения эксплуатации самолета в различных режимах, в том числе режиме малого газа работы двигателей, приходится производить отбор воздуха от заведомо высоких ступеней компрессора двигателя, чтобы обеспечить необходимую холодопроизводительность ВХМ на режиме малого газа работы двигателей ВС.

В связи с этим на большинстве эксплуатационных режимов производят дросселирование воздуха для понижения давления за выбранной ступенью отбора, что в совокупности с низким холодильным коэффициентом и низкой степенью термодинамического совершенства цикла ВХМ делает применяемые в настоящее время СКВ энергетически неэффективными [1].

Ключевая задача создания перспективных СКВ – повышение их энергоэффективности за счет снижения затрат энергии на работу системы на всех эксплуатационных режимах. Решение такой задачи позволит повысить топливную эффективность всего самолета. Наиболее рациональным решением в данном случае является разработка структурной схемы СКВ, не использующей отбираемый от компрессоров двигателей воздух.

Концепция СКВ без отбора воздуха от двигателей известна с 1960-1970 гг. [2].

С начала 90-х годов XX века в Европе и США были проведены многочисленные исследования в рамках концепции no-bleed systems (конфигурация бортовых систем без отбора воздуха от компрессора двигателя).

При использовании такой концепции возможно достичь уменьшения затрат топлива, а в авиадвигателе с отбором только механической мощности возможно исключить высокотемпературные трубопроводы из нержавеющей стали, предварительный теплообменник, регулирующие клапаны, высокотемпературные агрегаты и узлы, что позволяет упростить обвязку двигателя.

Единственный на сегодня серийный пассажирский самолет, в СКВ которого не используется отбор воздуха от компрессора двигателя в соответствии с концепцией no-bleed-systems, – это Boeing B787.

По оценкам специалистов корпорации Boeing, полученным по результатам анализа эксплуатации этой модели самолета, исключение отбора сжатого воздуха от компрессоров двигателей приводит к более эффективной работе двигателей за счет снижения потребляемой мощности на уровне всего самолета. Прогнозируемое уменьшение потребления топлива на один рейс было ими оценено в диапазоне 2-3 % [3].

Утверждение о большей экономичности СКВ без отбора воздуха специалистами компании Boeing было сделано на основании расчетной

оценки преобразования механической энергии: при подаче сжатого воздуха по трубопроводам через коллектор отбора воздуха от двигателя тратится больше энергии, чем расходуется на конвертацию механической энергии в электрическую в генераторе и обратно в компрессоре.

Для самолета размерности В787 и двигателей с генераторами, устанавливаемыми на такие самолеты, оценка верна. Оценка для самолетов меньших размерностей количественная оценка процессов преобразования энергии требует прикладных исследований под каждый конкретный образец двигателя в соответствии с термодинамическими процессами и конструктивными особенностями [4].

Для исследования целесообразности внедрения безотборных структурных схем СКВ в перспективные проекты специалистами НИУ МАИ были смоделированы два варианта структурных схем СКВ без отбора сжатого воздуха от двигателя с электроприводными компрессорами в качестве источников сжатого воздуха на основе воздушной (ВХМ) и пароконденсационной (ПКХМ) холодильных машин для перспективного ближне-среднемагистрального самолета и проведена сравнительная оценка с классической структурной схемой СКВ [2].

Были получены результаты, объясняющие фактическое отсутствие проектов внедрения безотборных СКВ в проекты ближне-среднемагистральных самолетов, несмотря на успех проекта Boeing B787 Dreamliner.

1 Отказ от отбора сжатого воздуха от двигателя требует существенного увеличения располагаемой электрической мощности, т.е. установки более мощных генераторов.

2 Для достижения максимальных показателей топливной эффективности самолета недостаточно установки новой СКВ и соответствующей мощности генераторов - необходима новая структура большинства самолетных систем: электроснабжения, противообледенительной, управления и других.

3 Необходимо создать и внедрить агрегаты с оптимальными массогабаритными характеристиками для заданных проектных параметров.

Проведенные в НИУ МАИ оценки, показали что, масса безотборной СКВ с установкой охлаждения воздуха (УОВ) воздушного цикла меньше массы безотборной СКВ с УОВ пароконденсационного цикла, а энергопотребление безотборной СКВ с УОВ воздушного цикла больше энергопотребления безотборной СКВ с УОВ пароконденсационного цикла [2].

Разработаны варианты принципиальных схем безотборных СКВ с ВХМ и ПКХМ.

В 2020 г. была разработана конструкторская документация для изготовления демонстратора воздушного электрокомпрессора безотборной СКВ (рисунок 1).

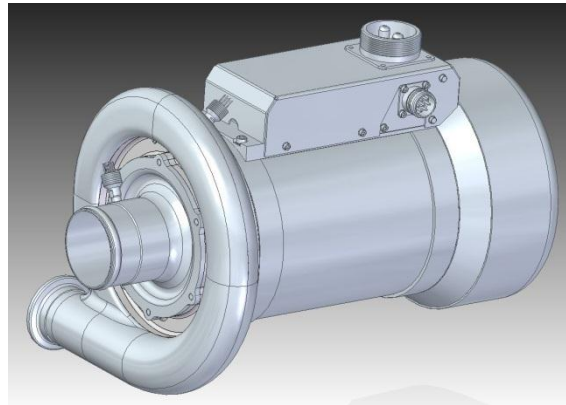


Рисунок 1 – Демонстратор электрокомпрессора авиационной СКВ

Расчетные характеристики ступени компрессора приведены на рисунках 2, 3, 4.

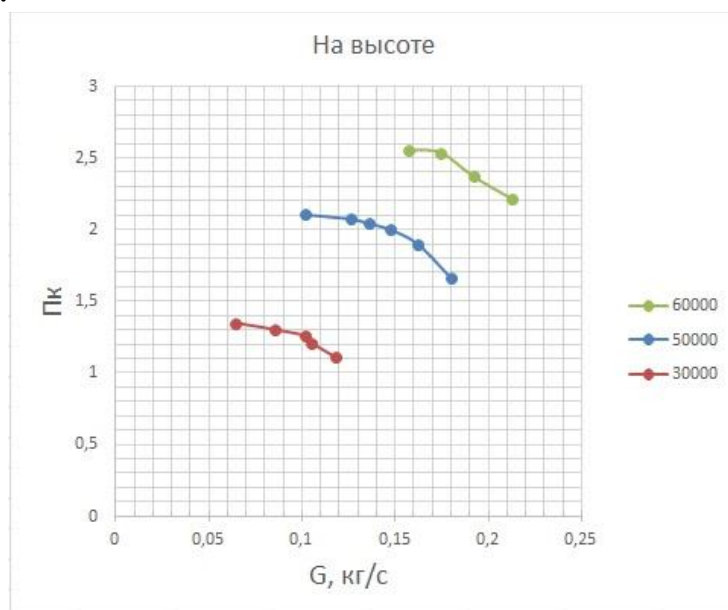


Рисунок 2 – Зависимость степени сжатия от расхода воздуха и частоты вращения ротора на крейсерском режиме

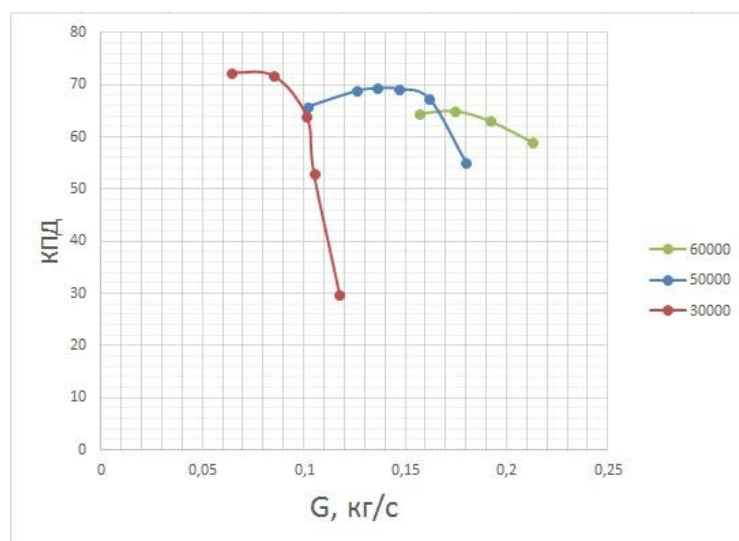


Рисунок 3 – Зависимость КПД ступени (в %) от расхода воздуха и частоты вращения ротора на крейсерском режиме

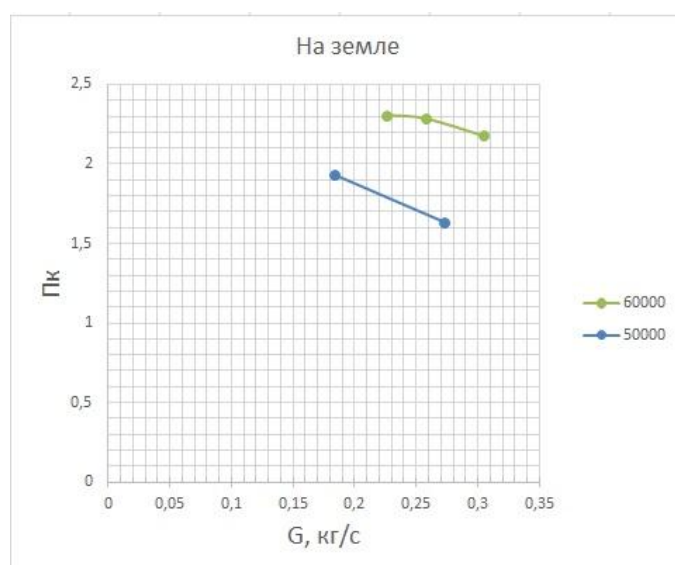


Рисунок 4 – Зависимость степени сжатия от расхода воздуха и частоты вращения ротора на наземном режиме

Конструкция демонстратора электрокомпрессора включает следующие основные части:

- ступень компрессора (колесо, диффузор и улитка компрессора);
- электропривод;
- инвертор;
- блок управления частотой вращения.

Обеспечивается возможность управления производительностью.

Электропривод электрокомпрессора – встраиваемый электродвигатель синхронного типа с постоянными магнитами с максимальной мощностью до 28 кВт для дополнительного привода крыльчатки охлаждения.

В 2021-2022 гг. планируется изготовить демонстратор электрокомпрессора и провести его исследовательские испытания для подтверждения заявленных характеристик.

#### Список использованных источников

1. Дьяченко Ю.В. Исследование термодинамических циклов воздушных холодильных машин. – Новосибирск: изд-во НГТУ, 2006. – 404 с.
2. Каллиопин А.К., Савельев Р.С., Смагин Д.И. Основные тенденции развития систем кондиционирования воздуха перспективных летательных аппаратов. Инженерный журнал: наука и инновации. №6, 2017.
3. Nelson T. B787 systems and performance. Boeing, 2005, 36 p.
4. Liebherr-Aerospace. 2016. Germany, Liebherr-International Deutschland GmbH.

# **ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С АКТИВНО-АДАПТИВНЫМ ЭЛЕКТРОННЫМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ**

*Лихачев И.В.*

*ФГУП «ГосНИИАС»*

Анализ использования устройств силовой электроники в авиации, в одной из самых высокотехнологичных областей научно-технической деятельности, показывает, что если тенденции их применения в конце прошлого и начале нынешнего века носили нарастающий характер, то реализация концепции ПОЛНОСТЬЮ или БОЛЕЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЕТА привела к резкому возрастанию значимости устройств силовой электроники в электротехническом комплексе летательных аппаратов. Все перспективные разработки авиационных агрегатов, имеющие инновационный характер, содержат интеллектуальные устройства преобразования параметров электрической энергии. Наряду с этим постоянно повышающиеся требования к самолетам следующего поколения относительно стоимости эксплуатации, экологичности, энергетической эффективности и качества технологических процессов ставит перед специалистами ряд проблем, для решения которых необходимо разработать принципиально новые подходы к построению энергетической системы самолета [1].

В общем виде можно выделить два подхода к электрификации авиации: консервативный подход, направленный на последовательную замену гидравлических, пневматических и механических компонентов на электросистемное решение, такой подход часто относят к более электрическим самолетам, и более революционный подход — это гибридные двигательные установки или даже полностью электрические двигательные установки.

Для перехода к полностью электрическим самолетам требуется бортовой источник электрической энергии с высокими удельными массово-энергетическими характеристиками, таким источником на борту ЛА являются аккумуляторные батареи [2]. Из-за всё ещё недостаточной на сегодняшний день удельной энергии аккумуляторных батарей для региональных перевозок (500-100 км) гибридно-электрические самолеты в основном предпочтительны по сравнению с полностью электрическими самолетами.

Прорывным направлением в гибридно-электрических самолетах является разработка полностью сверхпроводящей турбоэлектрической распределенной двигательной установки [3], открывающей уникальные возможности для аэрокосмической промышленности, концепция которой представлена на рисунке 1.

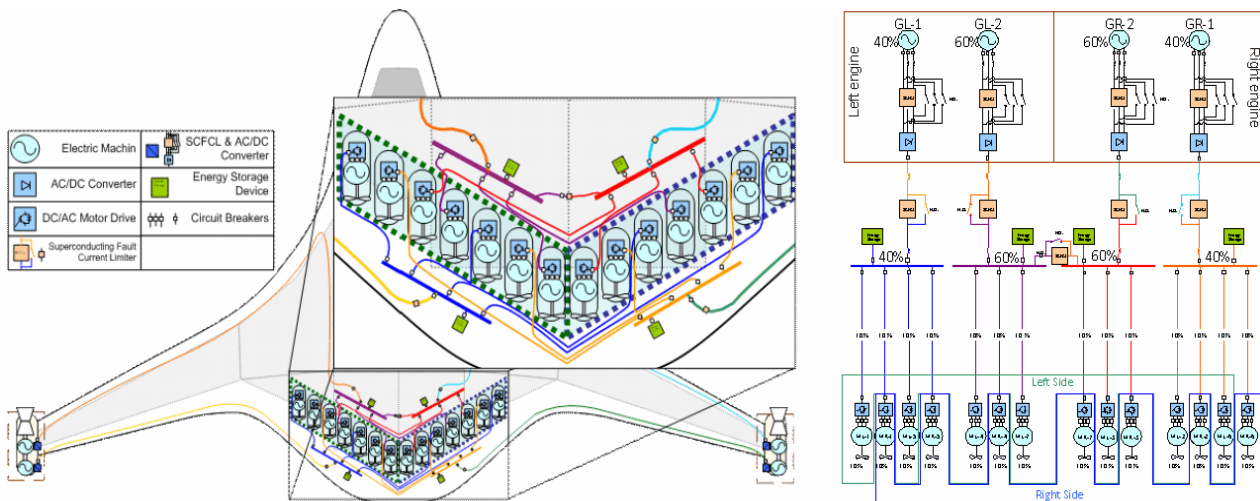


Рисунок 1 – Концепция системной архитектуры распределенных турбоэлектрических двигательных установок Rolls-Roes

Однако этот переход от нормально проводящих систем к сверхпроводящим значительно увеличивает сложность оборудования, необходимого для управления электроэнергетическими системами. Из-за низкого уровня технологической готовности всех компонентов и систем технологии турбоэлектрических распределенных двигательных установок требуют введения новых стандартов напряжения распределительной системы самолета.

Все оборудование для защиты, распределения, управления, преобразования энергии, генерации и криоохлаждения так же зависит от стандартов регулирования напряжения. Информация о требуемом рабочем напряжении и регулировании напряжения необходима для определения номинальных и максимальных токов, для калибровки распределительного и аварийного оборудования, разработки топологий электрических машин и управления этими машинами, а также для определения физических характеристик всех компонентов, экранирования и изоляции. Напряжение влияет на многие компоненты и производительность системы. Другим не маловажным фактором является возрастающие энергетические потребности бортового оборудования.

Уровни напряжения в существующих электрических системах самолетов относительно низкие, поэтому одним из решений увеличения мощности в обычной системе – это увеличение уровня напряжения. Повышение уровня напряжения, при той же мощности потребления, позволяет уменьшать ток в проводнике, что снижает вес проводника. Однако более высокое напряжение требуют более толстой изоляции, что способствует увеличению веса кабеля.

С ростом номинальной мощности бортовой сети (115 В или 27 В) пропорционально увеличивается ток питающего кабеля что приведет к более высоким потерям мощности в кабельной сети и увеличению её веса. В связи с

этим повышение уровня напряжения в перспективных самолетах является лучшим выбором.

Для шины постоянного тока выбрано напряжение постоянного тока 270 В, поскольку оно может быть получено непосредственно путем выпрямления напряжения переменного тока 115 В [4].

Основная причина ограничения по напряжению для бортовой энергосистемы проистекает из закона Пашена. Этот закон рассматривает параллельные металлические пластины в воздухе под равномерным электромагнитным полем. На рисунке 2 показано, как напряжение в воздушном зазоре зависит от произведения расстояния между проводниками и давления в зазоре.

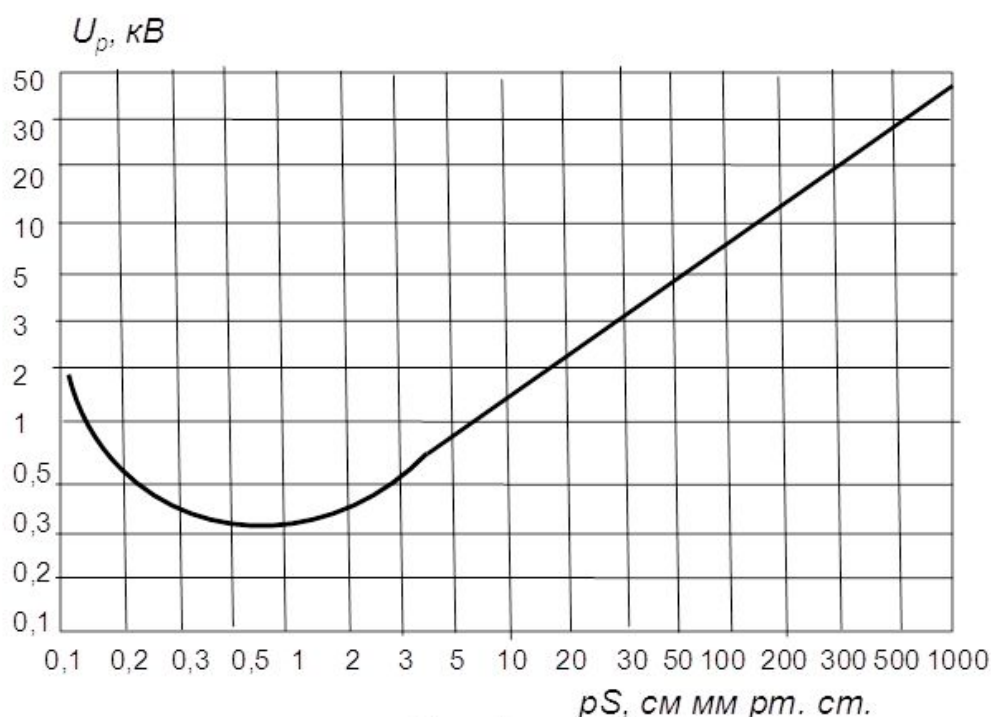


Рисунок 2 – Кривая Пашена для воздуха

Минимальная величина пробивных напряжений для разных газов находится в диапазоне 280-420 В, а для воздуха в области 327 В постоянного тока. Это означает, что дуга не возникнет между двумя параллельными металлическими пластинами при уровнях напряжения ниже этого значения на малой или большой высоте. По этой причине существующие напряжения постоянного тока в самолетах остаются ниже допустимого уровня 327 В постоянного тока.

Самое высокое допустимое напряжение, на данный момент, для обычных транспортных самолетов составляет  $\pm 270$  В постоянного тока. Эти общие практики напряжения отражают современную парадигму авиационных электроэнергетических систем. В то время как повышение напряжения будет приводить к уменьшению веса и объема проводника, недостаточно изучены риски, связанных с изоляцией и оборудованием защиты.



Несколько возможных архитектур постоянного тока высокого напряжения полностью электрического самолета проанализированы в работах [5], [6]. В работе выделяют следующие уровни напряжений:

- $\pm 270$  В постоянного тока относительно общей нейтрали;
- 270 В постоянного тока;
- $\pm 135$  В постоянного тока относительно общей нейтрали;
- 135 В постоянного тока.

В заключении [5] подтверждает, что в большинстве случаев высоковольтная система постоянного тока может экономить вес от 4% (архитектура 270 В с питанием 230 В переменного тока) до 28% (архитектура 270 В с питанием 115 В переменного тока). Однако со стороны производителей авионики и аварийных источников питания полный отказ, на данный момент, от 27 В не целесообразен. На рисунке 3 показана типичная 270 В электроэнергетическая система постоянного тока ПЭС имеющая место в современных реалиях.

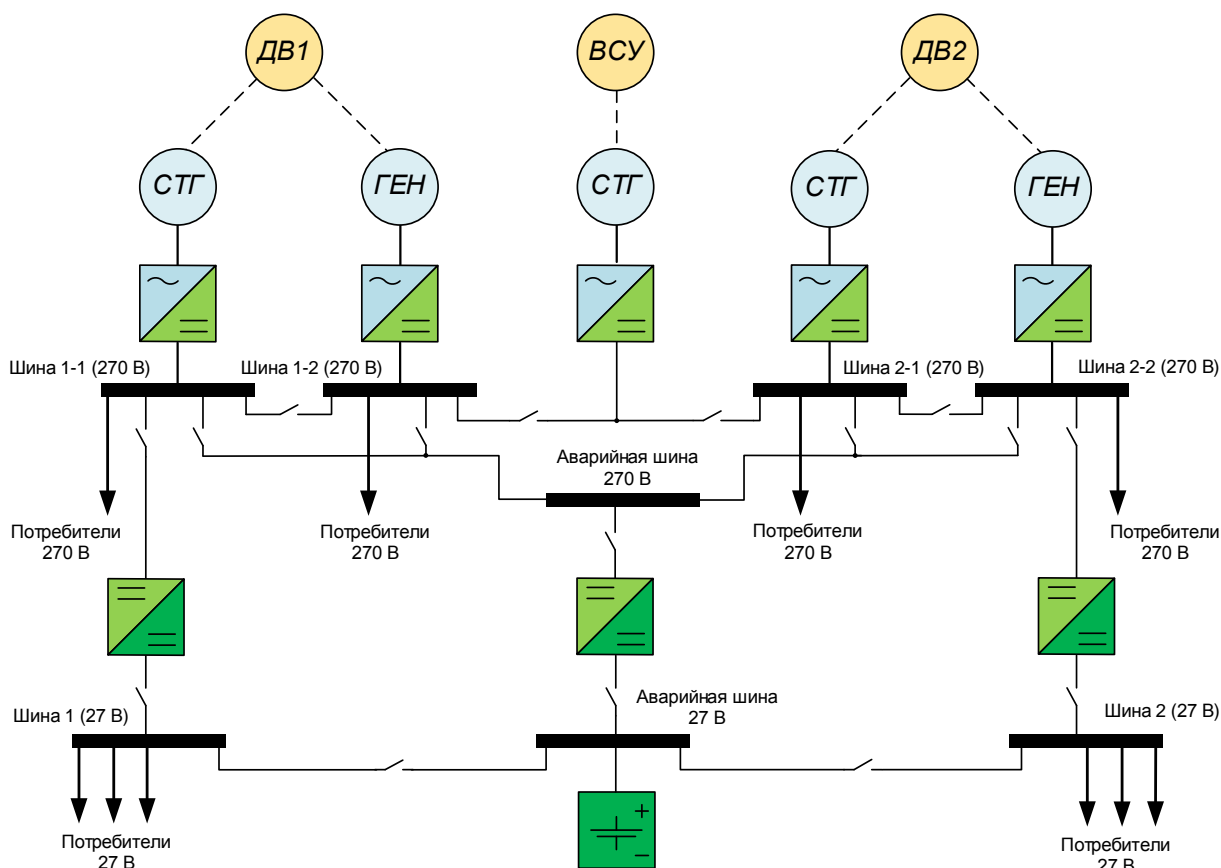


Рисунок 3 – Топология электроэнергетической системы постоянного тока 270 В

Недостатком такого решения является избыточное количество преобразователей, необходимость многократного резервирования. Одним из направлений решения этой проблемы является создание интеллектуальной энергетической системы (ИЭС). Целью, которой является изменение конструкции и разработку будущих бортовых систем распределения электроэнергии.

Для достижения этой цели предлагается введение гибкой архитектуры, управление которой осуществляется активно-адаптивными алгоритмами управления электрической энергией, представленной на рисунке 4.

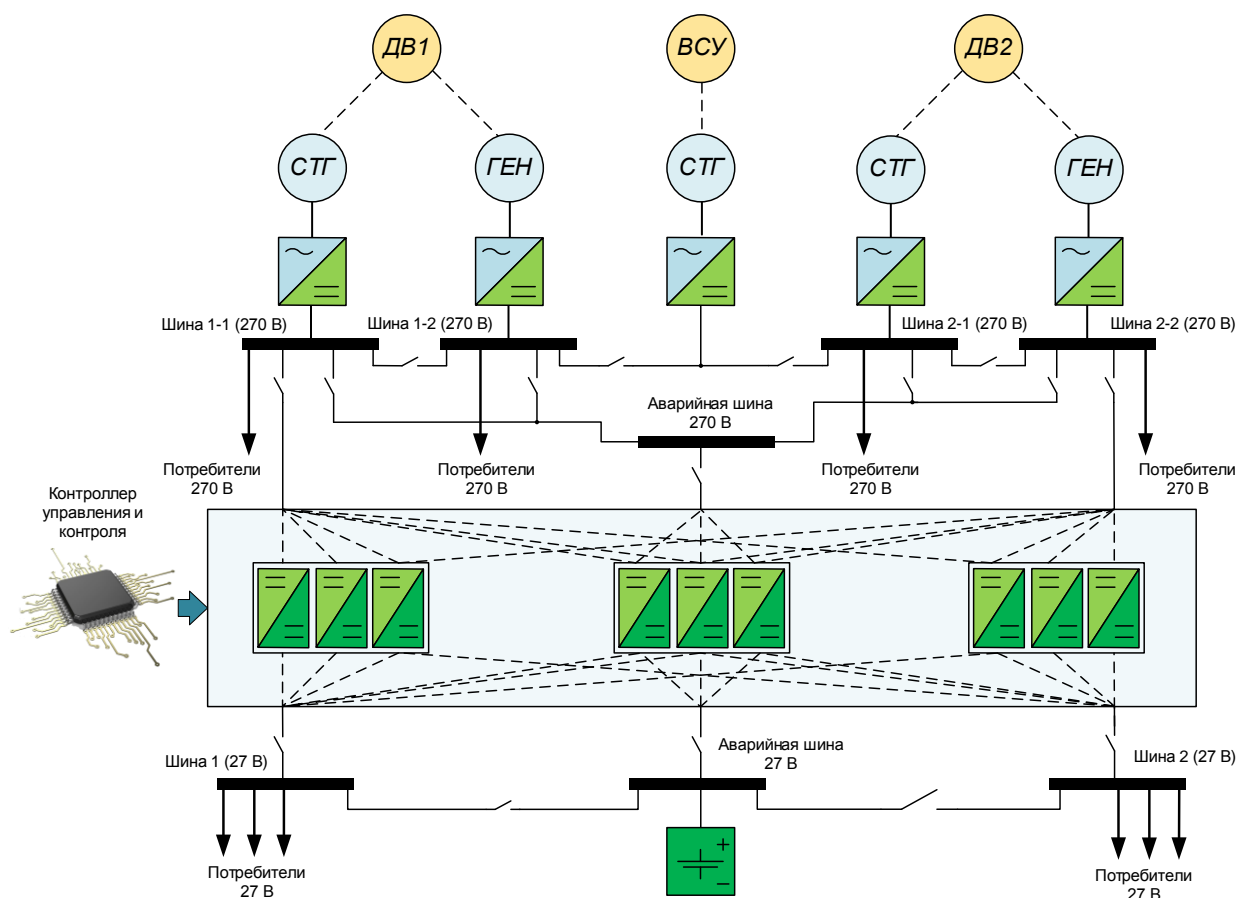


Рисунок 4 – Гибкая архитектура ИЭС с активно-адаптивным преобразователем

Этот подход ориентирован на системы электроснабжения и силовую электронику с целью проектирования, разработку и производство инновационного модульного преобразователя постоянного тока в постоянный с автоматической инверсией. Такой преобразователь будет ключевым компонентом в создании и демонстрации усовершенствованной системы (гибкой архитектуры) распределения электроэнергии с расширенными возможностями управления электрической энергией.

Ядром такой гибкой архитектуры является многомодульный силовой электронный активно-адаптивный преобразователь (ААП), который реализует разнонаправленную маршрутизацию энергии в зависимости от возможных сценариев полета и оптимизирован для них. Модуль активно-адаптивного преобразователя представлен на рисунке 5.

Некоторые особенности архитектуры ИЭС с активно-адаптивным преобразователем:

- режим реверсирования разрешен при соблюдении приоритетов и перегрузке генератора;

- неисправные или неиспользуемые модули должны быть отключены;
- аккумуляторная батарея, подключенная к шине с более низким приоритетом, используется для режима реверсирования питания.

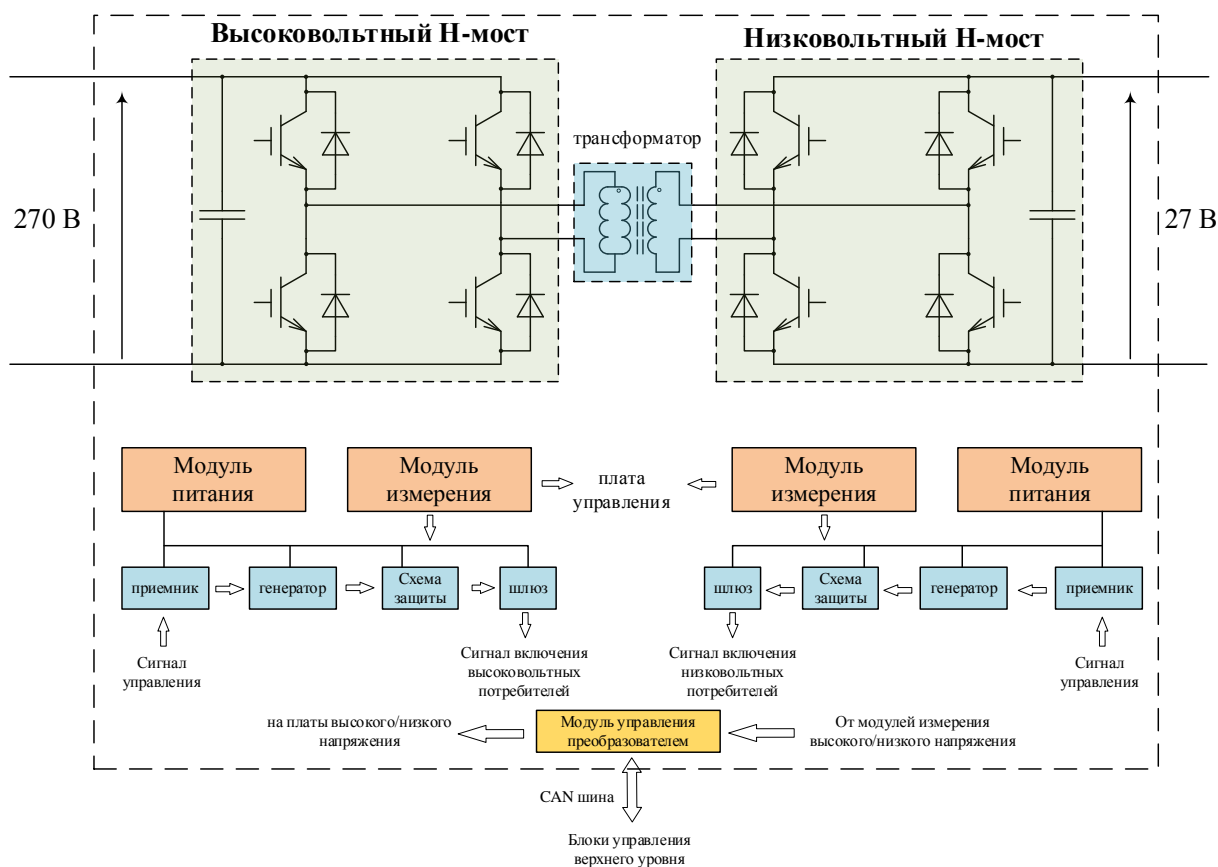


Рисунок 5 – Модуль активно-адаптивного преобразователя

Концепция интеллектуальной энергетической системы с активно-адаптивным преобразователем (ИЭС ААП) приведет к сокращению количества преобразователей мощности, которые необходимо установить на борту. Кроме того, каждый из необходимых преобразователей будет значительно легче по сравнению с существующими решениями, что приведет к снижению общей массы системы электроснабжения самолета (СЭС). Это будут способствовать созданию следующего поколения более электрической авиации.

Для реализации этих целей ИЭС ААП должна обладать новыми свойствами:

- рациональным использованием энергетических ресурсов, основных и резервных мощностей, электрических связей, каналов информации и управления для поддержания баланса генерации и потребления энергии в интересах «всех и каждого»;

- живучестью организационно-технологической схемы питания потребителей, позволяющая локализовать аварии, предотвратить их каскадное развитие, а также реализующая автоматизированное восстановление режимов работы энергетической системы.

При этом ИЭС ААП должна обеспечить:

- стандартизованный высокотехнологичный интерфейс «источник - сеть», «потребитель-сеть»;
- эффективное использование электроэнергии за счет ситуационного регулирования нагрузки с максимальным учетом требований потребителей;
- обеспечение повышения управляемости СЭС и ее элементов за счет использования современных устройств коммутации;
- обеспечение повышения наблюдаемости СЭС (сбора информации) и ее элементов (включая внешние воздействия), а также обработки данной информации в режиме реального времени;
- рациональное использование электроэнергии в нормальных, аварийных и послеаварийных режимах;
- повышение надежности электроснабжения приемников;
- регулирование обменов мощности в ИЭС посредством системы управления ААП на базе новой сетевой инфраструктуры;
- реализацию адаптивной реакции энергосистемы в режиме реального времени на основе сочетания централизованного и локального управления в нормальных и аварийных режимах;
- освоение новых информационных ресурсов и технологий для оценки ситуаций, выработки и принятия оперативных и долговременных решений.

Для реализации вышеописанных требований и отработки алгоритмов функционирования ААП, в предложенной архитектуре ИЭС, разработан виртуальный экспериментальный стенд в среде MATLAB Simulink, который позволит в полном объеме решить задачи проектирования будущих бортовых систем электроэнергетического комплекса воздушного судна.

#### Список использованных источников

1. Левин А.В., Мусин С.М., Харитонов С.А., Ковалев К.Л., Герасин А.А., Халютин С.П. Электрический самолет: концепция и технологии. – Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет, 2014, 388 с.
2. P. Saenger, N. Devillers, K. Deschinkel, M.-C. Pera, R. Couturier, and F. Gustin, “Optimization of Electrical Energy Storage System Sizing for an Accurate Energy Management in an Aircraft,” IEEE Trans. Veh. Technol., vol. 66, no. 7, pp. 5572–5583, Jul. 2017.
3. Architecture, Voltage, and Components for a Turboelectric Distributed Propulsion Electric Grid. Michael J. Armstrong and Mark Blackwelder Rolls-Royce North American Technologies, Inc. (LibertyWorks), Indianapolis, Indiana; Andrew Bollman and Christine Ross Rolls-Royce Corporation, Indianapolis, Indiana; Angela Campbell Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia; Catherine Jones and Patrick Norman. University of Strathclyde, Glasgow, Scotland, United Kingdom – NASA/CR–2015-218440.

4. Brombach, J., Schroter, T., Lucken, A. and Schulz, D., “Optimized cabin power supply with a  $\pm 270\text{V}$  DC grid on a modern aircraft,” International Conference on Compatibility and Power Electronics, pp. 425-428, June 2011.] [Nya, B.H., Brombach, J., Schulz, D., “Benefits of higher voltage levels in aircraft electrical power systems,” Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion (ESARS), pp. 1-5, Oct. 2012.

5. Brombach, J., Lucken, A., Nya, B., Johannsen, M. and Schulz, D., “Comparison of different electrical HVDC-architectures for aircraft application,” Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion (ESARS), pp. 1-6, Oct. 2012.

6. T. Wu, S. V. Bozhko, and G. M. Asher, “High speed modeling approach of aircraft electrical power systems under both normal and abnormal scenarios,” in 2010 IEEE International Symposium on Industrial Electroni

# ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ТОРМОЖЕНИЯ ОСНОВНОЙ СТОЙКИ ШАССИ МАГИСТРАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

*Румянцев П.А., Куковинец А.В., Лихачёв И.В.*  
*ФГУП «ГосНИИАС»*

**Ключевые слова:** Более электрический самолет, тормозные устройства, авиационные тормоза, электромеханический привод тормоза, фрикционный материал, углеродные диски.

**Аннотация:** В статье описаны особенности авиационной электрической системы торможения, основные отличия от классических систем. Выделены основные требования к электрической СТК, проведен анализ существующих зарубежных и отечественных систем торможения с применением электроприводов. Также в статье рассмотрен вопрос применения углеродных материалов в тормозных системах самолетов и дана оценка перспективности применения электрической СТК.

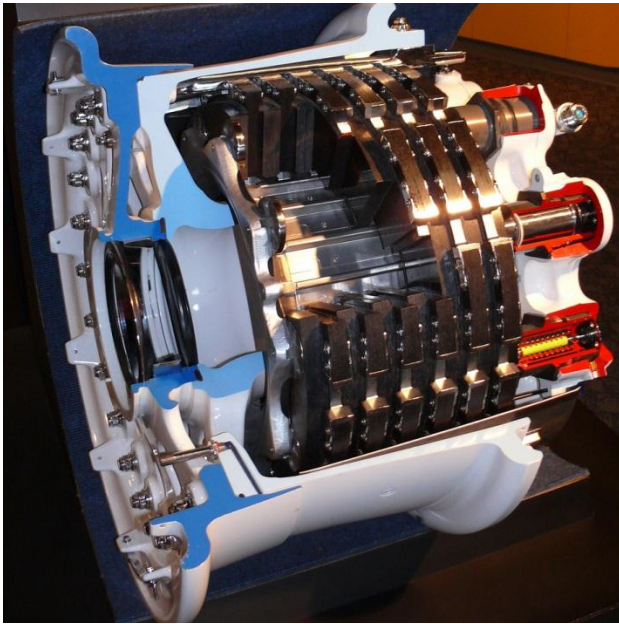
**Введение:** Как и другие режимы полета, процессы взлета и посадки воздушного судна (ВС) должны соответствовать нормативным требованиям безопасности. Помимо этого, любой летательный аппарат, перемещаясь по взлетно-посадочной полосе, нуждается в возможности остановки и рулёжки. Следовательно, авиация не может обойтись без качественных и надежных средств торможения.

Самолет, как правило, обладает значительной массой и совершает посадку на скоростях порядка 300 км/ч (Airbus A340 или Boeing 777) [1], в итоге значение его кинетической энергии при посадке может составлять десятки миллиардов Дж.

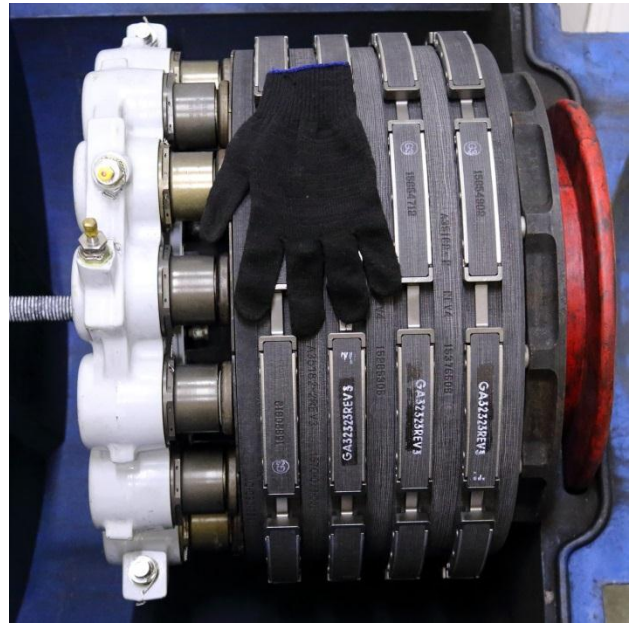
В современной авиации широко известны три способа торможения: реверс тяги, тормозной парашют и тормоз колеса [2]. В первых двух случаях кинетическая энергия расходуется на преодоление воздушного сопротивления. Тормозная система, установленная на колесе, тратит энергию на компенсацию сил трения и преобразует ее в тепло, которое затем рассеивается в атмосферу.

**Особенности электрической системы торможения колес (СТК).** В последние несколько лет можно заметить стремление авиастроительных компаний к отказу от гидравлического привода в составе тормозной системы и переходу к электромеханическим приводным устройствам. Применение электроприводов связано с реализацией концепции «Полностью электрического самолета», целью которой является переход на один вид энергии на борту ВС, а именно на электрическую энергию [3].

Принцип действия электроприводных тормозных систем мало чем отличается от классических, за исключением того, что при нажатии пилотом на педаль тормоза сигнал от неё передается в блок управления и формирует сигналы на электродвигателе, который уже механически сжимает тормозной пакет.



*Рисунок 1 – Тормоз самолета McDonnell Douglas MD-11*



*Рисунок 2 – Гидравлический дисковый тормоз самолета Airbus A320*

Преимущественно конструкция электромеханических приводов схожа – множество электродвигателей расположенных симметрично по радиусу, связанных с СТК электропроводкой, кинематически связанных с нажимной пластиной, которая передает усилие на набор дисков тормоза. Различия проявляются в методах размещения и контроля электроприводов.

Основными причинами перехода к электромеханическим приводам являются уменьшение количества преобразователей энергии (один у электрической системы против двух у гидравлической) и уменьшение массы всех систем. Так же электромеханические агрегаты проще в эксплуатации, так как их установку можно проводить непосредственно на шасси самолета, когда монтаж гидравлической системы необходимо требует условий для зарядки рабочей жидкости.

Ко всему прочему электромеханические системы имеют лучшую контролепригодность. Например, если в гидросистеме неисправен фильтр, то система не сможет определить данный отказ и своевременно о нем сообщить. Электрические системы имеют существенное преимущество не только в отношении диагностики неисправностей, но и при необходимости оперативной замены или ремонта, поскольку конструкцию таких агрегатов проще сделать модульной (в рамках концепции комплекса интегрированного бортового оборудования).

Стоит отметить, что в качестве приводов тормоза могут использоваться гибридные системы, состоящие из электро- и гидроприводов. Гидравлические агрегаты могут использоваться в качестве резервной или стояночной системы [4].

**Основные сертификационные и перспективные требования к тормозной системе.** К системе торможения колес шасси магистрального самолёта, так же как и к системе управления торможением, предъявляются

обязательные требования, изложенные в Авиационных Правилах АП-25 [5]. В частности §25.735. «Тормоза и тормозные системы», которые являются основополагающими при создании СТК и являются основными исходными данными.

Для СТК самолетов транспортной категории квалификационный базис формируется на основе АП-25, КТ-160, КТ-178, КТ-254 и соответствующих требований FAA, EASA при сертификации в США, ЕС, с которыми указанные документы гармонизированы.

Квалификационные требования на оборудование, входящее в электрическую систему управления колесом, тормозами и выпуском/уборкой шасси (СУ ВПУ), сформированы исходя из условий возможных внешних воздействий, места и способа установки на борту самолета, ожидаемых условий эксплуатации, а так же критичности выполняемых функций. Оборудование СУ ВПУ в ожидаемых условиях эксплуатации должно быть устойчиво к внешним воздействующим факторам и соответствовать требованиям квалификационного базиса RTCA/DO-160G.

Основным средством испытания тормозной системы являются так называемые «испытания на прерванный взлет» (RTO Max Energy) [6]. Прерванный взлет с максимальной кинетической энергией торможения проводится для комплексной проверки колес, шин и тормозов самолета. Испытания проходят на максимально возможной скорости начала торможения, в условиях повышенной температуры окружающей среды, при максимально допустимом попутном ветре. При этом толщина тормозных дисков специально уменьшена до предельно низкого уровня допускаемого в эксплуатации. По требованиям сертификационных правил испытания выполняются без применения реверса тяги.

Критерием соответствия работы тормозной системы предъявленным требованиям является соответствие длины тормозного пути расчетному значению, сохранение целостности колес и других элементов конструкции, отсутствие возгорания в течение 5 минут после полной остановки.

**Анализ мирового опыта в применении электроприводов в СТК.** Электромеханические приводы тормозов самолета давно не являются новинкой в авиастроении, однако серийные образцы появляются лишь в настоящее время. Это связано со сложным процессом сертификации и отработкой конструкции приводов на соответствие квалификационным требованиям серийных гражданских самолетов.

В перспективных самолётах (Airbus 380, Boeing 787, KC390, JSF) производится замена электрогидравлических систем на электромеханические. В частности системы торможения, управления поворотом передней опоры, уборкой/выпуском шасси, управления механизацией крыла. Частично электромеханические привода уже применяются в составе гибридных систем, в том числе на российском RRJ-95 (Sukhoi Superjet), зарубежном A380 [7].





*Рисунок 3 – Электрический тормоз фирмы Goodrich (для Boeing 787)*



*Рисунок 4 – Блок электрического тормоза фирмы Goodrich*

В последние несколько лет разработаны и готовятся к эксплуатации на перспективных самолетах (Boeing 737NG, 787, Airbus 350XWB, 380) электромеханические тормозные системы. Наибольших успехов в этой области достигли известные «колесные» производители Messier-Bugatti-Dowty (Safran) и Goodrich. Также компанией Safran проведены лётные испытания электромеханических тормозов на самолёте A340.

На сегодняшний день зарегистрировано множество патентов, описывающих конструкцию электромеханических тормозных систем, архитектуру систем управления торможением и отдельные технические решения.

Вопрос эксплуатации, связанный с заменой электродвигателя, наиболее удачно описан в патентах компаний Honeywell Inc [8], Messier-Bugatti-Dowty [9] и Goodrich [10]. В патентах описана конструкция электропривода тормоза самолёта, с той особенностью, что электродвигатель привода можно демонтировать без разбора колеса.

Заслуживающим внимания является патент компании Honeywell [11], в котором описан метод накопления электрической энергии получаемой при вращении колеса, и её последующего использования для питания электропривода тормоза при выходе из строя основных источников питания.

Отдельным вопросом применения электромеханических приводов является реализация стояночного торможения. Пример конструкции описан в патенте компании Messier-Bugatti-Dowty [12], в котором описана конструкция стояночного тормоза, способного работать от аккумулятора постоянного тока самолёта. Выходной вал соединен с передачей тормоза и после получения команды включения, устройство блокирует тормоза самолёта и удерживает их за счет упругого элемента.

Другой вариант электромагнитного устройства, предназначенного для удержания механизма тормоза в стояночном положении, описан в патенте Goodrich Co [13]. В данном патенте работа стояночного тормоза осуществляется за счет электромагнитной катушки, которая приводит в движение бобину, тем самым блокируя механизм тормоза.

**Применение углеродных материалов в составе СТК.** Основными преимуществами дисковых авиационных тормозов являются большое тормозное усилие и высокая энергоемкость. Отсюда же вытекает и их главный недостаток – во время интенсивного использования дисковый пакет очень сильно нагревается, тем самым предъявляя серьезные требования к термостойкости применяемых материалов.

Тормозные диски бывают как металлические (малоуглеродистая сталь), так и биметаллические. Кроме того в последнее время используются различные синтетические материалы и ткани с применением специальной термообработки, углеводородное волокно и различные смолы. Именно углерод/углеродные композиционные материалы (УУКМ) в настоящее время применяются во всех актуальных авиационных тормозных системах.

По сравнению со стальными тормозными дисками, устанавливаемых на ВС, карбоновые диски обладают рядом преимуществ. Поглощающая способность углеродного материала в 2-3 раза выше, чем у стали, что обеспечивает существенную экономию материала и снижение веса (карбоновые диски примерно в 4 раза легче). Карбоновые диски нечувствительны к тепловому удару и механической усталости. Углерод/углерод более вынослив, выносливость таких тормозов в 3 раза выше, чем у стальных, тем самым увеличивается интервал между их техническим обслуживанием.

Карбоновые тормозные диски массово применяются на лайнерах Airbus, Boeing и других фирм уже около 20 лет. Практически весь парк импортируемой в Россию авиационной техники поставляется с тормозными системами, укомплектованными дисками из УУКМ [14].

В последнее десятилетие интенсивное развитие получили работы по созданию нового класса фрикционных композиционных материалов на основе углеродных волокон и матрицы, содержащей карбид кремния (типа C-SiC или C/C-SiC) [15]. Карбид кремния, так же как и углерод, является весьма термостойким веществом и превосходит последний по окислительной стойкости и абразивной стойкости, теплоемкости и теплопроводности. Применение так называемых «керамических» тормозных дисков считаются перспективным направлением для исследований.

### **Выводы**

Электрическая тормозная система скоро станет отраслевым стандартом для новейших самолетов. Использование электромеханических приводов (ЭМП) является весьма перспективным направлением в области создания электрических тормозных систем для ВС. ЭМП могут просто заменить часть

гидравлического привода традиционной (существующей) тормозной системы, оставляя неизменными такие узлы, как шасси и система охлаждения.

Внедрение электрических тормозных систем не обходится без применения различных систем управления, которые обеспечат приемлемые характеристики ЭМП используемых в них и современных композиционных материалов, отвечающих максимальный коэффициент трения в тормозах самолета, при этом до минимума уменьшая их вес. Кроме того, считается, что использование электрической тормозной системы позволяет сократить объем технического обслуживания и повысить надёжность.

Проведенный анализ мирового опыта применения электромеханических приводов тормозов самолёта, показывает актуальность развития данной тематики. Так же прослеживается тенденция преимущества технических решений. Например, в качестве преобразователя типа движения используется шарико-винтовые или ролико-винтовые передачи, все электродвигатели постоянного тока бесконтактного типа.

В целом, прослеживается тенденция развития электромеханических систем торможения, а сформированный научно-технический задел позволяет быстро оценить целесообразность технических решений.

#### Список использованных источников

1. Коконин С.С., Крамаренко Е.И., Матвеев А.М. Основы проектирования авиационных колёс и тормозных систем. – М.: МАИ, 2007. – 263 с.

2. Корнеев В.М. Конструкция и эксплуатация воздушных судов для пилотов и бортиженеров: конспект лекций. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2006. – 152 с.

3. Тулинова Е.Е., Ковалев К.Л., Иванов Н.С., Ларионов А.Е.. Обзор разработок полностью электрических самолетов. – Электричество, 2016,. – №4 – С. 15-25.

4. Левин А.В., Мусин С.М., Харитонов С.А., Ковалев К.Л., Герасин А.А., Халютин С.П.. Электрический самолет: концепция и технологии. – Уфа: УГАТУ, 2014. – 388 с.

5. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолетов транспортной категории. Межгосударственный Авиационный Комитет, 2009. – 274 с.

6. Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации. Лётная годности воздушных судов. Издание 11, ИКАО, 2010. – 230 с.

7. Руководства по технической эксплуатации самолетов RRJ-95B, A380.

8. Aircraft electric brake actuator assembly with line replaceable actuator brake: пат. EP 2360072 B1 / Casey Hanlon, Kellan Geck, James Neil Quitmeyer; заявитель и патентообладатель Honeywell International Inc; заявл. 12.02.2010; опубл. 25.01.2012.

9. Brake for an aircraft wheel: пат. US9187172B2 / Fabien Tanty; заявитель и патентообладатель Messier-Bugatti-Dowty; заявл. 10.05.2012; опубл. 17.11.2015.

10. Aircraft brake and method with electromechanical actuator modules: заявка US 20090120739A1 / Lawrence F. Corio; заявитель и патентообладатель Goodrich Co; заявл. 14.11.2007; опубл. 14.05.2009.

11. Aircraft electric brake and generator therefor: пат. EP 1687567B1 / David Charles, Jhonathan Behler; Honeywell International Inc; заявл. 12.06.2012; опубл. 08.12.2010.

12. Electromagnetic brake: пат. US 6918470B2 / Denis Guaraldo; заявитель и патентообладатель Messier-Bugatti-Dowty; заявл. 07.02.2003; опубл. 19.07.2005.

13. Bi-stable voice coil park brake: заявка US20160207613A1 / David Drennen, Kevin Rehfus, Robert French, Harald Klode; заявитель и патентообладатель Goodrich Co; заявл. 15.01.2015; опубл. 21.07.2016.

14. Степашкин А.А., Мозолев В.В., Мостовой Г.Е. Оценка ресурса углерод-углеродных тормозных дисков авиаколес с учетом эволюции механических свойств материала // Материалы 77-й Международной научно-технической конференции ААИ «Автомобиле- и тракторостроение в России: приоритеты развития и подготовка кадров», 2012.

15. Крамаренко Е.И., Кулаков В.В., Кенигфест А.М., Ситников С.А., Мозалев В.В. Получение и свойства фрикционных углерод-керамических материалов класса C/SiC // Известия самарского научного центра Российской академии наук, 2011. – С. 759-764.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМОЖНОГО ОБЛИКА СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА**

*Царьков И.А.<sup>1</sup>, Демьянов А.В.<sup>1</sup>, Петухов А.В.<sup>1</sup>, Тищенко И.В.<sup>2</sup>,*

*Губернаторов К.Н.<sup>3</sup>, Лихачев И.В.<sup>3</sup>, Королев И.А.<sup>3</sup>*

*<sup>1</sup>-ООО «Наука-Энерготех», <sup>2</sup>-ПАО НПО «Наука», <sup>3</sup>-ФГУП «ГосНИИАС»*

Согласно Государственной политике Российской Федерации в области авиационной деятельности одним из перспективных направлений развития отечественной авиации является создание сверхзвуковых гражданских самолетов нового поколения.

Для решения этой сложной наукоемкой задачи необходимо внедрение новейших достижений науки и технологий, создание научно-технического задела (НТЗ) и передовых научно-технических решений в области аэродинамики, аэроакустики, прочности, систем управления, силовой установки, комплекса бортового оборудования (КБО) и систем сверхзвукового гражданского самолета (СГС), а также снижения экологического воздействия на окружающую среду.

Соответственно, требуется создание эффективной, экономичной системы кондиционирования воздуха (СКВ) для СГС.

Проводимые ООО «Наука-Энерготех» исследования, должны относиться к воздушным судам (ВС), имеющим следующие технические требования:

- высота полета – 18 – 20 км;
- скорость полета 1,6 – 1,8 М;
- пассажироместимость 8 -19 человек.

Результаты предыдущих исследований показали, что одним из наибольших технических рисков в создании перспективных СГС является обеспечение безопасного и комфортного нахождения пассажиров на борту СГС и принципиальную роль играет создание научно-технического задела в области бортовых систем жизнеобеспечения СГС и системная интеграция технологий в едином техническом облике. Специфика эксплуатации сверхзвукового самолета, а также внедрения на нем различных технологий, направленных на повышение его энергоэффективности определяет значительную роль системы обеспечения теплового баланса на борту, основной функцией которой является эффективное распределение тепловой энергии на борту ВС с целью минимизации количества контуров обеспечения тепловых режимов различных составных частей СГС и, как следствие, исключение переразмеривания различных систем.

В настоящее время ООО «Наука-Энерготех» проводит системный мониторинг уровня критических технологий, применимых для создания системы кондиционирования воздуха (СКВ) СГС, разрабатывает рекомендации по предварительному техническому облику СКВ СГС нового поколения.

Основное отличие дозвуковых и сверхзвуковых самолетов в части СКВ заключается в необходимости в случае СГС использования для охлаждения горячего воздуха СКВ хладоносителя с более низкой температурой, чем у заборного воздуха, используемого в установках охлаждения воздуха (УОВ) дозвуковых ВС, т.к. при сверхзвуковом полете происходит более существенный аэродинамический нагрев набегающего на ВС потока воздуха, что не позволяет обеспечить отвод требуемой тепловой нагрузки и, соответственно, не позволяет обеспечить температуру воздуха, соответствующую нормам Авиационных правил, часть 25. В качестве хладоносителя, обеспечивающего необходимое охлаждение воздуха СКВ на сверхзвуковом режиме наиболее удобно использовать топливо ВС.

Решение базовых задач СКВ СГС может быть выполнено и выполнялось ранее, например, в СКВ самолётов Ту-160, Ту-144, Concorde, Rockwell B-1 Lancer, с установкой охлаждения воздуха (УОВ) на основе воздушной холодильной машины (ВХМ), с отбором сжатого воздуха от компрессора газотурбинного двигателя (ГТД) и комбинированным использованием заборного воздуха и топлива в качестве охлаждающего теплоносителя.

Использование альтернативных схем, в том числе, СКВ без отбора воздуха от компрессора двигателя (в соответствии с концепцией no-bleed systems [2], [3]) должно быть проработано для оптимизации массы и энергопотребления ВС.

При использовании концепции безотборной СКВ возможно достичь уменьшения затрат топлива, а в авиадвигателе с отбором только механической мощности возможно исключить высокотемпературные трубопроводы из нержавеющей стали, предварительный теплообменник, регулирующие клапаны, высокотемпературные агрегаты и узлы, что позволяет упростить обвязку двигателя, а отсутствие дросселирования воздуха для понижения давления за выбранной ступенью отбора позволит повысить термодинамическую эффективность ВХМ СКВ [1].

ООО «Наука-Энерготех» в ходе выполнения НИР разрабатываются варианты принципиальных схем безотборных СКВ с ВХМ и парокompрессионной холодильной машиной (ПКХМ) для СГС. На рисунках 1 и 2 приведены возможные варианты схемного облика УОВ на основе ВХМ и ПКХМ для СГС.

Критическими технологиями безотборной СКВ с ВХМ для СГС представляются электроприводной компрессор для подготовки сжатого воздуха и элементная база для управления производительностью такого компрессора.

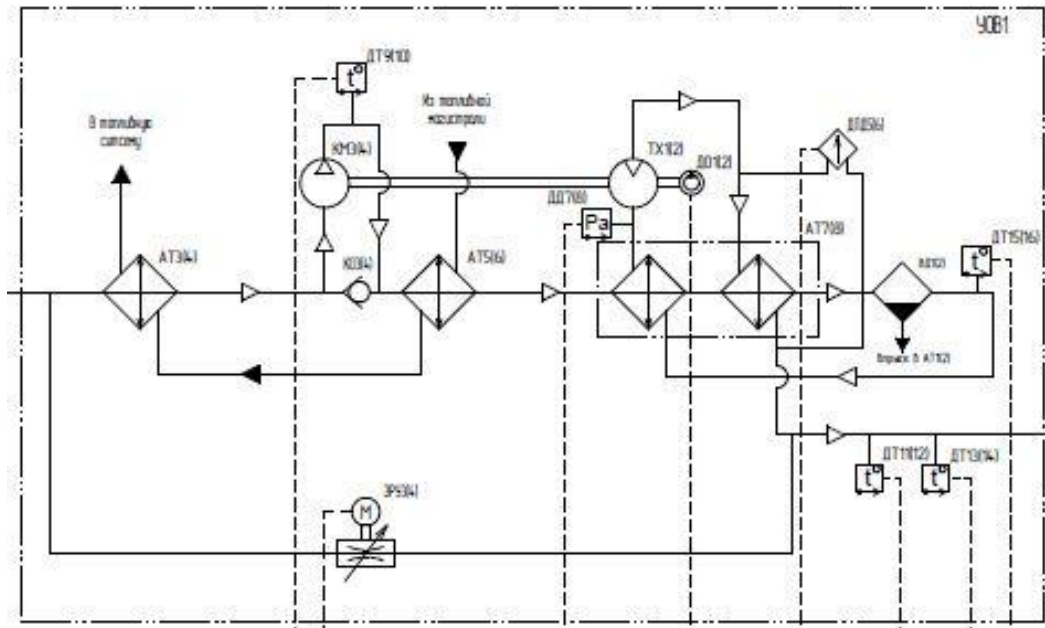


Рисунок 1 – УОВ с ВХМ для СКВ СГС

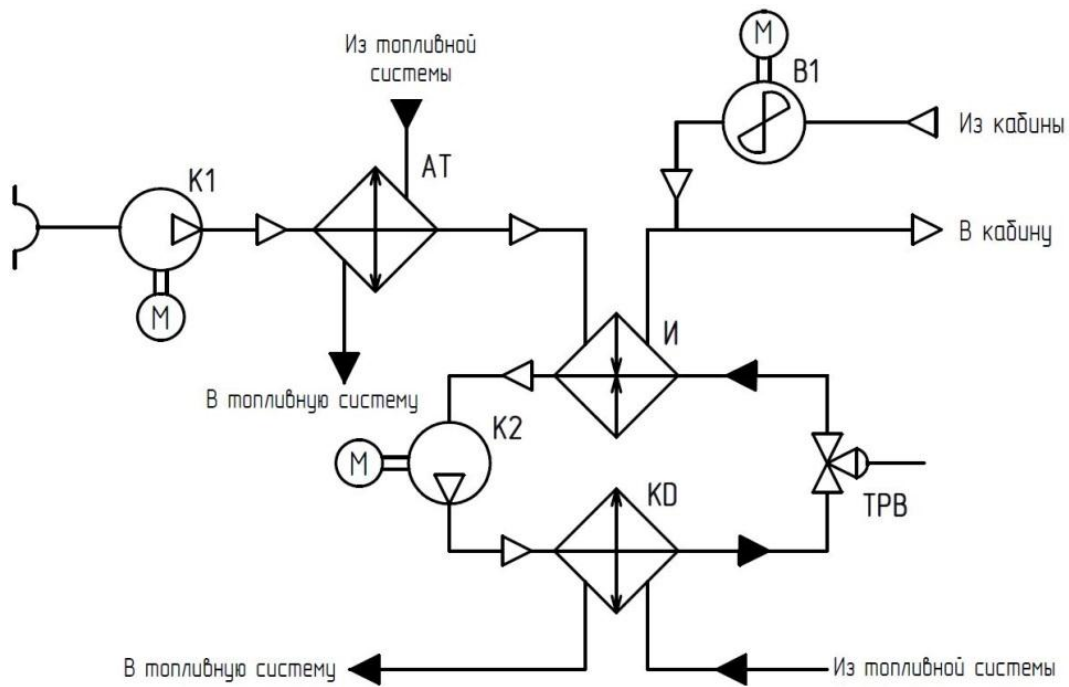


Рисунок 2 – УОВ с ПКХМ для СКВ СГС

Турбохолодильник СКВ с ВХМ для СГС будет представлять собой двухколесный турбокомпрессор. На одном валу будут расположены ступени компрессора и турбины. С учетом большей высоты полета СГС в составе СКВ необходимо наличие дожимающего воздух компрессора, который и будет включен в состав турбокомпрессора. Учитывая большой диапазон скоростей СГС и, как следствие, большой диапазон входных параметров воздуха в СКВ, для обеспечения теплового режима в гермокабине СГС и эффективной работы турбокомпрессора необходимо ступень турбины выполнить с регулируемым сопловым аппаратом (РСА). В конструкции электропривода РСА предполагается использовать вентильный

(бесколлекторный двигатель). Управление РСА предполагается осуществлять с помощью разовых команд и по интерфейсу CAN в соответствии с АС 1.1.825-2-2012.

Использование хладоресурса топлива предполагает наличие в составе СКВ с ВХМ для СГС топливо-воздушных теплообменников (ТВТ). ТВТ конструктивно может представлять собой двухсекционный кожухотрубный теплообменный аппарат с U-образными трубками с повышенной эффективностью теплообмена и, как следствие, с уменьшенными массой и габаритами, по сравнению с аналогами.

Критическими технологиями безотборной СКВ с ПКХМ для СГС представляются электроприводной компрессор для подготовки сжатого воздуха, элементная база для управления производительностью такого компрессора, спиральный компрессор ПКХМ и элементная база для управления производительностью такого компрессора.

Электроприводные воздушные компрессоры предполагается создавать с опорным узлом с газодинамическими лепестковыми подшипниками.

Применение в конструкции электрокомпрессора лепестковых ГДП позволит обеспечить преимущества по сравнению с подшипниками с масляной смазкой:

- более высокая надежность агрегата;
- меньшие затраты и удобство эксплуатации в виду отсутствия в агрегате масляной смазки.

Особенностью также будет наличие в составе ПКХМ топливо-фреонового теплообменника-конденсатора.

В 2021 году планируется выполнить следующие задачи НИР:

- завершить разработку предложения по формированию технического облика СКВ СГС;
- завершить расчетный анализ разработанных вариантов схемных решений СКВ;
- разработать спецификацию требований для СКВ, которая должна определить функциональные требования и установить требования к составу изделий и их компонентам;
- разработать эскизную конструкторскую документацию на элементы СКВ с ВХМ (турбохолодильник, теплообменный аппарат).

#### Список использованных источников

1. Дьяченко Ю.В. Исследование термодинамических циклов воздушных холодильных машин. – Новосибирск: изд-во НГТУ, 2006. – 404 с.
2. Каллиопин А.К., Савельев Р.С., Смагин Д.И. Основные тенденции развития систем кондиционирования воздуха перспективных летательных аппаратов. – Инженерный журнал: наука и инновации, 2017. – № 6.
3. Nelson T. B787 systems and performance. Boeing, 2005, 36 p.



# **THE SENS4ICE EU PROJECT – SENSORS AND CERTIFIABLE HYBRID ARCHITECTURES FOR SAFER AVIATION IN ICING ENVIRONMENT – A PROJECT MIDTERM OVERVIEW**

*Carsten Schwarz*

*DLR Institute of Flight Systems*

Modern airplanes are well equipped to cope with most common icing conditions, which are defined in Appendix C of CS-25 / 14 CFR Part 25 (formerly known as FAR 25). However, some conditions consisting of supercooled large droplets (SLD) have been the cause of severe accidents over the last three decades. It became obvious that there are certain types of airplanes which are not robust against these conditions as ice can form on unprotected areas of the lifting surfaces leading to loss of control. Consequently, authorities addressed these safety concerns by issuing new certification rules under Appendix O (CS-25 / 14 CFR Part 25) to ensure that future airplanes remain controllable in these conditions and can exit safely upon detection. Hence, the key to increasing overall aviation icing safety is the early and reliable detection of icing conditions to allow the necessary actions to be taken by the flight crew. The EU project SENS4ICE (SENSors and certifiable hybrid architectures for safer aviation in ICing Environment) directly addresses this need for reliable detection and discrimination of icing conditions.

An intelligent way to cope with the complex problem of ice detection is the hybridization of different detection techniques. Direct sensing of atmospheric conditions and /or ice accretion on the airframe may be combined with indirect techniques in which the change of aircraft characteristics with ice accretion on the airframe is detected. SENS4ICE will address development, test, validation, and maturation of different detection principles, hybridization - in close cooperation with regulators to develop acceptable means of compliance - and the final airborne demonstration of technology capabilities in relevant natural icing conditions.

The first part of the project is devoted to the development and maturation of icing detection technologies, with a focus on Appendix O icing conditions. Furthermore, several icing wind tunnel facilities have improved capabilities to represent Appendix O conditions. Icing wind tunnel testing (including Appendix O) of several icing detection sensors developed in the SENS4ICE project concludes the first part of the project. The main goal of the remainder of the project is flight testing of icing technologies in natural icing conditions including Appendix O.

The SENS4ICE consortium unites European and non-European aircraft manufacturers, equipment suppliers and research/academia with a large variety of technologies that have emerged in recent years, the most promising and mature of

which will be selected for flight testing, while several other less mature but promising technologies will be advanced in laboratory environment. Since icing is a global hazard, SENS4ICE will address this challenge with a global consortium including participants from Brazil, USA, and Russia. By aligning the EU funded activity with nationally and internally funded programs of those countries, a harmonized global view on Acceptable Means of Compliance can be achieved, and technological progress can be further advanced by ensuring complementarity and avoiding overlap. Particularly project partners from Russia, GosNIIAS, TsAGI and CAO, provide highly valuable contributions including very capable facilities for icing wind tunnel and flight testing.

This project has received funding from the European Union's Horizon 2020 research and innovation programme under grant agreement N° 824253 (SENS4ICE).

# ПРИНЦИПЫ АРХИТЕКТУРНОГО ПОСТРОЕНИЯ КБО ВС НА ФОТОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЕ

*Косьянчук В.В.<sup>1</sup>, Сельвесюк Н.И.<sup>1</sup>, Зыбин Е.Ю.<sup>1</sup>, Новиков В.М.<sup>1</sup>, Гончаров А.А.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>-ФГУП «ГосНИИАС», <sup>2</sup>-ООО «Центр Тонких Оптических Технологий»*

## **Введение**

Интегральная фотоника – является направлением техники, связанное с изготовлением на общей планарной подложке нескольких фотонных устройств, которые работают, как с оптическими, так и электрическими сигналами. Основными особенностями систем, реализуемых с помощью интегральной фотонной техники, являются:

- 1) функциональность, основанная на электромагнитной оптике;
- 2) простое управление волноводными модами;
- 3) низковольтный контроль;
- 4) высокая скорость выполнения операций;
- 5) компактность и малый вес;
- 6) низкая цена.

Фотонная компонентная база (ФКБ) бортовых комплексов объединяет множество оптических приборов различного конструктивного исполнения, но в основу их работы положен один физический принцип – носителем информации и объектом изменений является поток фотонов.

По исполнению ФКБ подразделяется на активные, пассивные включает в себя три основные группы элементов:

- оптоволоконные линии (ОВЛ);
- фотонные интегральные схемы (ФИС);
- конструктивные оптические компоненты.

## **1 Анализ функциональных задач фотоники**

На данный момент развития фотонных технологий для бортового применения практическую реализацию получили следующие направления применения ФКБ:

- сетевые средства передачи информации;
- система технической диагностики объектов на базе оптических датчиков;
- фотоника в радиолокации и СВЧ;
- оптические процессоры.

### **1.1 Фотоника в радиолокации и СВЧ**

Задачей радиофотоники является разработка устройств обеспечивающих взаимодействие оптической среды и радиосигналов сверхвысоких частот, использующее в качестве носителей информации световой сигнал, с использованием элементной базы интегральной и волоконной оптики [1]. Ключевыми преимуществами оптической обработки радиосигналов являются широкополосность и высокая скорость, что невозможно достичь методами их цифровой обработки.

Реализация перечисленных преимуществ достигается внедрением элементов, функциональных узлов и составных частей подсистем АФАР, следующих фотонных компонент:

- источники оптического когерентного излучения;
- модуляторы;
- оптические усилители;
- оптические линии задержки;
- фотонные аналого-цифровые преобразователи (ФАЦП).

## **1.2 Фотоника в системах диагностики бортового комплекса – волоконные оптические датчики**

Оптические датчики, есть средство измерений физических величин (температуры, деформации, давления, расстояния, скорости и др.), используемых в различных отраслях экономики (машиностроение, судостроение, авиастроение, электроэнергетика, горнодобывающая отрасль, нефтяная и газовая отрасли, строительство и эксплуатация зданий и сооружений и др.) [2]. Задачей системы диагностики на базе волоконных оптических датчиков (ВОД) является:

– обнаружение дефектов в конструкции до возникновения аварийного случая;

– непрерывный анализ технического состояния объекта, реализуемого путем сбора, обработки и хранения данных технического диагностирования;

– прогнозирование изменения технического состояния конструкций во времени на основе регулярного мониторинга технического состояния объектов;

– автоматизация и оптимизация процессов диагностики технического состояния объектов.

Основные параметры, подлежащие мониторингу на основе ВОД, являются:

– температурный мониторинг;

– мониторинг на механические деформации и перемещения элементов конструкций;

– мониторинг вибрации элементов конструкций;

– мониторинг давления.

Достоинствами систем на базе ВОД являются:

– защищенность от воздействия внешних электромагнитных полей;

– высокая чувствительность, надежность и воспроизводимость измерений;

– широкий динамический диапазон измерений;

– термическая, химическая, коррозионная, радиационная стойкость;

– электроизоляционная прочность и пожаробезопасность;

– высокая упругость, устойчивость к вибрациям и ударам;

– многоточечные и распределенные измерения (уплотнение электрических и оптических сигналов);

– гибкость при размещении, интеграции (внедрения) в структурные элементы;

- малое время отклика;
- низкое энергопотребление;
- малые габариты и вес.

К недостаткам ситем на базе ВОД можно отнести отсутствие универсальности чувствительных элементов.

Система диагностики объектов на базе ВОД строиться на следующих оптических компонентах:

– **волоконно-оптические датчики** – небольшие по размерам устройства, в которых оптическое волокно использовано одновременно в качестве линии передачи данных и чувствительного элемента, способного детектировать изменения различных физических величин;

– **источник оптического излучения** – устройство, обеспечивающее подачу оптической энергии, необходимой для регистрации/индикации взаимодействия с измеряемой величиной;

– **оптический приемник** – устройство, регистрирующее излучение, подверженное воздействию измеряемой величины, и преобразующее его по заранее заданному закону в другую величину, как правило, электрическую;

– **интерфейсные компоненты** – оптический, сигнальный, аналоговый сигнальный, коммуникационный интерфейсы.

Базовой платформой для построения системы диагностики на базе оптических датчиков является **интеррогатор**, который можно рассматривать как волоконно-оптический контроллер обеспечивающий опрос ВОД и совмещающий в себе часть оптического интерфейса и сигнальный интерфейс.

## 2 Полностью оптические бортовые сети

Полностью оптическая бортовая сеть (ПОБС) представляет класс сетей, в функционировании которых главную роль при коммутации, мультиплексировании, ретрансляции играют не электронные, а чисто оптические технологии [3].

Полностью оптическая бортовая сеть, основывается на принципе организации построения сети, при котором каждому оконечному узлу сети приписывается группа оптических длин волн ( **$\lambda$ -каналы**), на которой узел ведет передачу. Данная группа  $\lambda$ -каналов объединяется в общий поток за счёт технологии спектрального уплотнения оптических каналов (WDM-сети). Далее оптические сигналы со всех удаленных узлов собираются в оптическом звездообразном спектральном мультиплексоре (СМ), где они смешиваются, а суммарный поток всех  **$\lambda$ -каналов** распределяются по выходным полюсам СМ в оптические волокна, идущие обратно к удаленным узлам. В идеале каждый узел может получать мультиплексный сигнал, представленный **всеми длинами волн**, то есть информации от всех узлов, по всем каналам. Особо следует отметить, что с внедрением технологии WDM появляется возможность создавать многофункциональные системы передачи данных.

## 2.1 Логика работы ПОБС

Безкоммутационная полностью оптической бортовой сети реального времени с гарантированной доставкой сообщений между программными приложениями различных составных частей комплекса бортового оборудования [4, 5, 6, 7] работает по следующей логике:

– **сформировать** перечень бортовых систем комплекса бортового оборудования (КБО)  $N$ , участвующих в обменных операциях и подключаемых к системе передачи информации в режиме реального времени;

– **сформировать** перечень программных приложений, функционирующих в каждом из вычислительных модулях бортовых систем из состава КБО, участвующих в обмене информации, с разделением их на две группы: первая группа включает общее количество программных приложений передающих информацию  $l_{out}$ , вторая группа включает общее количество программных приложений принимающих информацию  $l_{inp}$ ;

– **сформировать** общий перечень программных приложений, передающих информацию по всему КБО -  $L_{out}$ ;

– **установить** истинность соотношения  $L_{out} \leq \lambda$ , где  $\lambda$  – максимальное число спектрально-уплотнённых каналов в оптической сети системы передачи информации в режиме реального времени. Обозначим общее количество оптических длин волн через  $\lambda^0$ . Если соотношение  $L_{out} \leq \lambda^0$  истинно, то переходят к установлению соответствия (распределению) между конкретными  $l_{out}$  и  $\lambda$ . Если соотношение  $L_{out} \leq \lambda^0$  ложно, то переходим к временному уплотнению, которое заключается в сборке сообщений от различных программных приложений, функционирующих в вычислительных модулях бортовых систем из состава, КБО в последовательность передаваемых данных по одному  $\lambda$ -каналу;

– **определить** в спектральном сетевом оконечнике (ССО) каждой бортовой системы КБО суммарное количество выходных  $\lambda$ -каналов, например для системы  $A$  спектрально уплотнённая группа каналов определяется как  $\lambda_{out}^A = U\{\lambda_1 \dots \lambda_{nA}\}$  со своим набором длин волн, свойственному только для данного ССО, данной бортовой системы КБО и данному перечню программных приложений;

– **определить** в оконечной системе каждой составной части КБО суммарное количество входных  $\lambda_{inp}^i$ , со своим набором длин волн, свойственному только для данной оконечной системе, данной составной части КБО и данному перечню программных приложений. Возможны три подхода определению  $\lambda_{inp}$ -каналов.

Рассматриваемая система передачи информации в реальном времени обладает суммарным количеством длин оптических волн  $\lambda_i$  способных мультиплексироваться в единый канал  $\lambda^0 = U\lambda_n$ . Каждому из множеств программных приложений бортовых систем, формирующих выходные данные  $P^{out}$  ставится в соответствие одна фиксированная длина волны  $\lambda_i$  по которой данное программное приложение будет передавать информацию, и область памяти  $M_i^{out}$  спектрального сетевого оконечника  $Z$  для данного

программного приложения, то есть  $P_i^{out} \{\lambda_i, M_i^{out}\}$ . Любое программное приложение любого вычислительного модуля бортовой системы, готовое к передачи информации, осуществляет передачу сформированных сообщений в область памяти  $M_i^{out}$  ССО.

## 2.2 Спецификация требований для ПОБС

Спецификация требований для гражданского самолёта приведена в таблице 1.

Таблица 1 – Спецификация требований для гражданского самолёта

№	Параметр		Значение	Примечание
1	Количество поддерживаемых узлов в сети		не менее 400	
2	Скорость передачи данных в сети		не менее 1 Гб/с	
3	Количество поддерживаемых оптических линий		не менее 500 шт	
4	Общая поддерживаемая производительность сети		не менее 1,4 Тб/с	
5	Время ожидания	Время ожидания подключения	не более 10 мс	
		Время ожидания передачи	не менее 1 мкс	<100нс для военных <1мкс для широкофюзеляжных
6	Резервирование		формируется при разработке архитектуры сети	Защита от отказов и восстановления в структуре WDM
7	Топология сети		поддержка множественного типа топологии	Звезда, кольцо, шина
8	Количество мультиплексированных оптических каналов		не менее 96	

## 3 Реализация ФКБ на фотонных интегральных схемах

В интегральной фотонике существуют базовые компоненты, являющиеся общими для большинства интегрально-оптических устройств. Ниже рассмотрены базовые компоненты, из которых строятся более сложные интегрально-оптические устройства. Все компоненты, описанные ниже, формируются на одномодовых канальных волноводах. Оптические элементы, располагающиеся в оптическом чипе, подразделяются по функциональным возможностям на пассивные и активные.

Пассивные оптические элементы устанавливают входные/выходные характеристики, определяемые при изготовлении фотонного элемента. Примерами являются делитель мощности (power splitter), волноводный

отражатель (waveguide reflector), направленный ответвитель (directional coupler), поляризатор и поляризационный делитель пучка (polarisation beam splitter).

Активные оптические элементы выполняют функции оптического усиления и лазерной генерации. Примерами являются интегральный оптический усилитель (integrated optical amplifier), интегральный лазер (integrated laser), детектор [8]

### 3.1 Спецификация требований для ФИС

Фотонные интегральные схемы (ФИС), входящие в состав ФКБ воздушного судна, должны реализовать базовые функции, выполняемые при постройке оптических систем [9, 10]. Ввиду различных функциональных задач для каждого из компонент определён свой набор требований. Спецификация требований к ФИС авиационного применения приведена в таблице 2.

Таблица 2 – Спецификация требований к ФИС авиационного применения

№	Наименование ФИС	Требования	Значение	Функции
1	Лазер	Диапазон перестройки длин волн	C-диапазон (1530-1565 нм)	используется для преобразования электрических сигналов в оптические сигналы
		Выбор волны излучения	Управляется с помощью контроллера	
		Спектральные интервалы между каналами перестройки	0,4 нм	
		Вывод излучения	Одномодовый световод	
		Минимальное подавление побочных мод	30 дБ	
2	Сплиттер	коэффициенты деления	50:50; 70:30; 10:90	используется для деления одной оптической передачи на две или более с использованием определенного не частотного метода
		суммарные потери	не более 6 дБ (суммарная эффективность не менее 25%)	
		рабочие длины волн	1530-1565 нм	
3	Optical Add Drop Multiplexor (OADM)	рабочие длины волн	1530-1565 нм	используется для реконфигурации или выбора
		один извлекаемый канал	32 длины волны	



№	Наименование ФИС	Требования	Значение	Функции
		один вводимый канал	32 длины волны	оптических трактов
		ширина линии фильтрации по спаду 10 дБ	не более 0.4 нм	
		перекрёстные помехи	не хуже 20 дБ	
4	Оптический фильтр	рабочий диапазон длин волн	1530-1565 нм	используется для ввода/вывода определенных длин световых волн в приеме/передач
		спектральный интервал между длинами волн	50 ГГц (0,4 нм)	
		частота обработки оптических сигналов	не менее 1 ГГц	
		количество входных каналов	1 шт.	
		количество входных частот	не менее 64 шт.	
		количество выходных частот	1 шт .	
5	Оптический широкополосный приемник (ОШП)	рабочие длины волн	1530-1565 нм	используется для преобразования оптических сигналов в электрические сигналы
		частота обработки оптических сигналов	не менее 1 ГГц	
		чувствительность фотодетектора	не более (-24 дБм)	
6	Мультиплексор	рабочий диапазон длин волн	1530-1565 нм	используется для объединения различных длин световых волн в передачу
		спектральный интервал между длинами волн	50 ГГц (0,4 нм)	
		количество входных каналов	8 шт.	
		количество выходных каналов	1 шт.	
		изоляция между каналами	не менее 20 дБ	
7	Демультимплексор	рабочий диапазон длин волн	1530-1565 нм	используется для отделения различных длин
		спектральный	50 ГГц (0,4 нм)	

№	Наименование ФИС	Требования	Значение	Функции
		интервал между длинами волн		СВЕТОВЫХ ВОЛН ОТ передачи
		количество ВХОДНЫХ каналов	1 шт.	
		количество ВХОДНЫХ частот в один канал	не менее 64 шт.	
		количество ВЫХОДНЫХ каналов	64 шт.	
		количество ВЫХОДНЫХ частот в одном канале	не менее 64 шт.	
		изоляция между каналами	не менее 20 дБ	
8	Спектральный сетевой мультиплексор (ССМ)	рабочий диапазон длин волн	1530-1565 нм	формирует общий информационный оптический спектрально-уплотнённый поток данных $\lambda_0$ из множества отдельных частных информационных оптических потоков данных, сформированных каждой бортовой системой
		спектральный интервал между длинами волн	50 ГГц	
		количество ВХОДНЫХ каналов	8 шт.	
		количество ВХОДНЫХ частот в один канал	не менее 8 шт.	
		количество ВЫХОДНЫХ каналов	8 шт.	
		количество ВЫХОДНЫХ частот в одном канале	не менее 64 шт.	
		изоляция между каналами	не менее 20 дБ	

Исключительным требованием к данным компонентам является возможность перенастройки информационного канала на заданную длину волны в заданном диапазоне. Такая особенность позволяет решать следующие задачи:

- обеспечить передачу данных в режиме реального времени;
- реализовать безкоммутационную бортовую сеть;
- использовать (как основной) широковещательный принцип обмена между абонентами оптической бортовой сети;
- повышение надёжности функционирования комплекса бортового оборудования за счёт реализации новых функциональных возможностей, в частности реконфигурации КБО при отказах.

### 3.2 Фотонная компонентная база бортовых комплексов

Реализации данных компонентов бортовых комплексов для авиационного применения [3] требует их воплощения на базе фотонных интегральных схем, что обеспечит выполнение целого ряда конструктивных и технологических требований, ключевым из которых является габаритные размеры компонентов оптической бортовых систем. В свою очередь ФКБ на базе ФИС имеет ряд специфических схемотехнических решений. Ниже приведён пример реализации базового оптического модуля с функцией мультиплексирования/демультиплексирования на базе ФИС с помощью дифракционной волноводной решетки (ДВР). Структурная схема такого оптического модуля представлена на рисунке 1.

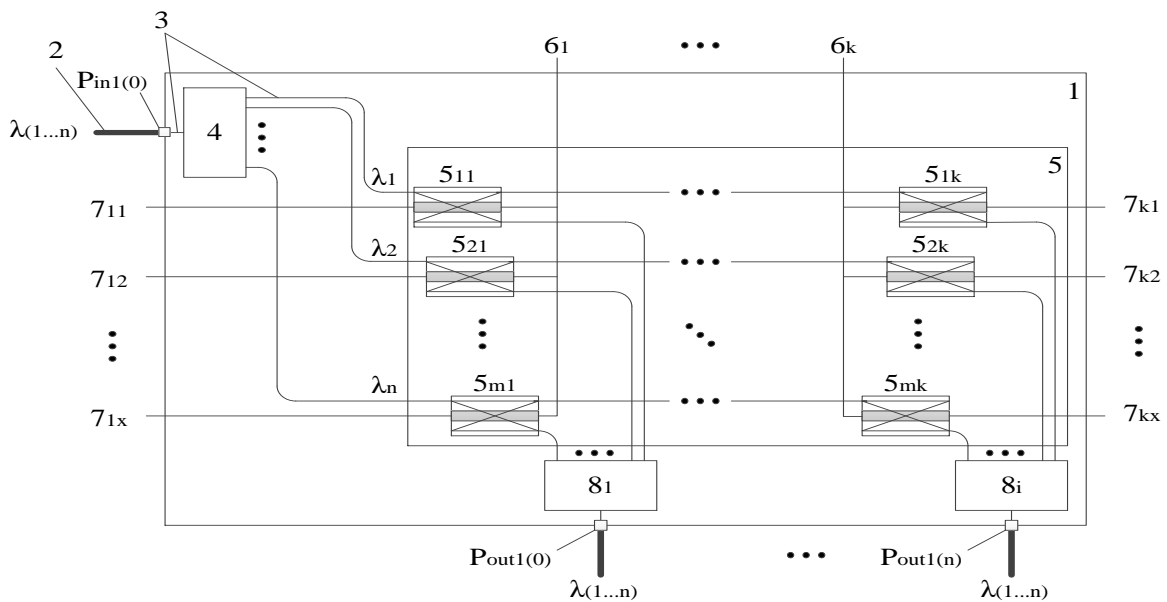


Рисунок 1 – Структурная схема оптического модуля с функцией мультиплексирования/демультиплексирования на базе ФИС

ФИС имеет входной ( $P_{in1(0)}$ ) и выходные ( $P_{out1(n)}$ ) оптические порты (1, рисунок 1) для приема и передачи оптического информационного сигнала  $\lambda_{(1...n)}$ . На входной порт ФИС ( $P_{in1(0)}$ ) с помощью оптического волокна (2, рисунок 1) поступает информационный сигнал  $\lambda_{(1...n)}$ , который представляет собой единичную длину волны или набор длин волн оптического излучения в рассматриваемом диапазоне. Оптическое волокно (2, рисунок 1) состыковано с оптическим волноводом (3, рисунок 1) на ФИС. ФИС состоит из набора фотонных компонентов, которые в свою очередь имеют входной и выходной порт для распространения оптического луча. Информационный сигнал распространяется от одного устройства к другому, от выходного порта более раннего устройства к входному порту последующего устройства по оптическим волноводам (3, рисунок 1). Первый компонент, на который попадает информационный оптический сигнал после входного порта ФИС, это дифракционная волноводная решетка (ДВР) (4, рисунок 1). В качестве примера данная ДВР представляет собой высокоэффективное устройство

волнового уплотнения, и выполняет функции демультиплексирования, то есть позволяет разделить групповой сигнал, передаваемый по одному волноводу, на заданное число волноводов со спектральными составляющими. Каждый выходной порт ДВР (4, рисунок 1) передает информационный оптический сигнал с фиксированной длиной волны оптического излучения ( $\lambda_1, \lambda_2 \dots \lambda_n$ ) на один из входных портов матрицы термооптических переключателей (5, рисунок 1). Множество термооптических переключателей представляет собой матрицу (5, рисунок 1), количество строк которой определяется количеством выходных портов ДВР (4, рисунок 1), а количество столбцов определяется количеством выходных портов приемо-передающего модуля с функцией мультиплексирования/демультиплексирования ДВР (8, рисунок 1).

Матрица термооптических переключателей управляется резистивным нагревом.

Главной особенностью работы представленной ФИС является возможность выполнять функции демультиплексирования с перенастраиваемыми спектральными составляющими на выходных портах. С помощью матрицы термооптических переключателей (5 рисунок 1) мы можем фильтровать необходимую спектральную составляющую и передавать её на один из выходных портов ФИС. То есть на входной порт ФИС поступает набор длин волн оптического излучения в рассматриваемом диапазоне, который представляет собой объединённый информационный сигнал, а на одном из выходных портов можно выбрать и вывести из заданного спектра отдельную длину волны.

В оптических элементах широко используется принцип обратного включения, когда выходные порты становятся входными портами, а входные порты наоборот выходами схемы. Реализуя данный принцип, модуль можно использовать не только для выполнения функции демультиплексирования, но и мультиплексирования.

## **Выводы**

Выполненный анализ основных направлений применения фотонных компонент, а именно – радиофотоника, система диагностики на волоконно-оптических датчиках, полностью оптические бортовые сети, показывает возможность не только повысить отдельные параметры бортовых систем, но и получить качественно новые архитектурные решения формирование комплексов бортового оборудования.

Приведенный анализ состава фотонной компонентной базы оптической сети, сформулированные базовые требования к фотонным интегральным схемам, как в части оптических требований, так и с точки зрения условий эксплуатации и внешних воздействующих факторов и разработанная спецификация требований к полностью оптическим бортовым сетям и фотонным интегральным схемам авиационного применения позволяет начать процесс изготовления ФКБ для бортовых систем.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-11-2020-024.

#### Список использованных источников

1. Шумов А.В., Нефедов С.И., Бикметов А.Р. Концепция построения радиолокационной станции на основе элементов радиофотоники // Наука и Образование. Электрон. журн. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – № 05. – С. 41-65. – DOI: 10.7463/0516.0840246.

2. ГОСТ Р 59088-2020. Национальный стандарт Российской Федерации. Оптика и фотоника. Датчики волоконно-оптические. Классификация.

3. Косьянчук В.В., Новиков В.М. Полностью оптическая бортовая сеть как средство построения архитектуры бортового комплекса на принципах распределённой модульной электроники МКПУ-2019. Материалы XII мультikonференции, Том 4, Ростов-на Дону – Таганрог: Издательство Южного федерального университета, 2019. – С. 109-112.

4. Патент №2694137 «Система передачи информации в реальном времени на базе полностью оптической спектрально-уплотнённой сети реального времени».

5. Косьянчук В.В., Новиков В.М., Платошин Г.А., Шейнин Ю.Е., Оленев В.Л. Analysis of the requirements to information exchange protocol for an all-optical onboard network // Proceeding of the 25th conference of FRUCT association (pp. 501-506), Helsinki, Finland, 2019.

6. Патент № 2744517 «Двухконтурная система передачи информации в реальном времени на базе полностью оптической спектрально-уплотнённой бортовой сети».

7. Косьянчук В.В., Новиков В.М. Полностью оптическая бортовая сеть как средство построения бортового комплекса на принципах распределённой модульной электроники и технологии фотонных интегральных схем // 5-я Международная научно-практическая конференция «Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов». – М.: ФГУП «ГосНИИАС», 2019. – С. 51-56.

8. General Requirements for WDM Backbone Networks, AIR6004, SAE International WDM-LAN Standards.

9. Fiber Optic Wavelength Division Multiplexed (WDM) Singlemode Interconnect and Component Standards Mapping for Aerospace Platform Applications – Device Level Specification, AIR5667, SAE International's Aerospace Information, 2009.

10. Заявка на патент №2021107683 «Способ реализации компонентов полностью оптической бортовой сети на базе фотонных интегральных схем с функцией реконфигурации в режиме реального времени», 2021 год.

## ДЕТЕРМИНИЗМ КАК ОСНОВНОЕ ТРЕБОВАНИЕ РЕЖИМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Косьянчук В.В.<sup>1</sup>, Сельвесюк Н.И.<sup>1</sup>, Зыбин Е.Ю.<sup>1</sup>, Новиков В.М.<sup>1</sup>,  
Семёнов М.Е.<sup>2</sup>, Соловьёв А.М.<sup>3</sup>  
<sup>1</sup>-ФГУП «ГосНИИАС», <sup>2</sup>-ВГТУ, <sup>3</sup>-АО «Концерн «Созвездие»

Комплекс бортового оборудования (КБО) как систем реального времени (РВ) принципиально отличаются от систем общего назначения тем, что для КБО важна не только корректность выполнения возложенных на них функций, но и время, за которое эти функции реализуются. Для систем реального времени опоздание с выполнением практически эквивалентно невыполнению задачи, так как требуемая реакция или управляющее воздействие не будет реализовано в нужный момент времени. Предельный интервал времени, за который задача реального времени должна быть выполнена, есть **критический срок обслуживания** (deadline). Детерминизм как философское понятие различается на следующие типы:

- жёсткий детерминизм;
- динамичный детерминизм;
- вероятностный детерминизм;
- статистический детерминизм.

В основе каждого из данных видов детерминизма лежит способ реализации причинно-следственных связей между процессами. В технических системах РВ стремятся к жесткому детерминизму.

Вследствие большой сложности составных частей бортовых систем, их разной физической формы реализации, многообразия функциональных задач, всё это приводит к тому, что общая детерминированная функция (ОДФ) такого комплекса как КБО ВС будет являться объединением частных детерминированных функций (ЧДФ) составных систем КБО. На рисунке 1 представлена структурная взаимосвязь детерминированных функций.

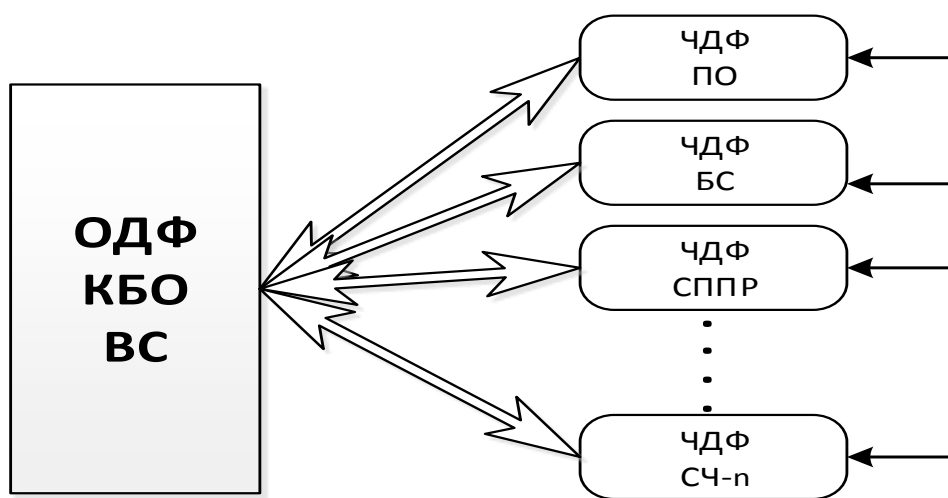


Рисунок 1 – Структурная взаимосвязь детерминированных функций

На рисунке обозначены:

ЧДФ ПО – частная детерминированная функция программного обеспечения;

ЧДФ БС – частная детерминированная функция бортовой сети;

ЧДФ СППР – частная детерминированная функция системы подготовки принятия решения;

ЧДФ СЧ-п – частная детерминированная функция составных частей КБО;

ОДФ КБО ВС – общая детерминированная функция КБО ВС.

Основной причиной невыполнения требований детерминизма в каждом из ЧДФ является:

– неучитывание всех входных причинных факторов воздействующих на систему, общие (в основном внешние) причинные факторы ОПФ;

– неучитывание всех внутренних причинных факторов порождаемых системой, внутренние причинные факторы ВПФ;

– изменение **критического срока обслуживания** (КСО).

Рассмотрим, как формируются частные детерминированные функции отдельных систем.

### **1 Частная детерминированная функция программного обеспечения**

В силу того, что практически все составные части КБО являются программируемыми системами, ЧДФ ПО влияет на детерминизм каждого устройства ВС.

Основным нормативным документом, определяющим разработку современного бортового программного обеспечения, является ARINC653 [1, 2]. Основным программным продуктом, определяющим детерминизм ПО, является операционная система реального времени (ОСРВ, *Real-Time Operation System – RTOS*), обладающая одним важным свойством: время реакции на события в такой ОС детерминировано. Это даёт возможность однозначно определить, через какое время с момента поступления события оно будет обработано.

Основной функцией ОС является поддержка параллельного асинхронного выполнения разных процессов (заданий) и взаимодействия между ними. Встаёт вопрос о планировании (*scheduling*) процессов – определения того, когда и какой процесс должен получить управление ресурсами вычислительной системы, когда отдать управление другому процессу. Одна из основных задач ОС состоит в обеспечении взаимодействия с оконечными устройствами обеспечивающие доступ к сетевым каналам ввода/вывода информации. ОСРВ обеспечивает выполнение следующих основных функций поддерживающий детерминизм работы ПО.

*Изолирование разных разделов* в среде с совместно используемыми ресурсами предполагает, что аппаратные средства должны давать операционной системе возможность ограничивать для каждого раздела область памяти, процессорное время и доступ к устройствам ввода-вывода.

Различают изолирования, в рамках которых приложения обособляются относительно пространства (пространственное обособление) и относительно времени (временное обособление). Таким образом, раздел представляет собой программный блок приложения, разработанный с учетом ограничений, накладываемых обособлением. Операционная система обеспечивает обособление, которое позволяет разделам с разными уровнями критичности выполняться в одном модуле, не оказывая друг на друга пространственное или временное воздействие.

*Диспетчеризация работы разделов* осуществляется на постоянной, циклической основе. Для обеспечения такой циклической активации разделов операционная система на протяжении всего времени работы периодически повторяет выполнение основного временного кадра (major time frame, MTF) постоянной длительности. Активация раздела происходит посредством выделения одного или нескольких окон раздела (partition window) в основном временном кадре. Каждое окно раздела определяется своим смещением относительно начала основного временного кадра и своей ожидаемой продолжительностью. Порядок активации разделов определяется системным интегратором с помощью конфигурационных таблиц. Таким образом, обеспечивается детерминистическая методология планирования, посредством которой разделам предоставляется заранее определенное время доступа к процессору. Основным инструментом диспетчеризации является прерывание, используемое для распределения процессорного времени между разделами. Обработка прерываний не должна приводить к нарушению распределения процессорного времени между разделами.

*Передача данных между задачами* – область работы ОСРВ, в которой различные ОС показывают различные временные характеристики. Необходимо различать обмен данными внутри отдельного модуля (перемещение данных по разным адресам памяти) и обмен между модулями, блоками – внешний сетевой обмен. При внутреннем обмене большинство ОСРВ фактически дважды копируют данные в процессе их передачи от задачи к задаче посредством очереди сообщений. Первое копирование происходит из задачи, источника данных, в «закрытую» область памяти ОЗУ ОС, а второе копирование – из «закрытой» области памяти ОЗУ ОС область памяти задачи получателя данных. Это приводит к недетерминированности времени, так как чем больше размер передаваемых данных, тем больше время копирования данных. Для устранения данной проблемы прибегают к формированию ОСРВ указателя данных и передачи его в задачу получателя данных, собственно без перемещения данных. Но чтобы избежать возможных коллизий доступа и сохранить изолирование разделов, ОСРВ должна в задаче отправителя данных удалить её указатель на данную область памяти.

Отдельно в ARINC 653 рассматривается вопрос организации работы ОСРВ при обмене с внешними приложениями по сети. Сетевой обмен по ARINC 653 опирается на файловую систему, которая является абстрактным



механизмом общего назначения для управления хранением данных. Файловая система скрывает и контролирует детали различных форм хранения данных в модуле. Файловая система представляет собой набор сервисов, которые обеспечивают возможность открывать, закрывать, создавать, читать, записывать и удалять файлы и каталоги. Реализация файловой системы может быть локальной для модуля или являться частью сети. Интерфейс прикладного ПО построен таким образом, чтобы быть независимым от устройства, тем самым учитывая возможность различных реализаций. Файловые системы с хранилищем данных, не резидентным в модуле (с разделами, выполняющими доступ), могут быть более сложными (например, сетевая файловая система), чтобы обеспечить такие характеристики как задержка, доступность, энергонезависимость, целостность и основанные на спецификации ARINC 653 права доступа.

Файловая система ARINC 653 не должна нарушать требования пространственного и временного обособления. Пространственное обособление подразумевает, в том числе, предотвращение модификации данных файла, которым раздел не владеет. Файловая система может использоваться разделами для записи данных в файл и чтения данных из файла. Файлы могут читаться несколькими разделами, но записываться – только одним разделом. Файловая система также включает механизм аутентификации для обеспечения ограничения доступа теми, кто наделен полномочиями владельцем файла в таблицах конфигурации.

## **2 Частная детерминированная функция бортовой сети**

Для детерминированных операций обмена информацией характерны два требования – гарантированная доставка данных с одной стороны, а с другой доставка данных в конкретные временные параметры. Классические варианты построения бортовой сети (SpaceFibre, AFDX, FC) не всегда справляются с данной задачей. Основной проблемой здесь является детерминированный доступ к общим ресурсам обмена сетевой среды.

### **2.1 Требования к детерминированной сети реального времени**

Важной характеристикой бортовых систем управления является цикличности информационных процессов и статичности набора переменных, что связано с технологическим процессом, реализуемым в бортовых системах. Эти характеристики означают наличие организации отработки каждым из систем КБО по определенному расписанию и предсказуемости передаваемых длин пакетов данных.

Высокое значение задержек в коммутаторах и недетерминированность времени задержки в процессе передачи данных между узлами через коммутатор ограничивает возможности ее применения для систем реального времени. Детерминированные сети должны поддерживать следующие функции:

- синхронизацию времени;
- резервирование ресурсов;

- работу без потери пакетов;
- иметь гарантированную задержку и пропускную способность.

Практически во всех современных системообразующих бортовых сетях, не смотря на высокие скорости передачи данных, не удаётся чётко выдерживать время доставки пакета от отправителя к получателю. Проблем здесь несколько.

*Первая* – на канальном уровне начать передачу данных конкретный абонент сети может после окончания передачи данных другими участниками. Интервал ожидания является величиной произвольной, и рассчитать время доставки невозможно.

*Вторая* – для работы в режиме реального времени каждый абонент сети должен иметь аппаратные часы реального времени, при этом ведущие часы должны рассылать параметры текущего времени. Такая рассылка реализуется широковещательным обменом, и снова возникает проблема со «временем доставки данных о времени».

*Третья* – требуется специальное программное обеспечение, обеспечивающее настройки компонентов сети.

*Четвёртая* – основным узлом сети обычно является коммутатор, в котором максимальное время доставки данных зависит от длины пакета, что также невозможно прогнозировать, и проверяется на практике. В последних разработках на коммутатор возлагается контроль трафика: передающий коммутатор статически маршрутизирует каналы из предназначенных источников в рамках ограниченной полосы пропускания и лимиту по задержке в соответствии с таблицей конфигурации коммутации. Он отбрасывает любой трафик, который превышает его predetermined конфигурацию.

*Пятая* – множество сетевых протоколов различных типов бортовых интерфейсов, а также протоколы, разработанные на сегодняшний день, универсальные и не всегда являются оптимальными решениями для конкретных промышленных систем управления. Избыточность управляющей информации в формате пакета данных и команд может ухудшить качество обмена в сети с точки зрения эффективности и помехоустойчивости системы. Как решение необходимо использовать сокращенный формат пакетов для обмена данными.

Несмотря на все выполненные работы, обмен в коммутируемых бортовых сетях является псевдо детерминированным.

2.2 Способ спектрального уплотнения оптических каналов, как физическая основа реализации детерминированной бортовой сети для формирования интеллектуальных систем КБО

Интегрированная модульная авионика (ИМА) для гражданских самолетов в третьем поколении своего развития определяется следующими требованиями [3] построения архитектуры бортовых комплексов:

- решения новых задач интеллектуальной поддержки функционирования КБО в режиме реального времени;

– интеграция различных систем КБО в единый комплекс на базе однородной бортовой вычислительной среды (ОБВС);

– внедрение на борт системы на кристалле (СнК) путём повышенной интеграций электронной и фотонной компонентной базы. А также построение периферийных устройства на базе СнК с оптимальной вычислительной мощностью, но быстрой обработкой данных в локальном контуре управления.

Реализация данных требований требует концентрации большого объема вычислений внутри отдельных систем и обмен данными в пределах единого сетевого пространства. Результатом этого является с одной стороны уменьшение объёма передаваемой информации, а с другой стороны повышение требования к доступу в реальном времени к распределённой базе данных (знаний) любой бортовой системы. В качестве базовой платформы такого КБО должна быть бортовая распределенная информационно-вычислительная среда (БРИВС), состоящая из однородных вычислительных ресурсов и однородной бортовой сети, реализующей информационный обмен между абонентами бортовой сети по принципу «*один ко всем, все к одному*». Реализация различных бортовых систем КБО в формате однородной вычислительной среды предполагает применение единого типа СнК как ядра вычислительной платформы, с единой операционной системой реального времени [4, 5]. Однородная бортовая сеть создаётся на базе полностью оптической бортовой сети реального времени с гарантированной доставкой сообщений между программными приложениями различных составных частей комплекса бортового оборудования [6, 7, 8].

Полностью оптическая бортовая сеть (ПОБС) представляет класс сетей, в функционировании которых главную роль при коммутации, мультиплексировании, ретрансляции играют не электронные, а чисто оптические технологии [4]. Фотонные интегральные схемы, входящие в состав ОБС, должны реализовать базовые функции, выполняемые при постройке оптической сети [6, 7, 8,]. Концепция построения ПОБС базируется на двух технических принципах:

– **принцип спектрального уплотнения** (Wavelength Division Multiplexing – WDM), заключающегося в возможности организации передачи по одному оптическому волокну множества отдельных каналов, при этом каждый информационный поток передается по одному общему оптическому волокну каналу на собственной частоте;

– **принципу распределенной разделяемой памяти** (distributed shared memory – DSM), где для каждого программного приложения отводится собственная область памяти, которая в свою очередь является окном для обмена с «внешними» абонентами волоконной оптической среды. Аппаратные реализации DSM имеют малую задержку при передаче данных и обеспечивают высокую пропускную способность.

Детерминизм ПОБС обеспечивается за счёт:

– реализации безкоммутационной бортовой сети;

- фактического предоставление для обмена каждому программному приложению выделенного оптического  $\lambda$ -канала;
- применение (как основного) широковещательный принцип обмена между абонентами оптической бортовой сети;
- реализации перехода от временного последовательного уплотнения передаваемой информации, требующего постоянного увеличения скорости, к параллельному спектральному уплотнению, не требующего увеличения скорости передачи данных;
- устранения проблем задержек и конфликтов в сети реального времени;
- приведения обмена в бортовой сети к единому протоколу.

### **3 Частная детерминированная функция средств подготовки принятия решений на базе нейроматрицы**

В настоящее время системы авионики представляет собой сложную распределенную вычислительную систему, которая должна обеспечивать решение широкого круга задач, при этом удовлетворять строгим требованиям авиационной безопасности. Наиболее сложным и ответственным компонентом такой системы является БРИВС, обеспечивающая функционирование приложений, реализующих диагностику и управление системами воздушного судна.

В следствие всё возрастающей сложности современных БРИВС, а также вследствие повышения требований к их надежности и отказоустойчивости, актуальной проблемой становится проблема конструирования интеллектуальных самолетных систем, типичным представителем которых является система поддержки принятия решений реального времени (СППР РВ). В основе таких систем лежит интеграция способных к адаптации, модификации и обучению моделей представления и оперирования знаниями, ориентированных на специфику проблемной (предметной) области, и соответствующий тип неопределенности, что отражает их способность к развитию и изменению своего состояния.

При реализации методов моделирования СППР РВ необходимо учитывать специфику подобных систем, а именно:

- необходимость получения решения в условиях временных ограничений, определяемых реальным управляемым процессом;
- необходимость учета временного фактора при описании проблемной ситуации и в процессе поиска решения;
- невозможность получения всей объективной информации, необходимой для решения, и, в связи с этим, использование субъективной, экспертной информации;
- многовариантность поиска, необходимость применения методов правдоподобного вывода и активного участия в процессе поиска человека, как арбитра, принимающего окончательное решение;

– наличие недетерминизма, необходимость коррекции и введения дополнительной информации в базу знаний системы при поиске решения.

Одним и наиболее удобных и относительно простых в реализации методов поиска решения является метод, основанный на прецедентном подходе [9]. Методы поиска решения на основе прецедентов могут применяться во многих блоках СППР РВ, например, в анализаторе, блоках поиска решения, объяснения, моделирования и прогнозирования, и позволяют повысить эффективность принятия решений в различных проблемных ситуациях.

Вывод на основе прецедентов является подходом, позволяющим решить новую, неизвестную задачу, используя или адаптируя решение уже известной задачи, т.е. используя уже накопленный опыт решения подобных задач.

К недостаткам рассуждений на основе прецедентов можно отнести следующее:

- при описании прецедентов обычно ограничиваются поверхностными знаниями о предметной области;
- большое количество прецедентов может привести к снижению производительности системы;
- проблематичным является определение критериев для индексации и сравнения прецедентов;
- сложности с отладкой алгоритмов определения подобных (аналогичных) прецедентов;
- невозможность получения решения задач, для которых нет прецедентов или степень их сходства (подобия) меньше заданного порогового значения.

Основная цель использования аппарата прецедентов в рамках СППР РВ заключается в выдаче готового решения оператору для текущей ситуации на основе прецедентов, которые уже имели место в прошлом при управлении данным или подобным объектом (системой).

В силу представленных выше особенностей функционирования СППР целесообразно использовать комбинированный подход, основанный на методе прецедентов, но позволяющий синтезировать новое решение, в случае отсутствия подходящего для решения прецедента, что обеспечивается введением дополнительного интеллектуального блока СППР, способного осуществлять синтез решения на основе обобщения базы знаний (БЗ) прецедентов. При этом в качестве БЗ «прецедентов» принимается два источника:

- руководство по лётной эксплуатации и другие документы, определяющие действия лётчика при выполнении полётного задания;
- опыт квалифицированных пилотов, описывающий действия по парированию отказов за счёт динамической реконфигурации КБО, позволившие в результате успешно завершить полетное задание.

Для решения с помощью СППР РВ определенного набора задач, отличающихся нелинейностью внутренних связей, противоречивостью выводов и сложностью, а подчас и невозможностью их однозначной формализации, становится целесообразным применение нейросетевого подхода, как наиболее подходящего для решения такого рода задач. В качестве аппаратной базы для реализации нейросетевых методов интеллектуального вывода возможно использовать универсальную нейроматрицу (УНМ), являющуюся универсальным вычислителем, способным выполнять широкий спектр задач, как детерминированных (аппроксимация, поиск оптимального пути, поиск по большому массиву данных), так и недетерминированных, формализация которых осложнена неполнотой информации и нелинейностью внутренних зависимостей (классификация, кластеризация, принятие решений на основе человеческого опыта). При этом применение УНМ, как одного из блоков сложной системы, например, системы поддержки принятия решений, позволяет увеличить область решаемых ею задач, сделать процесс поиска решений более гибким и унифицированным с точки зрения аппаратной реализации, а также обеспечить необходимую скорость реакции на входные воздействия, например, возникшие нештатные ситуации, то есть минимизировать время принятия критически важных решений.

Таким образом, общая функциональная схема СППР РВ, как части БРИВС, обеспечивающей анализ текущего состояния всех основных узлов бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) и производящей интеллектуальный вывод, представляющий собой реакцию на изменившиеся условия и возникшие нештатные ситуации, имеет следующий вид, представленный на рисунке 2.

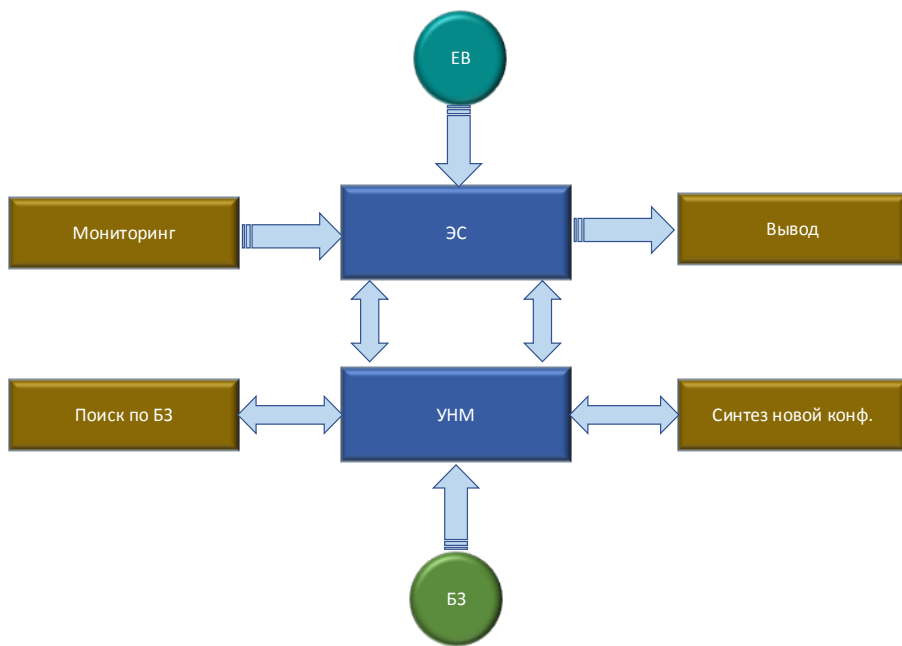


Рисунок 2 – Общая функциональная схема СППР РВ

На рисунке 2 обозначены: ЕВ – функция единого времени, необходимая для синхронной работы всех узлов СППР в составе БРИВС; БЗ – база знаний прецедентов. На базе УНМ реализуется функция быстрого поиска по БЗ в случае возникновения нештатной ситуации, а также производится синтез нового решения, в случае отсутствия подходящего прецедента в БЗ. Также нейросеть УНМ может использоваться как вспомогательный вычислительный ресурс для задач классификации или кластеризации данных, например, изображений.

#### **4 Степень детерминизма при работе СППР РВ на базе УНМ**

Очевидно, что в общем случае, интеллектуальный вывод СППР РВ на базе УНМ может быть недетерминированным в силу применения нейросетевого подхода, отсутствия полной объективной информации о текущей ситуации, а также использования в качестве дополнительной информации субъективного опыта пилотов (экспертов), заложенного в БЗ. Однако на детерминизм интеллектуального вывода может влиять как тип архитектуры искусственной нейросети (ИНС), реализуемой в УНМ, так и методы её обучения, а также дизайн самого процесса обучения. Так как по своей природе ИНС не является стохастической, а обладает хоть и большим, но конечным набором устойчивых состояний, подходя к процессу выбора архитектуры ИНС и её методов и дизайна обучения, можно значительно повысить степень детерминизма представленной интеллектуальной системы.

В качестве примера, рассмотрим решение задачи быстрого поиска подходящего прецедента по БЗ с помощью УНМ. Пусть на вход УНМ передается из ЭС вектор отказов информационных каналов и функциональных задач БРИВС. Один из вариантов реализации ИНС, обеспечивающий поиск по БЗ является многослойный персептрон, обученный на выборке, представляющей собой следующий набор данных:

- входные вектора – отказы каналов и задач;
- выходные вектора – перераспределение задач по каналам, парирующее отказы.

В этом случае ИНС запоминает и обобщает информацию, хранящуюся в обучающей выборке. Однако при такой реализации системы, её интеллектуальный вывод окажется недетерминированным в силу того, что ИНС будет производить как поиск, так и синтез новой архитектуры в случае недостатка входной информации и способности ИНС к обобщению. При этом новая архитектура не будет априорно регламентированной, как этого требует принцип построения самолетных систем.

Другой вариант использования УНМ для решения той же задачи – использование многослойного персептрона, осуществляющего классификацию входных векторов по набору классов, представляющих собой перечень архитектур, хранящихся в БЗ. То есть, обучающая выборка в этом случае представляет собой следующий набор данных:

- входные вектора – отказы каналов и задач;

– выходные вектора – идентификатор архитектуры, хранящейся в БЗ.

В этом случае результатом работы ИНС будет указатель на имеющуюся в БЗ архитектуру, описывающую перераспределение функциональных задач по информационным каналам, а способность ИНС к обобщению будет использоваться для поиска наиболее подходящих архитектур из имеющихся в случае, если подходящих архитектур больше одной. Таким образом, в случае реализации СППР РВ с использованием УНМ, функционирующую и обученную вторым способом, интеллектуальный вывод становится абсолютно детерминированным.

В случае отсутствия подходящего решения в БЗ, ЭС приступает к синтезу нового решения. Степень детерминизма этого процесса также сильно зависит от архитектуры ИНС, производящей синтез. Так, при использовании сети Хопфилда, производящей поиск оптимального маршрута, для обхода отказавших узлов БРИВС возможно снизить, а в некоторых случаях и исключить недетерминированность решения, так как ИНС Хопфилда обладает заранее определяемым набором устойчивых состояний. В случае же наличия недетерминированности процесса, при необходимости использования других архитектур и методов обучения, решение, предлагаемое СППР РВ, возможно применять не автоматически, а через арбитраж, представляющий собой дополнительную систему поддержки с жестким детерминизмом или непосредственно решение пилота.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-11-2020-024.

#### Список использованных источников

1. ARINC 653. Avionics Application Software Standard Interface.
2. SAE AIR 6005. General Requirements for WDM Backbone Networks.
3. Новиков В.М. Подходы к разработке и внедрению бортовых интеллектуальных систем управления авиационных комплексов военного назначения [Текст] / В.М. Новиков, С.В. Привалов, Е.В. Вахрушев // Вторая Всероссийская научно-практическая конференция: сборник научных статей по материалам конференции. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. – С. 207–212.
4. Новиков В.М. Косьянчук В.В. Полностью оптическая бортовая сеть как средство построения архитектуры бортового комплекса на принципах распределённой модульной электроники // Материалы XII мультikonференции МКПУ-2019, Ростов-на Дону. – Таганрог: Издательство Южного федерального университета, 2019. – Том 4. – С. 109-112.
5. Новиков В.М. Сравнительный анализ и тенденции развития отечественных разработок систем на кристалле для бортовых авиационных комплексов. [Текст] // Сборник научных статей III Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные вопросы исследований в авионике:



теория, обслуживание, разработки», 11-12 февраля 2015 года. Том 2. С. 123-127.

6. Патент №2694137 «Система передачи информации в реальном времени на базе полностью оптической спектрально-уплотнённой сети реального времени».

7. Косьянчук В.В., Новиков В.М., Платошин Г.А., Ю.Е. Шейнин, В.Л.Оленев «Analysis of the requirements to information exchange protocol for an all-optical onboard network». // Proceeding of the 25th conference of FRUCT association (pp. 501-506), Helsinki, Finland, 2019.

8. Патент № 2744517 «Двухконтурная система передачи информации в реальном времени на базе полностью оптической спектрально-уплотнённой бортовой сети».

9. Загорюлько Г.Б., Шмаков Е.С. Онтологический подход к разработке интеллектуальных СППР на основе прецедентов // Знания-Онтологии-Теории. – 2013. – С. 157-164.

## **AVIATION FACES ITS NEXT REVOLUTION – THE WINDOW OF OPPORTUNITY HAS OPENED**

*Gesine Varfis, Gabriel Godfrey*

*APSYS-AIRBUS*

In today's challenging times one crisis and revolution haunts the other. Crisis and revolution have one thing in common: uncertainty with new risks on the rise while at the same time imminent threats make society move at faster pace. This opens windows of opportunities for collaboration and revolutionary innovation.

Climate Change made it to our door step. This requires drastic change by all players. 'Destination 2050', a plan to achieve net zero carbon dioxide emissions by 2050 is out. Now it is time to shape the future through a combination of renewable clean energies, new technologies, improved operations, economic and personal measures. Liquid H<sub>2</sub> has the best climate credentials to achieve the goal so far and TU-155, the first experimental aircraft in the world operating on H<sub>2</sub>, demonstrated it is technically feasible.

This presentation will highlight the impact of climate change on aviation, the status and commitment of aerospace and aviation, the challenges ahead and what impact it might have on infrastructure, aircraft design, propulsion and avionics.

# ПРИМЕНЕНИЕ ВОДОРОДА НА БОРТУ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Королев И.А.  
ФГУП «ГосНИИАС»

**Введение.** Переход на водородную парадигму уже свершился. Во всем мире в развитие водородной энергетики уже вложены десятки миллиардов долларов, и объемы инвестиций продолжают увеличиваться. Причем это в большей степени инвестиции частного сектора, который очень не любит выбрасывать деньги без перспектив на этом заработать. А значит, независимо ни от чего, водородная энергетика будет пролоббирована. Но это не означает, что у водородной парадигмы отсутствуют объективные предпосылки [1].

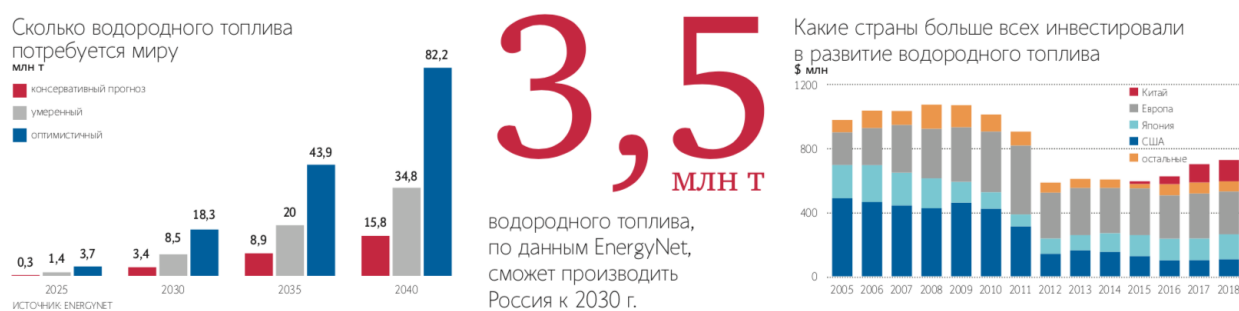


Рисунок 1 – Прогнозируемые потребности в водороде и основные инвесторы в развитие водородного топлива

Применение водорода на борту очень заманчиво. Водород обладает примерно втрое более высокой удельной плотностью энергии [2, 3], чем традиционное авиационное топливо. Также могут звучать привлекательными заявления об экологичности водорода на борту. Действительно, при сжигании водорода образуется вода.

Тем не менее, экономической целесообразности сегодня не проглядывается, водород оказывается дороже керосина, даже если отбросить все сложности и дополнительные расходы, связанные с переходом на водород. Однако текущий уровень готовности к применению водорода явно недостаточен и требует как капитальных вложений в инфраструктуру, так и дополнительные исследования по технологиям получения и хранения водорода.

Сама идея использования водорода в качестве энергоносителя не нова [3]. Тем не менее, всерьез на государственных и надгосударственных уровнях эти программы стали прорабатываться относительно недавно. ЕС опубликовал доктрину по внедрению водорода [4], согласно которой к 2050-му году в области водородной энергетики должно быть занято порядка миллиона человек. Целями программы объявлены развитие и развертывание конкурентоспособных европейских энергетических систем и технологий. Европа стремится лидировать в области внедрения водорода, и за счет этого

продвигать свои технологические решения как в рамках единой инфраструктурной системы [5].

В США, наоборот, наблюдается существенное снижение ассигнований в водородные проекты, связанные с экономическим кризисом 2008 года [5]. Тем не менее, планы по внедрению и эксплуатации не отстают от ЕС (рисунок 2).



Рисунок 2 – Этапы перехода к водородной энергетике в США

Япония стала проводить масштабные исследования в этой области еще с начала 1980-х, и имеет определенные наработки, дошедшие до стадии коммерческого применения, преимущественно в автотранспорте [9], пока в рамках субсидируемых проектов, но Япония убеждена, что водород станет экономически оправданным в 2025-2030-х годах.

Россия в гонке энергоносителей будущего представлена мало [1]. Основные причины этого заключаются в отсутствие целевого гос. Финансирования фундаментальных исследований, неразвитость и упадок промышленной базы, не приспособленной к производству топливно-элементных и водородных компонентов. Отсутствие субсидий в экологические и псевдоэкологические проекты и нежелание частного бизнеса вкладывать деньги в длительные проекты [5].

#### **Достоинства водорода на борту**

Несмотря на фокус на электрификацию и использование батарей для хранения энергии, водород оказывается более востребованным в авиации. Хотя водяной пар является парниковым газом, его влияние на парниковый эффект оказывается меньше, нежели чем от углекислого газа при сжигании керосина.

Водород обеспечивает лучшие удельные массовые характеристики по теплотворной способности, а в жидкой форме (рисунок 3.) и сопоставимые объемные характеристики (таблица 1).

### Концентрация атомов водорода $10^{22}/\text{см}^3$

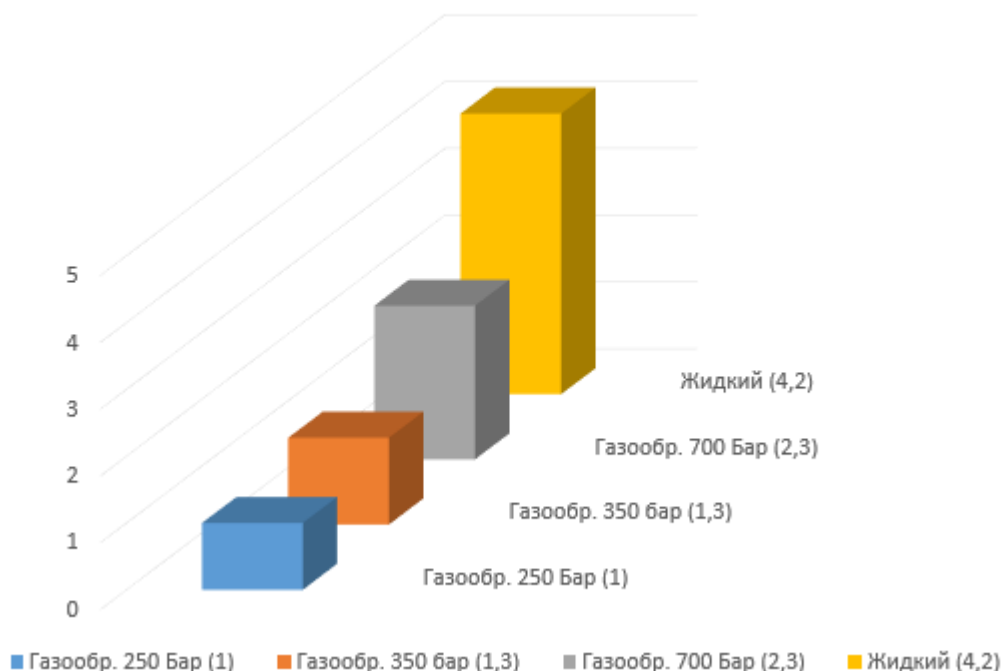


Рисунок 3 – Сравнительная плотность сжиженного и газообразного водорода при различных давлениях

Водород, видимо, будет применяться более широко в будущем [1], и в этом смысле развитие его применения на борту может идти в ногу с другими применениями, облегчая переходный процесс.

Таблица 1 – Сравнение удельной энергетической плотности и объемной энергетической плотности керосина и водорода

	Удельная энергетическая плотность [кВт*ч/кг]	Объемная энергетическая плотность [кВт*ч/л]
Керосин	12,0	10,4
Керосин с бортовой системой хранения	8,9	9,5
Электрохимические аккумуляторы	0,3	0,8
Водород	33	2,4
Потенциальный водород с бортовой системой хранения	10-12	1,6-2,1

Водород обладает гораздо более высокой степенью сгорания [2, 3].

Водород обеспечивает устойчивое горение в составе бедных топливных смесей [2].

Водород можно применять в качестве эффективного охлаждения горячих деталей летательного аппарата, попутно повышая эффективность сгорания, так как меньше теплотворной способности водорода будет тратиться на нагрев водорода, повышая температуру, давление и, следовательно, скорость истечения горячего газа [2].

### **Производство, хранение, транспортировка водорода**

Продолжающееся непрерывное повышение цен на энергоносители и бензин, в частности, сделало привлекательными самые фантастические возможности замены наиболее распространенного силового агрегата современного автомобиля - двигателя внутреннего сгорания (ДВС) с баком бензина. Даже поверхностный обзор готовых образцов займет много времени: гибридные, электрические, двигатели Стрилинга, новые типы дизельных двигателей, газотурбинные – это только те, что уже стоят на серийных автомобилях. На смену баку бензина приходят быстрозаряжаемые аккумуляторы различных типов и топливные элементы. Идет поиск наиболее энергоэффективных силовых установок, причем соревнуются не столько сами двигатели и схема транспортного средства, сколько вся транспортная инфраструктура, от источника энергии до заправки и до конечного потребителя. Массовый переход на электромобили потребует сети электрических заправок. Точно так же переход на водородные двигатели или топливные элементы потребует сети водородных заправок, трубопроводного или грузового транспорта для доставки водорода или другого носителя энергии от завода-производителя к этим заправкам и достаточного количества заводов по производству водорода, которые должны заменить НПЗ [5].

Водород не источник энергии – это средство преобразования других источников энергии в химическую энергию в форме запасенного чистого водорода, которую можно использовать впоследствии при его окислении [5].

По сути, резервуар или другой накопитель водорода в техническом смысле подобен аккумуляторной батарее или бензобаку, и поэтому сравнивать нужно не только КПД, но и другие параметры. Из ископаемого топлива, главным образом из нефти, в настоящее время в мире получают 96% конечной энергии, причем углерод по-прежнему переводится в  $\text{CO}_2$ , так что это не решает проблему выбросов. В Соединенных Штатах 90% чистого водорода получается из природного газа, с КПД использования 72%. Только 4% водорода получают из воды посредством электролиза [5].

### **Проблемы и препятствия применения водорода на борту**

Существует ряд существенных проблем, которые ограничивают применение водорода в качестве энергоносителей.

Один из важнейших – это безопасность. Существенное повышение плотности хранимой энергии и условия горения водорода в атмосфере могут

представлять серьезную опасность. Водород не обнаруживается органами чувств человека, а необходимая концентрация в воздухе для образования гремучего газа составляет всего 4%. Поэтому чрезвычайно важны технологии, направленные на повышение безопасности эксплуатации водорода. При том, что сам уровень вероятности аварий при обращении с водородом имеет тот же порядок, что и нефтехимия, водород не является привычным энергоносителем и требует иной квалификации, а использование его повсеместно неизбежно будет связано с авариями, и будущее водородной авиации, несомненно, зависит от того, насколько мало жертв будет в ближайшие годы перехода на водород, чтобы не сформировать у людей водородофобии.

Применение водорода также сопряжено с рядом технических трудностей, которые на данный момент не разрешены, и задержки и ограничения могут существенно отодвинуть внедрение водорода в качестве бортовых систем.

В частности, системы криогенного хранения требуют интенсивных исследований, множественные фазовые переходы усложняют технологические процедуры производства, хранения и применения водорода [8]. А плотность жидкого водорода в разы меньше плотности керосина, что приведет к росту необходимого объема топливных баков в ~4 раза [2] (рисунок 4).

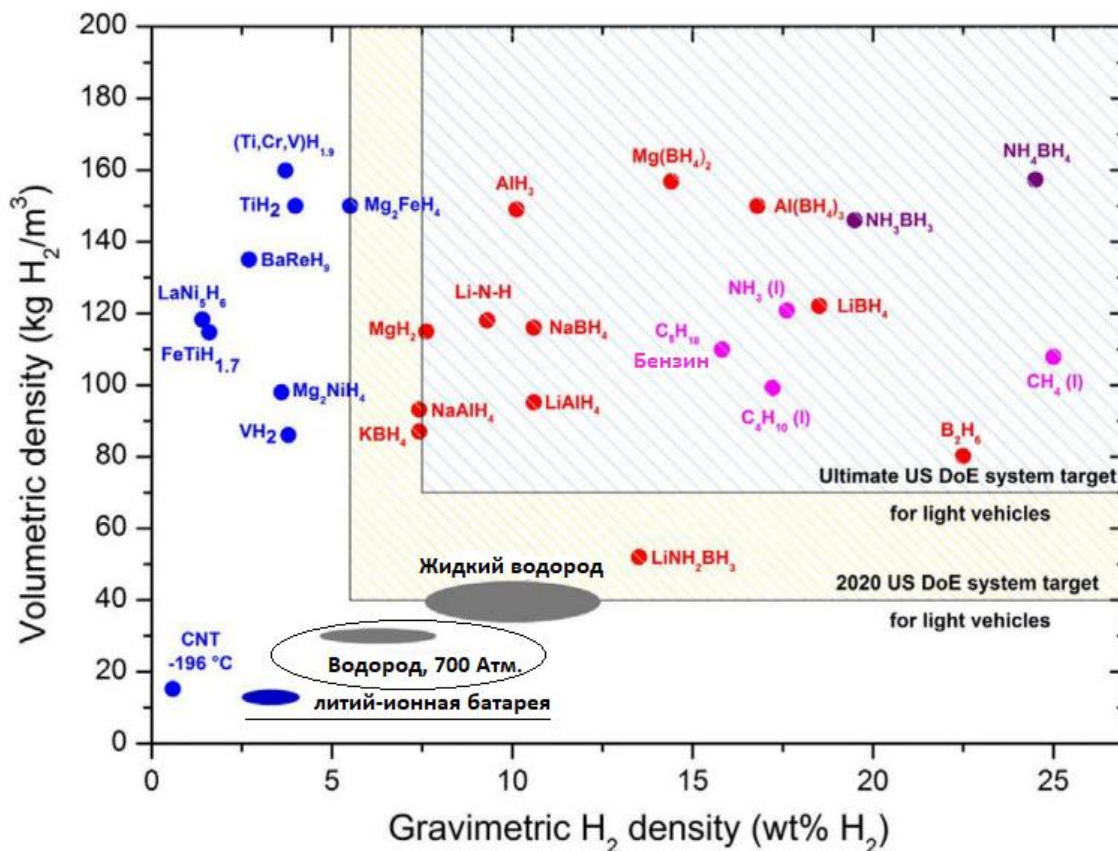


Рисунок 4 – Отношение объёмной и гравиметрической плотностей для водорода, в сравнении с иными энергоносителями

## Выводы

Авиация сможет перейти на водородное топливо независимо от того, будет ли это экономически или экологически оправдано. Вероятно, это будет сопровождаться как некоторым удорожанием авиаперевозок, так и значительными государственными субсидиями, то есть, за авиаперевозки 20% летающего населения платить будут все, что приведет к росту социальной напряженности.

## Список использованных источников

1. <https://www.vedomosti.ru/business/articles/2019/09/01/810161-minenergo-razrabotaet-programmu>
2. Кирдюшкин Ю.С. Потенциал водородного топлива гражданской авиации будущего // Научный вестник МГТУ ГА, 2013. – № 194.
3. John L. Sloop, Liquid Hydrogen as a Propulsion Fuel, NASA SP-4404 1978, 033-000-00707-8
4. Robert Thomson, Uwe Weichenhain, Nikhil Sachdeva, Markus Kaufmann, Hydrogen - A future fuel for aviation? 03.2020 Focus. Rolan Berger.
5. Полякова Т.В. Состояние и перспективы водородной энергетики в России и мире. Центр глобальных проблем ИМИ. Аналитическая записка.
6. <https://www.flightglobal.com/air-transport/forget-batteries-is-hydrogen-the-holy-grail-for-carbon-free-commercial-aviation/139150.article>
7. [https://rtp.expert/blog/82-becshumnoe\\_zlo\\_e...mobilei\\_eto\\_mif](https://rtp.expert/blog/82-becshumnoe_zlo_e...mobilei_eto_mif)
8. <https://zen.yandex.ru/media/dbk/sovremennye-problemy-hraneniia-vodoroda-5f12b2f2b7ecf524cf3b6903>
9. <https://ecotechnica.com.ua/transport/5084-novaya-toyota-mirai-uzhe-v-prodazhe-osobnosti-glavnogo-vodorodnogo-avto-iz-yaponii.html>
10. <https://3dnews.ru/1028820/yaponiya-rasschitavaet-sdelat-vodorod-ekonomicheski-vigodnoy-alternativoy-sgigennomu-metanu-k-2030-godu>
11. Hayden H. Why Solar Energy Won't Run the World, 2005, The Solar Fraud, ISBN-10: 0971484546, ISBN-13: 978-0971484542.



## **ОСНОВАНИЯ И ОСОБЕННОСТИ ПЕРЕХОДА НА ВОДОРОДНОЕ ТОПЛИВО КОММЕРЧЕСКОЙ АВИАЦИИ В РУСЛЕ РАЗВИТИЯ МИРОВОЙ ЭКОЛОГИЧНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ**

*Морошкин Я.В., Губернаторов К.Н., Будников С.Л.  
ФГУП «ГосНИИАС»*

В общественном сознании давно укрепилась уверенность, что именно автотранспорт является главным источником загрязнения наземной атмосферы. Ведь на его долю приходится 45% всего отраслевого потребления нефти, что определяет и наибольший объём выброса углекислого газа. На этом фоне роль авиации в загрязнении окружающей среды углекислым газом выглядит незначительной – всего 2,5% его глобальных выбросов. Однако в отличие от других видов транспорта авиация покрывает огромные расстояния, воздействуя на качество воздуха в локальном, региональном и глобальном отношении.

Углекислый газ – вещество очень стабильное. В результате его вертикальной и горизонтальной миграции он равномерно распределяется по земному шару и специфического действия, связанного с его авиационным происхождением, не имеет. Однако кроме углекислого газа, самолеты выбрасывают в атмосферу огромное количество водяного пара, оксиды азота, соединения серы и сажу. Действие этих компонентов выхлопного газа на парниковый эффект и озоновый слой имеет сложный и даже разнонаправленный характер.

Так конденсация водяного пара в виде инверсионного следа на высоте крейсерского полёта магистральных самолётов, происходящих в тропосфере, где формируются погодные условия, могут способствовать формированию перистых облаков. Плотность и водность облаков увеличивается, т.е. воздушный транспорт реально увеличивает облачность на планете. В то же время в стратосфере, с ее крайне низким содержанием влаги искусственная облачность не образуется.

Влияние высотной облачности носит двоякий характер. С одной стороны облака затеняют поверхность земли, задерживая часть инфракрасного солнечного излучения. С другой – микрокристаллы льда в таких облаках поглощают длинноволновое инфракрасное излучение, а затем направляют его в сторону земной поверхности, приводя к её нагреву. В этих разнонаправленных эффектах несколько превалирует нагрев.

Конденсационные следы также отражаются на радиационном балансе планеты даже после исчезновения видимых следов, поскольку в атмосфере остаётся достаточно плотная кристаллическая водяная фракция.

Значительное влияние на образовании инверсионной облачности оказывают частицы сажи – продукт неполного сгорания топлива, которые играют роль ядер конденсации в процессе образования облаков, также как и соединения серы.

Кроме того, выхлопные газы самолетов оказывают влияние на концентрацию озона в атмосфере. При высокой температуре в камере сгорания современных газотурбинных двигателей проходящий через них азот, который составляет большую часть воздуха, связывается с кислородом, образуя оксиды NO и NO<sub>2</sub>. Однако эти оксиды оказывают на атмосферный озон разнонаправленное действие: на больших высотах они его разлагают, на малых - образуют. Разложение озона преобладает на высотах более 16 тысяч метров, где располагается область полётов перспективных сверхзвуковых гражданских воздушных судов (ВС), как показано на рисунке 1.

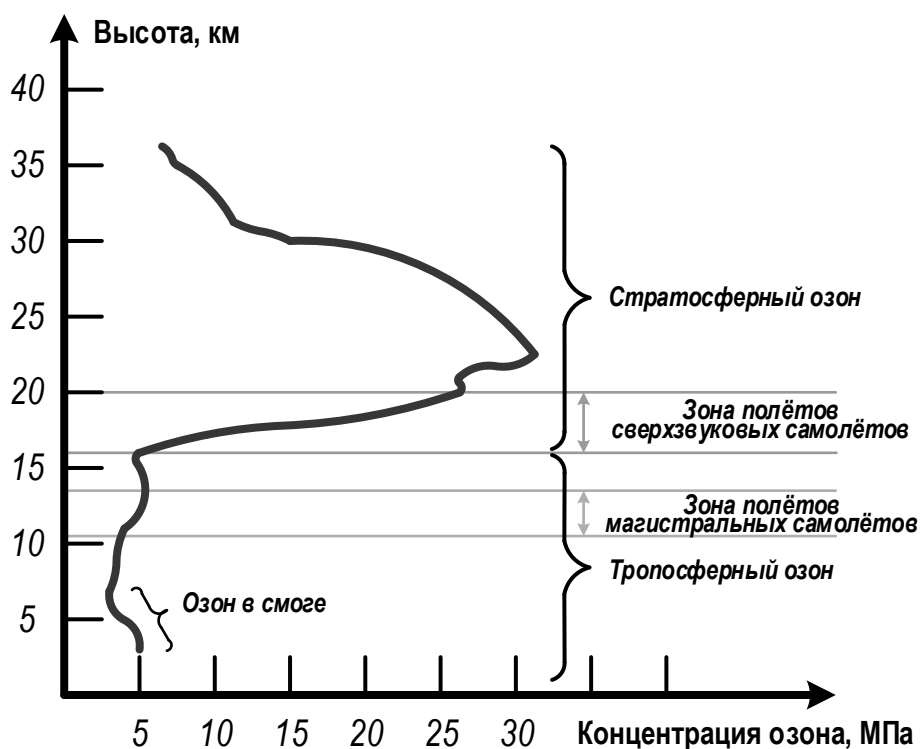


Рисунок 1 – Распределение озона в высотных зонах полёта самолётов

В то время как в области воздушных трасс обычных гражданских самолетов оксиды азота вызывают активное образование озона. Но такой тропосферный озон только усиливает парниковый эффект, аналогично углекислому газу или водяному пару. Кроме того, следует отметить, что тропосферный озон не участвует в защите планеты от жесткого ультрафиолетового излучения.

В целом авиационный транспорт на углеводородном топливе оказывает комплексное отрицательное воздействие на атмосферу планеты.

В этой связи ИКАО принимает действенные меры для сокращения негативного воздействия авиации на окружающую среду. Для этого разрабатываются новые стандарты, ужесточающие требования к эксплуатируемым самолетам по выбросам, расширяется список авиационных требований, по которым проводится сертификация двигателей ВС,

отрабатываются механизмы глобальных рыночных мер регулирования негативного воздействия авиации на атмосферу [1].

Экологичность перспективного коммерческого авиатранспорта – это одна сторона проблемы формирования концепции авиации будущего. Другой её стороной является исчерпаемость углеводородного топлива, на котором работают двигатели современных гражданских самолётов. Закладываемая сейчас генерация классических самолётов на углеводородном топливе в процессе своего жизненного цикла, который может составлять 30 и более лет, практически неизбежно столкнётся с дефицитом углеводородов. Это может фатальным образом сказаться на перспективе их коммерческой эксплуатации.

Статистический обзор глобальной энергетики транснациональной компании British Petroleum за 2020 год показывает, что даже при нынешних объёмах потребления 1,734 трлн. баррелей нефти в год миру этого минерального сырья хватит всего на 53 года, а при потреблении 196,8 трлн м<sup>3</sup> газа – он будет исчерпан примерно за 60 лет [2]. В то же время уровень потребления углеводородного сырья растёт, и указанные сроки могут заметно сократиться.

С некоторого момента цены на углеводородное сырьё сделают нерентабельными любые классические авиатранспортные средства ещё задолго до фактического исчерпания его природных ресурсов. Отсрочку наступления этого момента конструктивными мерами повышения эффективности классических двигательных установок в условиях проявления глобальной энергетической проблемы можно не принимать во внимание, как и возможности замены минерального топлива биотопливом первого, второго и третьего поколения.

Наступившее осознание этих факторов стало импульсом к поиску альтернативных энергетических ресурсов, либо возобновляемых, либо практически неисчерпаемых. Практически неисчерпаемыми энергоресурсами являются солнечная энергия, энергия ветра, морских приливов, энергия гидроэлектростанций, атомная энергетика и пр. Поставляемая ими энергия является электрической.

Электроэнергия как экологичный и неисчерпаемый вид энергии, имея в виду указанные источники его получения, может быть аккумулирована на борту самолёта для обеспечения полёта и выполнения практически всех функций бортовых систем. Однако сопоставимые по объёму и высвобождаемой энергии углеводородное топливо и аккумулированное электрическое пока несопоставимы по удельным энергетическим параметрам и эксэргии, т.е. той части полной энергии, которая может быть полезным образом использована.

Классический электрохимический аккумулятор не способен отдать всю запасённую в нём энергию с выдерживанием требуемого напряжения и силы тока. Хотя технология полностью электрического самолёта сейчас интенсивно развивается, равно как и авиационные гибридные энергетические установки, где сочетаются электрические и углеводородные или водородные

источники энергии. Эти технологии обеспечения полёта имеет хорошие перспективы для летательных аппаратов определённого класса и в качестве альтернативы классическим авиадвигателям в период истощения запасов минерального топлива.

Известным возобновляемым энергоресурсом является биотопливо. Биотопливо потребует чрезвычайно больших и, по мере убывания минеральных ресурсов, непрерывно увеличивающихся посевных площадей (биотопливо растительного происхождения, например – рапс), водных полей выращивания специальных водорослей, увеличения объема и мощностей переработки бытовых, хозяйственных и промышленных отходов (биотопливо третьего поколения).

Но очевидно, что посеvy кукурузы, сои, рапса, добыча пальмового масла, водорослей в качестве сырья для биотоплива подвержены погодным условиям, их расширение приведет к уничтожению тропических лесов, вызовет подорожание продуктов питания. Тем не менее, биотопливо для нужд авиации уже производится в США, Великобритании, Германии, Франции, Финляндии. Китай, наладивший производство топлива из пальмового масла, намерен в ближайшее время довести долю биотоплива до одной трети от всего используемого его авиацией горючего.

Такой путь компенсации убывающего минерального сырья также столкнётся с проблемой истощения, которое выражается в обеднении посевных площадей, достижении предела роста урожайности растительных источников биотоплива, объёмов переработки вторичного сырья. И этот процесс, возможно, будет происходить даже более быстрыми темпами, чем темпы истощения нефти и природного газа, в отношении которых есть некоторые перспективы обнаружения новых месторождений, но наверняка трудно разрабатываемых.

Кроме того, биотопливо отнюдь не является достаточно экологичным ни на стадии его применения, ни на стадии производства. Сырьё биологического происхождения, также как и минеральное, содержит углерод. В процессе наращивания урожайности неизбежно будут применяться химические удобрения с непредсказуемыми последствиями применения растительного биотоплива. Пожалуй, избежать удастся только соединений серы. Так, что это паллиативное решение только отсрочит критическое проявление проблемы, или несколько смягчит её проявление. В то же время очевидно, что применением биотоплива придётся в той или иной мере воспользоваться [3].

Другой альтернативой авиационному керосину являются использование газовых топлив, получаемых из природного и нефтяного газа, продуктов конверсии углеводородного топлива и др. В частности предложено газовое топливо, получившее название АСКТ – авиационное сконденсированное топливо. Это топливо представляет собой смесь легких парафиновых углеводородов. На АСКТ оформлены технические условия (ТУ 39-1547-91). Однако эти виды топлива также являются не вполне экологичными,

поскольку при сжигании образуют углекислый газ и другие сопутствующие вещества, хотя и значительно меньше, чем при сжигании авиационного керосина. Кроме того запасы природного газа также как другие углеводороды подвержены истощению.

Среди альтернативных газовых топлив наилучшие энергетические и хладоресурсные характеристики имеет водород ( $H_2$ ). Его теплота сгорания на единицу массы в 2,7-2,9 раза выше, чем у авиационного керосина. Он обладает уникальными характеристиками горения по скорости распространения пламени, концентрационным пределам воспламенения и другим показателям. При сгорании водорода образуется экологически чистый продукт – вода, а применение водорода не нарушает круговорота вещества в природе, так как цикл его получения и использования является замкнутым и имеются неограниченные ресурсы сырья для его производства.

В общем, водород – это уникальное топливо для всех видов транспортных средств и, возможно, в первую очередь – авиационного. Однако его производство сопряжено с серьезными затратами, а использование в авиации требует решения многих технических проблем.

Строго говоря, водород не является неисчерпаемым энергетическим ресурсом. В атмосфере водород непрерывно образуется в результате разложения воды солнечным излучением. Он мигрирует в верхние слои атмосферы и улетучивается в космос. Выделяющаяся вода в процессе сгорания водорода в авиадвигателях образуется непосредственно в верхних слоях атмосферы, пронизанных солнечным излучением, так что использование водородного топлива, естественным образом, способствует утрате водорода планеты. Это напоминает процесс обеднения Земли водородом во время её образования, что проявляется сейчас в меньшем содержании водорода на Земле по сравнению с солнцем и удалёнными планетами. К счастью длительность такого процесса имеет космический масштаб.

Говоря о водороде, как авиационном топливе ближайшего поколения самолётов гражданской авиации, следует отметить, что параллельно или с некоторым опережением должна развиваться промышленность производства и ожижения водорода, обеспеченное энергетическими ресурсами. Последнее потребуют трансформирования и увеличения мощностей энергетической системы страны и развитие системы передачи электроэнергии.

В настоящее время наиболее экономически выгодным считается производство водорода из ископаемого сырья методом паровой конверсии. Согласно прогнозам, она будет использоваться в начальной стадии перехода к водородной экономике. Однако в долгосрочной перспективе неизбежен переход на возобновляемые или неисчерпаемые источники энергии, как одной из главных целей внедрения водородной энергетики, какими являются энергия объектов атомной, гидро-, ветряной и солнечной энергетики, позволяющие удешевить получение водорода электролизом воды.

Уже сейчас действуют предприятия получения водорода экономичными технологиями, например, ещё в 2013 году германский институт Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) завершил строительство пилотной установки небольшой мощности по производству водорода из воды в солнечных концентраторах. В 2019 г. в Германии началось строительство крупнейшей в мире установки по производству 1300 тонн водорода ежегодно методом электролиза.

В СССР промышленное снабжение жидким водородом осуществлялось комбинатами «Электрохимпром» (Узбекистан) и ДПО «Азот» (Украина). В настоящее время задача промышленного производства в России водорода в промышленных масштабах необязательно должна быть централизованной, сосредоточенной на крупных электролизерных заводах. Форма организации водородной промышленности для нужд перспективных видов транспорта на водородном топливе должна вырабатываться на государственном уровне с привлечением значительных капиталовложений.

Снижению цены водорода способствует строительство водородных трубопроводных систем. На конец 2008 г. В США действует 750 километров, а в Европе – 1500 километров таких трубопроводных систем, где водород передаётся под давлением 10-20 бар, в стальных трубах диаметром 25-30 см. Доставка наземным транспортом требует создания практически самостоятельной транспортной системы и отрасли транспортных средств перевозки сжиженного водорода. Такая водородная транспортная сеть уже создаётся в США, Японии и странах Евросоюза.

Имеет некоторую перспективу концепция территориального совмещения производства водорода и объектов его авиационного применения, например, если водород добывается в районе аэропорта и на его базе, как это предложено создателями первого небольшого самолёта на водородном топливе [4]. Эту идею можно развить использованием в качестве ограждения будущих аэропортов, имеющего большую площадь, солнечных панелей, энергию которых можно непосредственно в районе аэропорта применять для добычи водорода гидролизом воды и его сжижение (разрешительные условия указанного размещения подобного производства здесь не рассматриваются). Разумеется, эта технология применима на территориях, где солнечная энергия доступна круглый год.

Авиатранспортная система является средством международной коммуникации. Для обеспечения глобального авиасообщения водородной коммерческой авиации должны быть выработаны и строго соблюдаться международные правила выполнения полётов, а также, возможно, произведена согласованная унификация технологии и технические средства обслуживания самолётов на водороде.

Не исключено, что потребуются изменение организации воздушного пространства и управления воздушным движением, в том числе и движением на аэродроме, поскольку, образно говоря, каждый такой самолёт становится транспортом для доставки водорода, как средства массового поражения. Хотя

сброс жидкого водорода в аварийной ситуации может происходить в два раза быстрее, чем слив такой же массы керосина, реализации такого слива без опасности возгорания водорода является достаточно трудной задачей, ввиду наличия статического электричества на поверхности самолёта.

Рассматриваемые в предварительном порядке правила выполнения полётов самолётов на водороде уже содержат положения по сбросу ёмкостей с водородом в аварийной ситуации. Такое радикальное решение потребует разработки специальной аэродинамической схемы самолёта и условий размещения сбрасываемых баков, которые бы снизили неизбежное влияние сброса баков на центровку самолёта.

Разработка норм и способов сохранения гарантированного безопасного остатка водородного горючего на борту для выполнения аварийной посадки после сброса водородного бака или слива водорода представляется отдельно достаточно сложной задачей. Плодотворной в этом отношении является идея одновременного использования керосина, размещаемого в крыльевых баках, и водорода, который размещается внутри фюзеляжа или во внешних баках, в сочетании с разработкой двухрежимных авиадвигателей. Такие авиадвигатели способные работать на водороде и некриогенном топливе, в первую очередь – на классическом керосине, уже разрабатываются.

Несмотря на то, что горение разлитого по поверхности жидкого водорода является не более опасным, чем горение керосина, аварийная или штатная посадка самолёта с большим количеством невыработанного водородом отличается повышенной опасностью. Возможная повышенная перегрузка в момент касания взлётной полосы или, что существенно опасней, посадки на случайную твёрдую поверхность или воду грозит взрывом воздушно-водородной смеси (гремучего газа) даже при незначительный утечке водорода из-за деформации ёмкостей водородного топлива.

Смеси  $H_2$  с  $O_2$  или воздухом в момент их образования самопроизвольно не реагируют, но для инициирования реакции горения достаточно сообщить смеси незначительную энергию: искры, разряда статического электричества от взвешенных частиц, импульса при разрушении кристаллов твёрдых частиц, которые образуются из компонентов воздуха в охлаждённой смеси и пр. В отношении водорода на борту самолёта должны быть выработаны специальные, желательно утверждённые ИКАО, авиационные нормы водородной безопасности.

В этой связи интенсивно ведутся работы по разработке принципов обеспечения уровня безопасности полётов ВС на водороде, который соответствует требованиям ИКАО к классическим пассажирским самолётам. Многие решения в этом направлении могут быть перенесены из химической промышленности и космической отрасли, где масштабные взрывы водорода крайне редки.

Существенным вопросом является определения оптимального варианта развития водородной авиации. Естественным образом сложившийся мировой парк коммерческих ВС включает самолёты нескольких основных категорий,

которые отвечают характеру мирового спроса на авиаперевозки. Формированию принятой сегодня классификации пассажирских ВС способствуют законы мирового авиационного рынка, где самолёт является высокотехнологичным товаром, отвечающим определённым потребительским качествам.

С этих позиций основными типами самолётов являются: малые, региональные, ближние, средние и дальне-магистральные самолёты. Магистральные пассажирские ВС, в частности, разделяются на узкофюзеляжные и широкофюзеляжные самолёты.

Есть основания полагать, что и водородная авиация подпадёт под ту же градацию товаров мирового авиарынка. Гражданские самолёты классифицируются по разным признакам. Основными товарными признаками на авиационном рынке являются количество кресел и дальность полёта пассажирского самолёта, а товарными качествами – уровень безопасности полётов, стоимость эксплуатации ВС и обеспечиваемый комфорт.

Следует отметить, что концепты перспективных ВС, использующих новые принципы построения энергетических систем самолёта (электрические, гибридные, водородные энергоустановки и пр.) отходят от классического облика пассажирского самолёта. Во многом это вызвано необходимостью оптимального использования преимуществ конкретных энергетических систем. Так, для самолётов на водородном топливе становится практически неприемлемым расположение баков с жидким водородом в крыле самолёта классического типа.

Это инициирует поиск новых аэродинамических схем и конструктивных исполнений самолёта. На рисунке 2 показаны три концепта самолётов Airbus с двигателями на водороде. Один из которых радикально отличается от самолётов классической схемы. Тем не менее, классическая компоновка водородного самолёта рассматривается наравне с самолётами нетрадиционного облика.



*Рисунок 2 – Концепты самолётов Airbus с двигателями на водороде*



Тот же рисунок подтверждает предположение, что основным авиатранспортным средством с применением водорода станет самолёт с классическим для узкофюзеляжного среднемагистрального числом кресел 110-200. Самолёты такой пассажировместимости имеют наиболее высокий рыночный потенциал и темп прироста закупок, кроме того их авиационных парк быстрее восстанавливается после кризисов, подобных вызванному пандемией коронавируса.

Технология типичной и часто производимой модернизации такого типа ВС с целью изменения пассажировместимости сводится, в основном, к удлинению фюзеляжа даже без замены двигателей и эта технология для самолётов классической компоновки отработана в совершенстве.

Эти факторы говорят в пользу ориентации первого поколения «водородных» самолётов на ВС среднемагистрального. Это, вероятно, позволит достаточно быстро достичь рентабельности водородной авиации, сопоставимой с классической.

Однако первыми прототипами ВС на водороде могут быть пассажирские самолёты регионального класса на 19-40 пассажиров. Это соответствует мнению многих учёных, что «переходить на газ» следует постепенно, снижая присущие новой технологии технические и экономические риски. При этом, в первую очередь, имеется в виду проведение поэтапных действий, направленных на последовательное внедрение альтернативных газовых топлив в авиацию, с постепенным понижением осваиваемых температур.

В таком подходе создание прототипов «водородных» самолётов на начальных этапах внедрения этой технологии на базе самолётов малой и региональной авиации, наравне со среднемагистральными самолётами достаточно оправдано. Впоследствии эти прототипы могут быть основой создания «водородных» ВС такого класса, которые, безусловно, будут востребованы на мировом авиационном рынке.

### **Использования водорода как источника холода на борту перспективных самолётов с водородными двигателями**

Тенденция перехода авиации будущего на газовое, и в первую очередь, водородное топливо достаточно очевидна. Однако использование газового топлива создаёт множество технических и технологических проблем. Чем ниже температура кипения и уже температурный диапазон жидкого состояния топливного газа, тем эти проблемы становятся сложнее. Водород, обладая наилучшими среди альтернативных газовых топлив (метан, пропан и пр.) энергетическими и хладоресурсными характеристиками, а также экологичностью и практической неисчерпаемостью, привносит в задачи авиационной инженерии, пожалуй, наибольшие сложности.

Эти сложности связаны с очень низкой температурой кипения водорода (250 °С) и узким диапазоном жидкого состояния этого газа (6 °С), что влечёт

за собой необходимость значительного увеличения размеров топливных баков самолёта, использования высокоэффективной и высоконадежной теплоизоляции для их защиты и защиты бортовых водородных коммуникаций, решения сложных конструкционных и прочностных вопросов, связанных с большим перепадом температур, изменением прочностных свойств конструкционных материалов в условиях криогенных температур, температурными напряжениями, температурными мостами и т.п.

Многие из названных проблем были исследованы и решены ещё в 80-х годах на самолёте Ту-155, действительно первом прототипе пассажирского самолёта с двигателем на жидком водороде.

Известно, что самолёт успешно прошёл основные этапы лётных испытаний, установил 14 мировых рекордов, совершил показательные перелёты по маршрутам Москва – Братислава – Ницца, Москва – Ганновер и получил высокую оценку мировой авиационной науки. Сразу следует отметить, что Ту-155 является самолётом среднемагистральным с числом пассажиров порядка 150. Т.е. при развитии этого прототипа мы могли бы иметь первый «водородный» самолёт в самом востребованном классе. При его создании были исследованы основные особенности водородной гражданской авиации, и в той или иной степени решён комплекс упомянутых выше проблем.

Однако работы были свёрнуты. Обобщённой причиной этого можно считать опережение технологии самолёта на водороде своего времени. Но опыт и научный задел Ту-155 может быть использован на втором витке развития авиации на водородном топливе. Только сейчас это не выдающийся авиационный эксперимент, а условие выживания коммерческой авиации в 21 веке.

Появление на борту самолёта водородного криогенного топлива с инженерной точки зрения не только создаёт конструкторские сложности и научные проблемы, но и открывает ряд технологических перспектив. В частности, даёт импульс использованию энергетических преимуществ высоко и низкотемпературной сверхпроводимости в системе электрообеспечения самолёта и применению криогенного рабочего тела в качестве источника холода для работы системы жизнеобеспечения самолёта, в первую очередь системы кондиционирования воздуха (СКВ).

В зависимости от конструктивного исполнения атмосферный воздух поступает в СКВ, либо от компрессоров высокого давления (КВД) газотурбинной двигательной установки (ДУ) или от вспомогательной силовой установки (ВСУ) до запуска маршевой ДУ (СКВ с отбором воздуха), либо от воздушных компрессоров с электрическим или иным вращательным приводом (СКВ без отбора воздуха).

В том и другом случае поступающий воздух практически на всех эксплуатационных режимах имеет давление и температуру, которые значительно превышают требуемые для обеспечения жизнедеятельности человека на борту и поддержания работоспособности бортовой аппаратуры.

Так температура и давление отбираемого от КВД воздуха могут достигать значений соответственно 500 °С и 16 атм. Параметры воздуха от воздушных компрессоров составляют соответственно 200 °С и 2-3 бар.

Приведение давления и температуры воздуха в гермокабине самолёта к уровню, который обеспечивает нормальную жизнедеятельность экипажа и пассажиров осуществляет СКВ.

Практически для всех термодинамических процессов температурно-влажностной подготовки воздуха наддува и поддержания требуемого давления в гермокабине (ГК) требуются источники холода. В классической СКВ основные процессы нормализации параметров воздуха происходят в установке охлаждения воздуха (УОВ) (или Pack – в принятом международном обозначении). В УОВ избыток энергии подаваемого воздуха частично рассеивается в атмосфере теплообменными аппаратами (ТА) в контуре продувочного воздуха УОВ и затем доводится до требуемых параметров в холодильных машинах воздушного и пароконденсационного цикла. Эти компоненты УОВ фактически являются бортовыми источниками холода для СКВ.

Основные функции СКВ и УОВ для пассажирских ВС на водородном топливе практически не изменятся. Однако наличие на борту таких ВС криогенного водородного топлива открывает возможности использования этого эффективного источника холода в процессе подготовки воздуха наддува ГК, что, предположительно, может повысить эффективность работы СКВ за счёт сокращения роли продувочного воздуха и отрицательного влияния системы продувки на аэродинамику и вес самолёта.

Кроме того, возможно, удастся уменьшить нагрузку на холодильные машины УОВ, или вообще исключить их из процесса подготовки воздуха. Эти потенциальные возможности требуют специального исследования. Ниже изложены некоторые предварительные результаты такого исследования и, требующий критического анализа, ряд конструктивных решений для СКВ с использованием криогенного водорода.

Применение на самолёте водорода в качестве авиационного топлива требует его преобразования из жидкого криогенного состояния хранения в газообразное с возможно более высокой температурой для подачи в камеру сгорания ДУ.

В процессе этого преобразования водороду должно передаваться тепло с тепловой мощностью, которая соответствует расходу и требуемому изменению температуры водородного топлива. Именно в этом процессе проявляется эффект криогенного водородного топлива в качестве эффективного источника холода, который целесообразно использовать для бортовых систем, требующих холодообеспечения. На экспериментальном водородном двигателе НК-88 самолёта-лаборатории ТУ-155 разогрев водородного топлива осуществлялся в теплообменнике, установленном в потоке выхлопного газа двигателя, и фактически утрачивался в качестве бортового источника холода.

Наиболее естественным потребителем холода водородной топливной системы, как показано выше, является УОВ. Следует отметить, что топливный водород как источник холода на борту самолёта может одновременно быть базой для использования технологии низко и высокотемпературной сверхпроводимости в системы электроснабжения самолёта. Такая задача фактически стоит на одном уровне с использованием холода водорода в СКВ.

Более того, целесообразно решать её совместно с задачей холодообеспечения СКВ, так, как одной из главных проблем комплексного использования такого источника холодообеспечения на борту перспективного самолёта является оптимальное распределение холодильных ресурсов водорода между возможными потребителями. Разнообразие вариантов комплексного использования криогенного водорода весьма велико.

Рисунок 3 иллюстрирует возможную схему комплексного использования криогенного водородного топлива на перспективном пассажирском ВС. В этой схеме присутствуют средства аккумулирования тепла и холода на основе материалов с фазовым переходом, которые поглощают энергию в период её избыточной выработки и возвращают во время недостатка, что повышает эффективность использования тепловой энергии на борту, как в процессах охлаждения, так и нагрева.

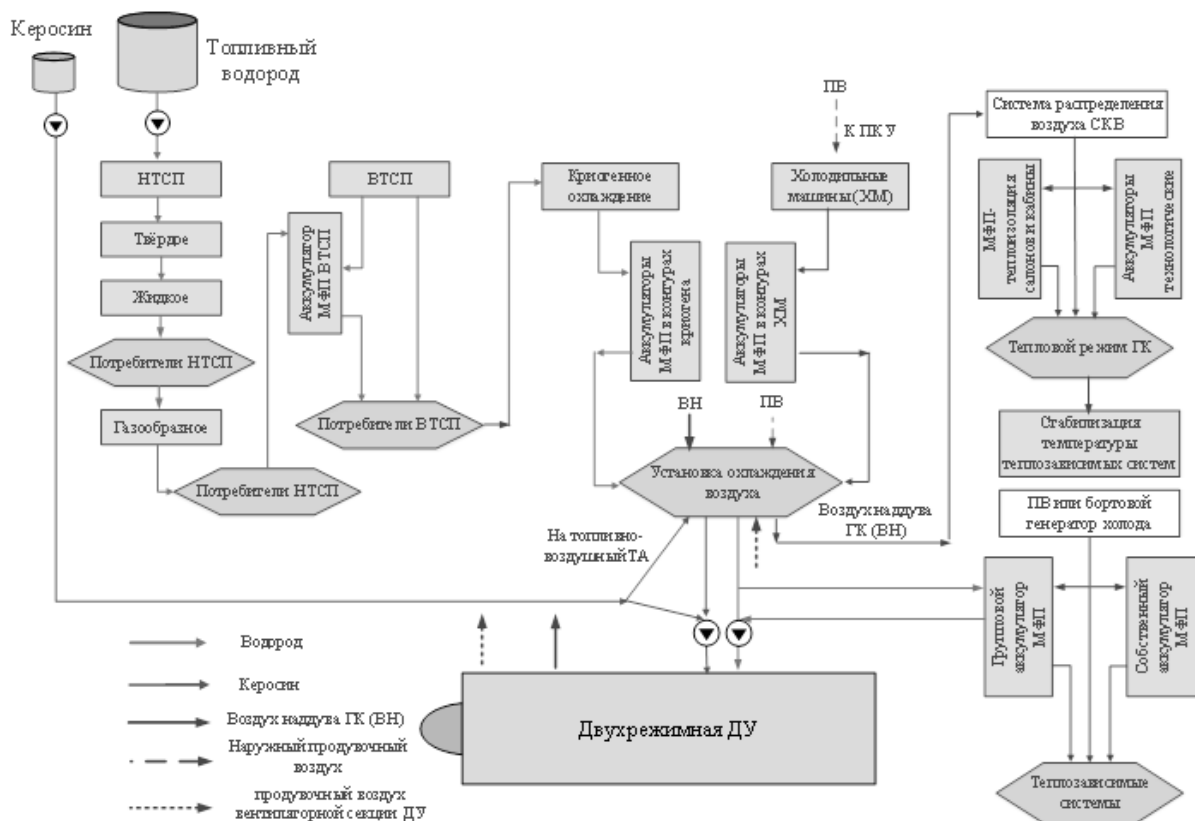


Рисунок 3 – Пример конфигурации бортовых систем на основе комплексного использования криогенного водородного топлива

Эта технология может использоваться в УОВ с применением криогенного водорода в процессе полёта ВС при колебаниях расхода криогенного водорода по режимам работы ДУ. Она же может способствовать поддержанию температурного режима работы электроаккумуляторов, охлаждаемых средствами СКВ на перспективном самолёте, где может отсутствовать система продувочного воздуха. Возможно применение внутренней обшивки салонов и кабины самолёта, выравнивающей температурный режим в ГК за счёт включения в материал обшивки веществ с фазовым переходом, происходящим в районе температуры климатического комфорта в салоне. Это снижает энергетические затраты на работу СКВ при использовании как на самолётах с водородным топливом, так и на классических самолётах.

Главным критерием комплексного использования криогенного источника холодообеспечения на борту является энергетическая (топливная) эффективность технических мероприятий, сложность обслуживания такой системы и, главное, её надёжность и безопасность, связанная с технической сложностью самой системы и сложностью организации её управления, которая согласно принципу Эшби при значительном разнообразии воздействующих на такую большую и сложную систему возмущений и недостаточном разнообразии заложенных в систему средств управления, может не справиться с задачей её регулирования.

Ближайшее поколение коммерческих самолётов на водородном топливе, появление которых прогнозируется к 2030 году, предполагает использование отработанных классических принципов построения энергетического комплекса самолёта. Радикальное преобразование всей концепции самолёта не предусматривается, в первую очередь, из соображений целесообразности этапности развития авиации на новых принципах, что снижает риски, которые сопровождают такие преобразования и способствует скорейшему решению главных проблем современной авиации: обеспечению экологичности авиатранспорта и смягчению последствий приближающегося дефицита углеводородного топлива.

Разработка самолётов с преобладанием нетрадиционных энергетических решений, таких, как: полностью электрические самолёты; самолёты с гибридной силовой установкой, включающей газодинамический и электрический приводы для создания тяги с криогенной СЭС, другие нетрадиционные проектные решения, составляют отдельные ветви развития авиации. Их появление ожидается в более поздние сроки. Вероятно, в своё время произойдёт сближение этих направлений с взаимным обогащением опытом создания разных вариантов нетрадиционной авиации.

### **Перспективы использования водородного топлива в системе подготовки воздуха СКВ**

Рассмотрим конкретные способы использования холодильных свойств топливного водорода. Основным теплотехническим компонентом СКВ

самолёта для применения этого источника холода в УОВ являются модуль ТА. В настоящее время существуют десятки патентов воздушно-водородных ТА. Как правило, они содержат изложение общего принципа организации теплообмена и схему устройства ТА без приведения расчётных характеристик.

Здесь не будем перечислять эти многочисленные и вполне работоспособные решения. Основными, объединяющими их моментами являются:

- главным условием устройства воздушно-водородного ТА является исключение утечек водорода и попадания его в воздух наддува ГК;
- использование промежуточного теплоносителя с низкотемпературными физическими характеристиками, чаще всего – гелия. Гелий имеет температуру кипения и замерзания ниже, чем водород и является негорючим инертным газом, не оказывающим прямого вредного воздействия на человека, достаточно доступным освоенном в производстве и эксплуатации;
- приспособленность к использованию водорода только в одном из его фазовых состояний: жидком, газообразном или реже – смешанном;
- отсутствие указаний на побудителя течения водорода и промежуточного теплоносителя;

Предварительный анализ результатов патентного поиска по тематике водородно-воздушных ТА, доступных материалов об аппаратах, применяемых в промышленности, использующей или производящий водород, а также обзор классических типов теплообменных показал необходимость поиска новых и развитие существующих схмотехнических решений, поскольку ни одно из найденных в недостаточной мере удовлетворяет требованиям использования водорода смешанных фаз, авиационной безопасности и габаритно-массовым ограничениям к системе СКВ самолёта.

Ниже предложен ряд теплообменных воздушно-водородных устройств с принудительным движением промежуточного теплоносителя – гелия. Методы расчёта этих устройств на данный момент не разработаны. Ввиду этого поясняется только схемное решение. Экспертный анализ позволяет ожидать, что предложенные решения работоспособны и должны обладать повышенной удельной (отнесённой к объёму аппаратов) теплообменной способностью.

Конструкции теплообменников на рисунках показаны схематично. Для определения конструктивных параметров аппаратов требуется проводить полноценные проектировочные расчёты. Принципы управления тепловой производительностью аппаратов также не рассматриваются. Предполагается, что для физически реализуемых термодинамических процессов в ТА алгоритмы управления и соответствующие регуляторы могут быть созданы.

На рисунке 4 приведена иллюстративная схема ТА для передачи холода водорода с температурой криогенного диапазона в контур жидкостного вторичного хладоносителя, например 60% водный раствор пропиленгликоля

(далее – антифриз или гликоль). Изображённым для простоты теплообменным трубкам в реальной конструкции соответствуют пучки специально собранных труб (змеевиков), составляющих теплообменные витые поверхности.

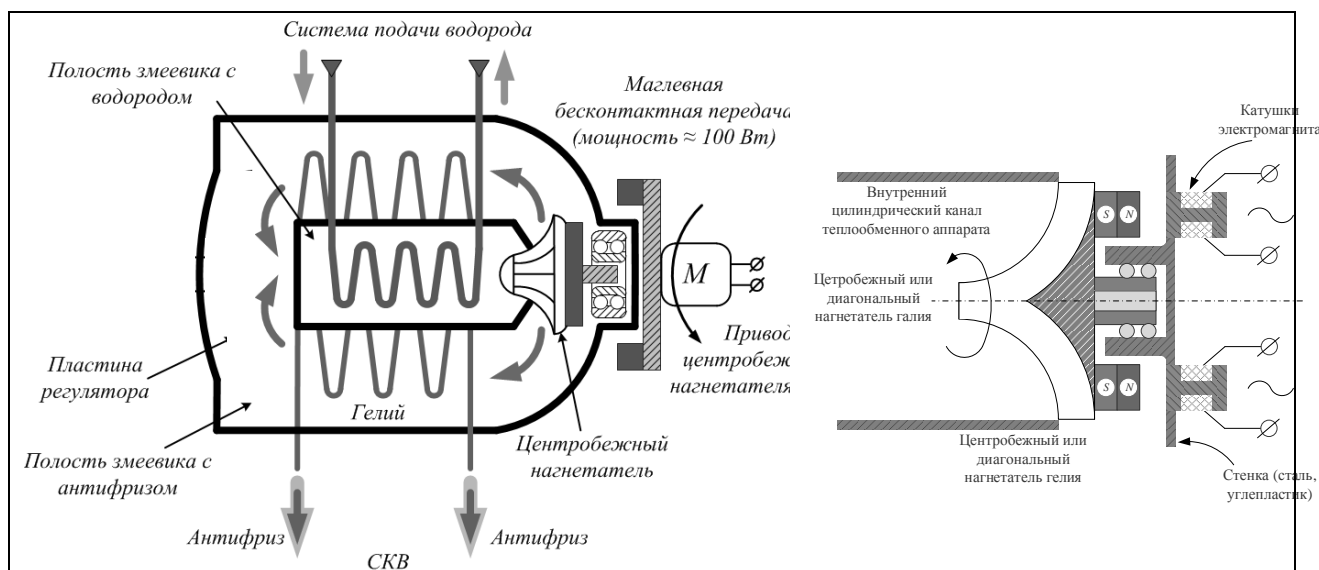


Рисунок 4 – Теплообменный аппарат «водород-гелий-вторичный хладоноситель»

Водород в жидком, газообразном состоянии или в виде шуги поступает в герметический корпус ТА через входное устройство, включающее стабилизированный вдоль оси патрубков с герметизацией сильфонными сальниками (рисунок 5). Через подобное же устройство водород выводится из ТА. Патрубок внутри ТА оканчивается коллектором с разведением водорода по пучку хладообменных трубок разного диаметра со специальными входными фланцами, рассчитанными на пропускание водорода в разном фазовом состоянии (на схеме не показаны – находится в стадии проработки). Предположительно такое решение может обеспечить надёжную герметизацию ТА и необслуживаемый режим его работы. Приблизительно таким же образом решается ввод-вывод жидкого вторичного хладоносителя.

На рисунке 6 приведена схема гибридного ТА «водород-гелий-вторичный хладоноситель-воздух».

На рисунке 7 приведена схема теплообменного комбинированного аппарата. Он представляет собой развитие гибридного ТА, в который встроены модифицированный турбохолодильный агрегат (МТА). МТА состоит из свободно вращающейся воздушной турбины, заключённой в профилированный корпус с улиткой на периферии. Вход улитки соединён с воздухопроводом подачи рабочего воздуха наддува. В тыльную стенку турбины вставлены редкоземельные магниты с высокой рабочей температурой (до 200-250 °С), например самарий-кобальтовые. Тыльная стенка турбины с минимальным зазором примыкает к разделительной стенке правой и левой части аппарата.

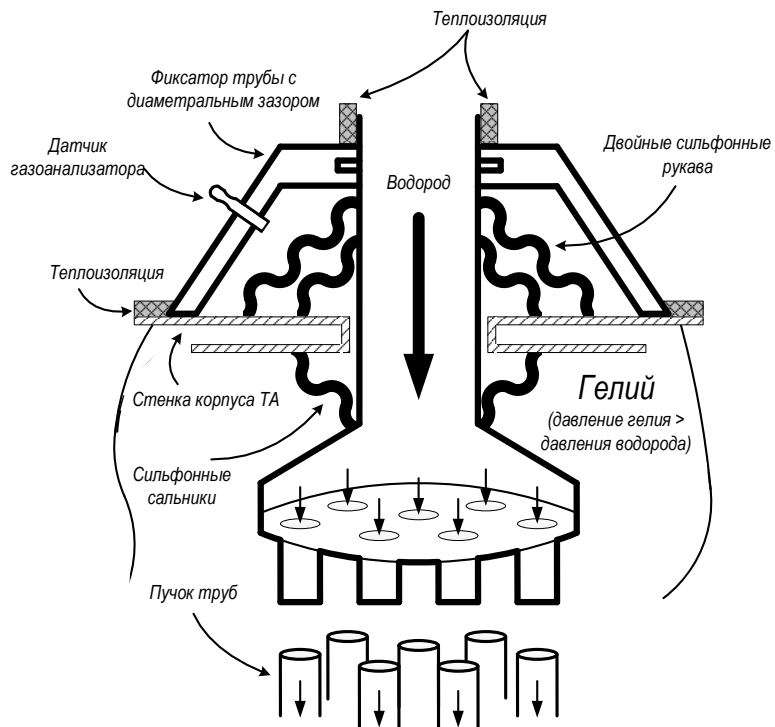


Рисунок 5 – Входное устройство подачи водорода в ТА

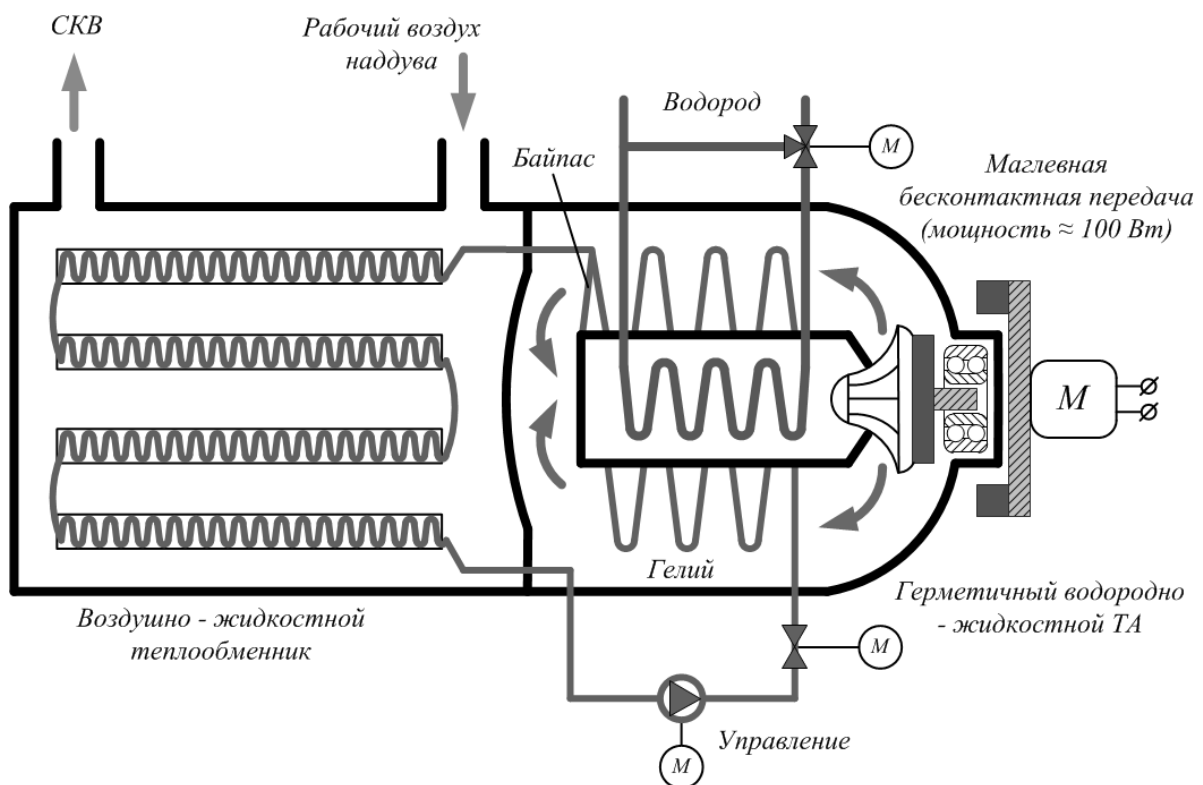


Рисунок 6 – Гибридный ТА «водород-гелий-вторичный хладоноситель-воздух»



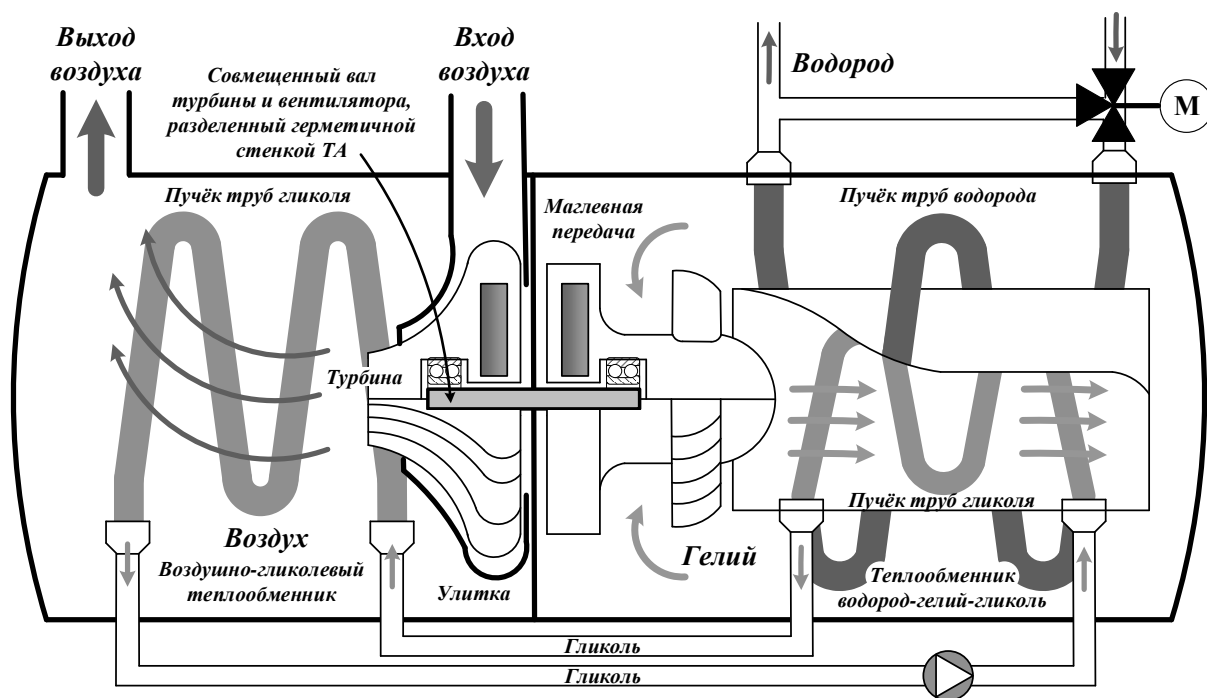


Рисунок 7 – Комбинированный ТА «водород-гелий-вторичный хладоноситель-воздух»

В правой полости ТА соосно с турбиной установлен свободно вращающийся вентилятор указанной конструкции. Вентилятор условно разделён на две части: ведущий диск на оси, соосной оси турбины, и жестко связанную с ним вентиляторную часть. В ведущий диск аналогично турбине помещены редкоземельные магниты, не обязательно высокотемпературные. В совокупности с турбиной эта конструкция представляет собой модифицированный турбодетандер «турбина-вентилятор» с маглевой бесконтактной связью.

На турбину подаётся воздух наддува высокого давления с температурой не выше рабочей для установленных в ней магнитов, который вызывает вращение турбины. Это вращение сопровождается эффектом адиабатического охлаждения и снижения давления воздуха. Выходящий из турбины воздух через направляющий аппарат (ради упрощения не показан) распределяется по объёму левой части агрегата и проходит дальнейшее охлаждение теплообменом с вторичным теплоносителем. Регулирование вращения турбины можно осуществлять специальной конструкцией подводящего воздуховода, в котором воздух разделяется на попадающий на турбину и проходящий мимо неё непосредственно в полость ТА. Регулирующая заслонка должна устанавливаться в наружной части воздуховода. Конструкция такого регулятора не принципиальна и на схеме не показана.

Вращение турбины через маглевую связь вращает вентилятор правой части аппарата, создающий циркуляционный поток в теплообменнике «водород-гелий-вторичный теплоноситель».

Изменение интенсивности потока воздуха высокого давления автоматически вызывает соответствующее изменение циркуляции гелия,

усиливающей или ослабляющей процесс теплообмена в ТА «водород-гелий-вторичный теплоноситель». Управления теплообменом ТА производится за счёт согласованного регулирования подачи воздуха на турбину, расхода вторичного теплоносителя и расхода водорода. Целевой функцией управления ТА является выдерживание требуемого теплообмена пары «воздух на выходе – водород на входе». Система датчиков и регуляторов не приводится.

Преимущество комбинированной схемы ТА состоит в том, что процесс охлаждения подводимого воздуха может продолжаться в некоторых пределах в случае отказа водородного компонента УОВ. В то время как гибридный ТА требует использовать специальные конструктивные решения.

В представленных решениях в качестве промежуточного теплоносителя используется гелий под специально рассчитанным давлением. Предположительно, давление гелия при нормальной температуре не должно превышать 3 бар.

Регулируемую циркуляцию гелия в двуполостном пространстве ТА производит вентилятор с помощью, например, бесконтактной маглевой передачи, через стенку корпуса ТА с высокой магнитной проницаемостью. Наружным приводом является электромотор постоянного тока с векторным управлением, вращающий ответный диск манглевой передачи.

Другим вариантом привода является показанная на левой части рисунка 3 конструкция электродвигателя с внешним дисковым ротором, помещенным в герметичный корпус ТА, статор которого расположен снаружи. Возможны и другие вращательные устройства с герметически разделёнными статором и ротором. Передаваемая бесконтактной передачей мощность предположительно не будет превышать 0,1 кВт на 10 кВт тепловой производительности ТА и рециркуляцией гелия соответствующей продувке воздухом 200 м<sup>3</sup>/мин на 10 кВт (на основе обобщенного анализа промышленных воздушно-жидкостных ТА).

Эти данные имеют ориентировочный характер, поскольку аналоги относятся к ТА промышленной серии, которые отличаются от рассматриваемых здесь ТА рабочим телом, схемой теплообмена и другими параметрами. Для корректных оценок теплообменных характеристик аппаратов, приведённых на рисунках 4-7 необходимо разрабатывать специальные расчётные модели и вычислительные программы, проводить экспериментальные исследования.

Давление гелия определяется экспериментальным и расчётным путем из соблюдения, следующих основных условий:

– достаточной прочности и жёсткости герметичного корпуса ТА при минимальной температуре, которую может приобрести гелий при отказе системы регулирования холодопроизводительности ТА в условиях нормального давления наружного воздуха (1 бар), когда внутри корпуса возникает минимальное давление;

- то же при максимальном расчётном давлении внутри корпуса и минимальном наружном эксплуатационном давлении;
- максимально достижимой плотности гелия для обеспечения требуемой теплопередачи в номинальном по холодопроизводительности режиме работы ТА и соблюдении предыдущего условия;
- превышение давления гелия над давлением водорода в пучке змеевиков, поставляющих водород для исключения попадания водорода в гелий и, через него, во вторичный теплоноситель, который, возможно, способен абсорбировать водород и разносить его по вторичному контуру.

Для компенсации возможной утечки гелия в некоторых пределах (утечка гелия не представляет экологической опасности), вероятно, понадобится небольшой баллон с гелием под высоким давлением, с регулятором подачи гелия, для поддержания его давления в ТА в требуемом диапазоне.

Такая конфигурация ТА, предположительно, уменьшает, в сравнении с известными из доступных источников воздушно-водородными ТА, вероятность обмерзания конструкции теплообменника, осуществляющего холодопередачу воздуху от водорода криогенной температуры и разных фазовых состояний, расширяет диапазон регулирования и гибкость регулирования температуры воздуха на выходе гибридного ТА, а также увеличивает тепловую эффективность ТА интенсивным принудительным движением промежуточного хладоносителя. Схема ТА, показанная на рисунке 4, позволяет создавать сети холодопотребителей, питающихся хладагентом от одного теплообменника.

При этом можно ожидать, что предложенные схемы могут проигрывать ТА других конструкций по весу, но иметь преимущества по температурному КПД и относительному объёму (отношению мощности теплообмена к объёму ТА) благодаря возможности создать интенсивный теплообмен с помощью интенсивной рециркуляции промежуточного хладоносителя. Выводы относительно перспективности предложенных решений можно сделать только после конструктивно-проектировочного расчёта или экспериментальной проверки сравниваемых вариантов.

Опираясь на использование большой холодоотдачи водорода в процессе его доставки к системе питания водородных авиадвигателей оценим возможность свести весь процесс подготовки воздуха СКВ к двум основным функциям:

- регулированию давления согласованным последовательно-параллельным дросселированием воздуха от источников воздуха высокого давления (КВД или воздушных нагнетателей);
- температурно-влажностной подготовки на основе водородно-воздушных ТА или сочетания с компонентами традиционной продувочной системы.

На рисунках 8 и 9 представлены два варианта системы подготовки воздуха наддува на основе системы дросселей и ТА гибридной схемы.

Контуры сформированы в виде обособленной (не связанной, как в традиционно схеме, с воздухопроводной обвязкой турбохолодильника) петли высокого давления с функцией осушения воздуха, полученного непосредственно от источников наружного воздуха высокого давления. Показана однотрубная подача водорода. Возможна схема с двухтрубным участком, куда собирается водород, выходящий из теплообменников. «Отработанный» водород по этой трубе подаётся в ДУ и водородный топливный элемент.

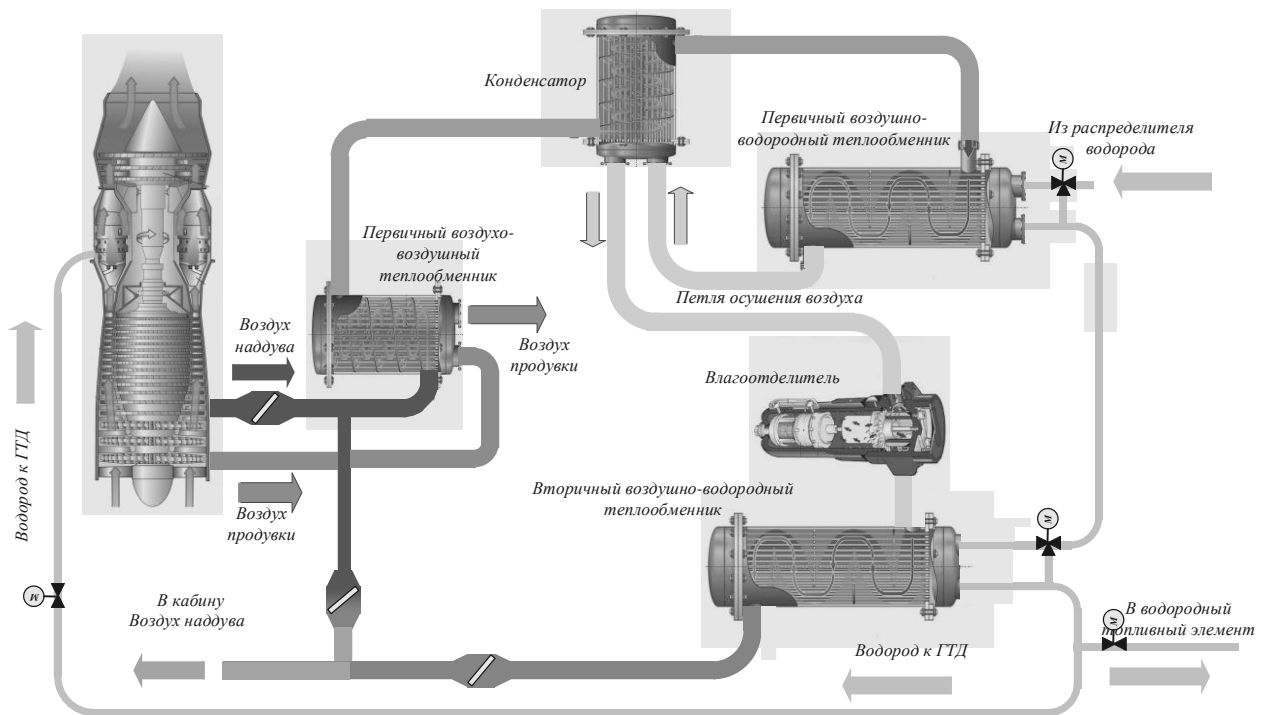


Рисунок 8 – Схема подготовки воздуха наддува ГК с использованием дросселирования и холодообеспечения водородной криогенной системой в СКВ с отбором воздуха

На рисунках 8 и 9 не показаны теплообменники-перегреватели, которые обычно устанавливаются в петле осушения воздуха перед его подачей на турбохолодильник, для защиты лопаток его соплового аппарата и колеса турбины от эрозии водяными каплями, частично остающиеся после влагоотделителя. Причиной этому служит предположение, что в обособленной петле осушения, как это показано на рисунках, удастся избежать присутствие капельной влаги после влагоотделителя и, кроме того, схемы ориентированы на подготовку воздуха без использования турбохолодильника и связанных с ним проблем. Испарение возможной капельной влаги может происходить в процессе смешения холодного и горячего воздуха.

Если будет показана необходимость перегревателей, то они на схемах займут место вторичного воздушно-водородного ТА. Этот аппарат введён в показанные схемы в предположении, что точность выдерживания температуры и влажности воздуха потребует ступенчатого охлаждения. Эта

гипотеза требует теоретической проверки. В процессе подготовки данной статьи количественные оценки не производились. Основное внимание было сосредоточено на демонстрации возможной архитектуры системы подготовки воздуха на основе воздушно-водородных ТА и дроссельной нормализации давления.

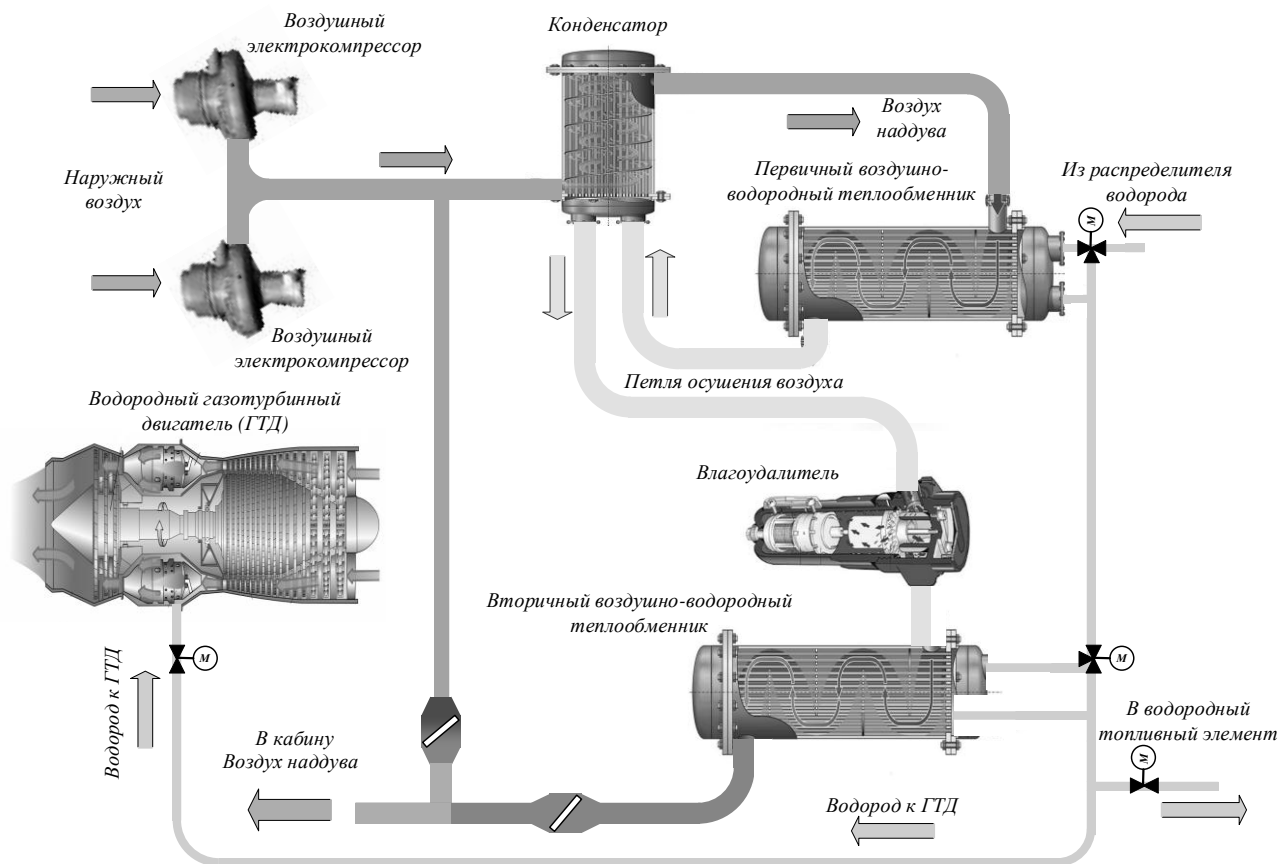


Рисунок 9 – Схема подготовки воздуха наддува ГТД с использованием дросселирования и холодообеспечения криогенной бортовой системой в СКВ с воздушными электрокомпрессорами

Принимая во внимание высокую температуру и давление воздуха в контуре УОВ систем кондиционирования с отбором воздуха от КВД представляется целесообразным использовать предварительное охлаждение воздуха наддува по классической схеме с последующим понижением его температуры в воздушно-водородных ТА (рисунок 8).

Могут быть использованы иные схемы подготовки воздуха, отбираемого от КВД, с охлаждением топливным водородом. В частности, применение криогенного водородного теплообменника в качестве первичного ТА на выходе из системы отбора. Но в этом случае присутствует фактор близкого конструктивного контакта в ТА между криогенным водородом и воздухом высокой температуры и давления, способный привести к значительной температурной деформации ТА и его разрушению.

Для УОВ с воздушными нагнетателями (рисунок 9), которые поставляют воздух с меньшими температурой и давлением, представляется

возможным приведение нормализация температуры воздуха только воздушно-водородными ТА.

В качестве прототипа самолёта с водородной ДУ и системой холодообеспечения СКВ, использующей топливный водород, рассматриваем условный среднемагистральный двухдвигательный самолёт на 150 кресел с расходом свежего воздуха 20 кг на человека в час и 450 кг в час в кабину пилотов в условиях крейсерского полёта на высоте 12 000 м. Необходимая подача свежего воздуха в ГК такого самолёта составляет примерно 1кг/с и может осуществляться либо от системы отбора воздуха от КВД маршевых двигателей (или от ВСУ), либо от воздушных нагнетателей. Считаем, что воздух подготавливается в двух идентичных УОВ, т.е. номинальный расход воздуха каждой УОВ на данном режиме составляет  $G_{вз} = 0,5\text{кг/с}$ .

Принятый расход воздуха на одну УОВ удовлетворяет требованиям Авиационных правил АП-25 по минимальной подаче воздуха на каждое лицо при прекращении подачи воздуха от половины источников сжатого воздуха (наддува) или при выходе из строя половины подсистем системы кондиционирования. Эти основные требования по обеспечению воздухом кабины и салонов самолёта такого класса, вероятно, сохранятся для самолётов следующих поколений.

Принимаем, что тяговые характеристики ДУ на водороде идентичны тяговой характеристике самолёта прототипа со средним часовым расходом авиационного керосина 5 000 кг за час полёта или 1,4 кг в секунду.

Эквивалентный по теплопроизводительности расход водорода в качестве авиационного топлива определяем по соотношению теплотворной способности керосина и водорода, что допустимо на данном этапе исследований. Принято, что удельная теплота горения авиационного керосина 40,8 мДж/кг, водорода 140,9 мДж/кг, а их соотношение равно 0,29. Соответствующий этому секунднй расход водорода ( $G_{H_2}$ ) для двигателя среднемагистрального самолёта, использующего водород в качестве топлива составляет ориентировочно  $G_{H_2} = 0,2\text{ кг/с}$  (на один двигатель из двух).

Поступление топливного водорода на двигатель будем считать источником холодообеспечения УОВ, относящейся к этому двигателю как в системе с отбором воздуха от КВД, так и для воздушных нагнетателей, расположенных на стороне этого двигателя. Системы кольцевания отбираемого воздуха, воздуха нагнетателей и линий подачи топливного водорода не принимаем во внимание. Расход водорода на один двигатель ( $G_{вд} = 0,2\text{ кг/с}$ ) принимаем за расчётный в оценках эффективности использования топливного водорода в качестве источника холода для УОВ. Считаем, что водород в жидком состоянии поступает непосредственно в систему теплообменников УОВ.

Оценку эффективности использования топливного водорода для охлаждения воздуха в УОВ проводим путем расчёта тепловой мощности, которую отбирает водород с указанным секунднм расходом в процессе его кипения и дальнейшего нагрева в системе теплообменников УОВ до

некоторой целевой температуры ( $T_{цвз}$ ), которая обеспечивает требуемую температуру воздуха на выходе из холодного контура УОВ. Средняя температура воздуха на выходе холодного контура УОВ составляет примерно  $T_{цвз} = 0 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Ради упрощения не принимаем во внимание, что охладитель (в данном случае – водород), обеспечивающий такую температуру в процессе теплообмена с охлаждаемым воздухом, должен иметь температуру на несколько градусов ниже конечной температуры охлаждаемого воздуха. На этом основании в качестве целевой температуры водорода принимаем  $T_{цH2} = 0 \text{ }^\circ\text{C}$  (273 К).

Таким образом, расчётный процесс использования топливного водорода для охлаждения воздуха в УОВ состоит в том, что водород со средним расходом 0,2 кг/с проходит фазу кипения в холодильном контуре УОВ при температуре  $T_{кипH2} = 252,87 \text{ }^\circ\text{C}$ , соответствующей условиям хранения жидкого водорода в баке-криостате и дальнейший разогрев до температуры  $T_{цH2} = 0 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Рассчитанная по этим условиям холодопроизводительность топливного водорода характеризует полную холодильную мощность водородного источника холода ( $N_{вд}$ ) в указанном диапазоне изменения его температуры.

Потребная холодильная мощность УОВ ( $N_{уов}$ ) определяется изменением температуры воздуха от источника высокого давления с указанным расходом ( $Gв = 0,5 \text{ кг/с}$ ) от температуры на входе в УОВ ( $T_{вх}$ ) до принятой для воздуха и водорода целевой температуры  $T_{ц} = 0 \text{ }^\circ\text{C}$  с предполагаемым КПД использования холодопроизводительности водорода в контуре охлаждения  $\eta_{уов}$ .

Рассчитанная по этим условиям потребная холодильная мощность  $N_{уов}$  затем сравнивается с полной холодильной мощностью водородного источника холода ( $N_{вд}$ ) через отношение  $K = N_{вд}/N_{уов}$  для каждого варианта источника воздуха высокого давления.

Коэффициент  $K$  характеризует достаточность водородного охлаждения для работы УОВ. Величина  $K$  означает следующее:

$K > 1$  – избыточность холодопроизводительности топливного водорода при его использовании только для работы УОВ;

$K \approx 1$  – равенство потребной и предоставляемой холодопроизводительности;

$K < 1$  – недостаточность холодопроизводительности топливного водорода при его использовании для работы УОВ.

Кроме того этот коэффициент показывает, какую часть холодопроизводительности топливного водорода при  $K > 1$  можно использовать для других целей и систем. При этом следует учитывать используется ли эта часть до УВО, т.е. кипение водорода происходит до УОВ и её холодопроизводительность уменьшается, либо после УОВ, где охлаждающий водород находится в газообразном состоянии.

На показанных схемах подготовки воздуха наддува  $\eta_{\text{УОВ}}$  – является произведением показателей КПД каждого  $i$ -го ТА ( $\eta_{i\text{УОВ}}$ ) и коэффициента потерь в других компонентах контура УОВ.

Причём, применительно к показанным схемам ТА,  $\eta_{i\text{УОВ}}$  также является произведением КПД теплообменных процессов в теплообменных частях ТА.

В этом случае можно ожидать, что  $\eta_{\text{УОВ}}$  не будет превосходить величины 0,4-0,5, достижение которой само по себе является сложной конструкторской задачей.

Считаем, что приведение давления воздуха к нормальному для распределения его в ГК производится только системой дроссельных заслонок в контуре УОВ.

В данной работе анализ регулирования давления воздуха наддува путем его дросселирования не проводится. Полагается, что такое регулирование в сочетании с водородным охлаждением воздуха можно реализовать во всём лётном требуемом диапазоне и при всех указанных источниках воздуха высокого давления.

Рассмотрим следующие варианты теплообменного процесса.

1. Охлаждение воздуха на месте непосредственного отбора его от КВД газотурбинного двигателя с обычно принимаемыми в ориентировочных расчётах параметрами: температурой  $T_{\text{вх}} = 500 \text{ }^\circ\text{C}$  и давлением  $P = 16 \text{ бар}$ . Этот расчётный случай даст условную оценку эффективности водородного охлаждения воздуха для практически нереализуемого предельного режима работы водородной охлаждающей системы. Теплообменное устройство, где производится обмен теплом между воздухом с такими параметрами и водородом криогенной температуры реализовать на самолёте крайне сложно. Полученная оценка покажет максимальный термодинамический потенциал водородного охлаждения воздуха наддува ГК.

2. Охлаждение воздуха, отбираемого от КВД в крейсерском режиме работы ДУ, который прошёл начальное охлаждение в первичном воздуховоздушном ТА до температуры  $200 \text{ }^\circ\text{C}$  с давлением около 4 бар (соответствует схеме на рисунке 8).

3. Охлаждение воздуха, который подаётся воздушными компрессорами на крейсерском режиме полёта магистрального самолёта (12 000 м) со скоростью, соответствующей  $M = 0,85$  и «кабинной» высоте равной 2 000 м. При таком сочетании параметров температура на выходе нагнетателей составляет  $\approx 200 \text{ }^\circ\text{C}$ , давление примерно 1 бар (соответствует схеме на рисунке 7).

Варианты 2 и 3 с точки зрения подготовки воздуха с применением топливного водорода идентичны. В этой производим оценку для процесса с температурными параметрами вариантов 1 и 2.

Теплоёмкости воздуха ( $C_{p\text{вз}}$ ) и водорода ( $C_{p\text{H}_2}$ ) приняты средними для рабочих диапазонов температуры и давления, при которых происходит подготовка воздуха в УОВ как отобранного от КВД ДУ, так и подаваемого воздушными нагнетателями,  $C_{p\text{вз}} = 1,02 \text{ кВт}\cdot\text{с/кг}\cdot\text{К}$ ,  $C_{p\text{H}_2} = 13 \text{ кВт}\cdot\text{с/кг}\cdot\text{К}$ .



Теплота кипения водорода соответствует давлению 100 кПа,  
 $C_{\text{кипH}_2} = 448 \text{ кВт}\cdot\text{с/кг}$ .

### **Оценка холодильной мощности водорода для охлаждения воздуха на месте непосредственного отбора его от КВД газотурбинного двигателя**

Оценка полной холодильной мощности криогенного водорода, поступающего на питание одного двигателя ( $N_{\text{ВД}}$ ) при его кипении и последующем нагреве в ТА УОВ от температуры  $T_{\text{кипH}_2}$  до  $T_{\text{цн}_2}$  (от минус 252,87 °С до 0 °С):

$$N_{\text{60}} = C_{\text{кипH}_2} * G_{\text{H}_2} + C_{\text{PH}_2} * (T_{\text{цн}_2} - T_{\text{кипH}_2}) * G_{\text{H}_2} \approx 776 \text{ кВт}.$$

Оценка потребной холодильной мощности системы ТА УОВ ( $N_{\text{УОВ}}$ ) для охлаждения воздуха от КВД двигателя на месте непосредственного отбора воздуха (условный параметр) с предполагаемым тепловым КПД УОВ  $\eta_{\text{УОВ}} = 0,4$ :

$$N_{\text{УОВ}} = C_{\text{P в}_3} * (T_{\text{вх}} - T_{\text{ц в}_3}) * G_{\text{H}_2} * \eta_{\text{УОВ}} = 637 \text{ кВт}.$$

$$\text{Отношение } K = N_{\text{ВД}} / N_{\text{УОВ}} = 1,17.$$

Такое значение  $K$  говорит о том, что использование холодильной мощности топливного водорода питания одного двигателя может быть достаточным для приведения к нормальной температуре отбираемого воздуха с начальной температурой 500 °С и расходом 0,5 кг/с, свойственным среднемагистральному самолёту. Отметим, что этот вывод показывает максимальный термодинамический потенциал водородного охлаждения воздуха наддува ГК топливным водородом, но техническая реализация этого потенциала крайне затруднительна, поскольку какое-либо теплообменное устройство УОВ, где производится обмен теплом между воздухом с такими параметрами и водородом криогенной температуры реализовать на самолёте крайне сложно.

### **Оценка достаточности холодильной мощности водорода при подготовке воздуха в УОВ, поставляемого системой воздушных нагнетателей или системой отбора воздуха от КВД двигателя при его первичном охлаждении**

Полная холодильная мощность криогенного водорода, поступающего на питание одного двигателя ( $N_{\text{ВД}}$ ) при его кипении и последующем нагреве в ТА УОВ от температуры  $T_{\text{кипH}_2}$  до  $T_{\text{цн}_2}$  (от минус 252,87 °С до 0 °С) была вычислена выше и равна  $N_{\text{ВД}} = \approx 776 \text{ кВт}$ .

Потребная холодильная мощность системы ТА УОВ ( $N_{\text{УОВ}}$ ) для охлаждения воздуха поставляемого системой воздушных нагнетателей или системой отбора воздуха от КВД двигателя при его первичном охлаждении до 200 °С с предполагаемым тепловым КПД УОВ  $\eta_{\text{УОВ}} = 0,4$ :

$$N_{\text{УОВ}} = C_{\text{P в}_3} * (T_{\text{вх}} - T_{\text{ц в}_3}) * G_{\text{H}_2} * \eta_{\text{УОВ}} = 255 \text{ кВт}.$$

$$\text{Отношение } K = N_{\text{ВД}} / N_{\text{УОВ}} = 2,93.$$

Такое значение  $K$  говорит о том, что в данном случае достаточно примерно 1/3 холодильной мощности топливного водорода, поступающего на

питание одного двигателя для приведения в УОВ к нормальной температуре ( $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) воздуха поставляемого системой воздушных нагнетателей или системой отбора воздуха от КВД двигателя при его первичном охлаждении до  $200\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Избыточная холодильная мощность, которую для нормальной работы двигателя на водородном топливе должна быть рассеяна либо в топливном приёмном аппарате двигателя, либо использоваться для других бортовых систем, например, систем высоко или низкотемпературной сверхпроводимости электроэнергетической системы самолёта.

### **Заключение**

Водород представляется наиболее перспективным горючим газом для использования в качестве авиационного топлива будущей коммерческой авиации по его физико-химическим показателям, топливной эффективности, уровню экологичности и перспективам промышленного производства.

В наибольшей степени соответствующими коммерческими самолётами для перспективной авиации на водородном топливе, видимо, являются ближне-среднемагистральные воздушные суда на 110-200 кресел по лётно-техническим и конкурентным качествам. Этому классу самолётов на водородном топливе, возможно, следует уделить особое внимание.

Предварительный анализ возможности использования водородного топлива в качестве источника холодообеспечения процесса подготовки воздуха наддува ГК в УОВ самолётов указанного класса и связанного с этим изменения схмотехнического решения УОВ показал следующее:

– в СКВ на основе отбора воздуха от КВД «водородной» ДУ перспектива формирования полного цикла охлаждения воздуха и нормализации его давления с помощью только системы воздушных заслонок и системы ТА «водород-гелий-воздух» требует дополнительного исследования с положительными перспективами;

– в СКВ на основе воздушных нагнетателей и с системой отбора воздуха от КВД двигателя при его предварительном охлаждении до  $200\text{--}250\text{ }^{\circ}\text{C}$  представляется вполне реализуемой создания УОВ без использования классических бортовых холодильных машин. В этом случае образуется достаточно большой избыток холодильной мощности водородного топлива для использования в системе высокой и низкой сверхпроводимости в системе электрообеспечения самолёта.

Возможность организации регулирования давления воздуха наддува ГК с помощью системы дроссельных заслонок в сочетании с водородным охлаждением воздуха без использования турбодетандера в данной статье не анализировалась, но по экспортным оценкам представляется вполне реализуемым. Это может упростить СКВ самолётов на водородном топливе.

Представленные решения по ТА «водород-гелий-воздух» требуют дальнейшего исследования, как и предложенная структура УОВ на их основе.

## Список использованных источников

1. Журнал «Наука и Техника»: [сайт]. – Белгород, 2015. – Обновляется в течение суток. – URL: <https://naukatehnika.com/ekologicheskij-vred-poletov-samoletov.html> (дата обращения: 22.02.2020). – Текст: электронный.
2. Журнал «Добывающая промышленность»: [сайт]. – Красноярск, 2019. Обновляется в течение суток. – URL: <https://dprom.online/oilngas/mirovye-zapasy-nefti-i-gaza-konets-uzhe-blizok> (дата обращения: 19.02.2021). – Текст: электронный.
3. Журнал «Авиаглобус»: [сайт]. – Москва, 1998. – Обновляется в течение суток. – URL: <https://www.aex.ru/docs/4/2009/4/17/699> (дата обращения: 19.02.2021). – Текст: электронный.
4. Сетевое издание «ВФМ.ру»: [сайт]. – Москва, 2007. – Обновляется в течение суток. – URL: [https://www.bfm.ru/news/471961?push\\_message=1750](https://www.bfm.ru/news/471961?push_message=1750) (дата обращения: 20.05.2021). – Текст: электронный.

# **КОНЦЕПЦИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КИБЕРБЕЗОПАСНОСТИ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ И СИСТЕМ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА**

*Зыбин Е.Ю., Кривоноженков В.А., Муллин А.Р., Кохан В.В.*

*ФГУП «ГосНИИАС»*

При реализации проекта сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) планируется применять передовые технологии, позволяющие эффективно использовать цифровое пространство для обеспечения безопасности полетов, повышения экономической эффективности эксплуатации и обеспечения комфорта экипажа и пассажиров [1-4]. Решение этих задач требует обеспечения информационной связности СПС – постоянного его нахождения на связи в режиме реального времени в любой точке мира. Преимущества цифровой трансформации неизбежно приводят к увеличению рисков уязвимости бортового оборудования и систем связи ВС. Необходимо на стадии проектирования СПС заложить конструктивную гарантию минимизации данных рисков и обеспечить защиту от кибератак.

Современные технологии широкополосной связи развиваются в двух основных направлениях: развитие 5G сетей и создание на околоземной орбите полномасштабной спутниковой сети вокруг планеты. 5G связь обладает отличными характеристиками быстродействия и большому объему передаваемой информации и имеет перспективы применения для обслуживания воздушных судов в аэропортах. Современные глобальные спутниковые системы обеспечивают предоставление высокоскоростного широкополосного доступа в Интернет, и при полноценном развёртывании спутниковой группировки данные услуги связи будут доступны в любом уголке мира. В настоящее время лидером в спутниковой связи является система Starlink, созданная компанией SpaceX. В штате орбитальной группировки этой системы уже находятся 1617 спутников. В планах компании запуск ещё более 1000 спутников [5]. В перспективе ограничения по месту использования услугами связи будут сняты, и стационарное применение будет расширено до мобильного. Ближайшими конкурентами Starlink в этой области являются компании Iridium Communications, GalaxySpace, Amazon, Telesat. По прогнозам специалистов в течение десяти лет общее количество запущенных спутников составит более 50 тысяч штук [6]. Данные достижения позволят сформировать единое небо и единое воздушное пространство для мировой авиатранспортной системы.

СПС, обладая сверхзвуковой скоростью, в короткие промежутки времени может находиться в различных территориальных зонах ответственности ОрВД, подвергаясь несанкционированным воздействиям злоумышленников, в том числе и государственного уровня, обладающими существенными информационно-вычислительными ресурсами. Одним из возможных злоумышленников может быть также внутренний нарушитель – член экипажа, пассажир или специалист, выполняющий обслуживание и

сервисные операции, случайно или преднамеренно совершающий несанкционированные действия.

Конструктивное решение по обеспечению информационной безопасности ВС, должно гарантировать невозможность перехвата управления и нарушение работоспособности оборудования и систем ВС. Для предотвращения потенциальных киберинцидентов необходимо использовать комплексный подход к управлению киберрисками ВС. Данный подход должен включать в себя последовательный ряд процедурных и технических решений по предотвращению киберинцидентов и последствий от них [7-11] (рисунок 1).



Рисунок 1 – Комплексный подход к управлению киберрисками ВС

Исходя из данного подхода, в основу концепции создания эффективной системы обеспечения кибербезопасности СПС должен быть положен принцип разделения его информационно-вычислительного пространства на контролируемые зоны-домены, установления четких границ зон и определения уровней безопасности для каждой зоны (рисунок 2) [5, 6]. Техническая реализация мер защиты должна иметь комплексный многоуровневый характер. Верхний уровень защиты должен быть выполнен в виде программно-аппаратного комплекса (сервера) имеющего высокий

вычислительный потенциал и обеспечивающего информационную защиту доступа к бортовым информационным ресурсам и мониторинг безопасности. На следующем уровне в зависимости от критичности контролируемой зоны и степени доступа к ней назначаются программные или аппаратные средства защиты границ. Средства защиты границ зоны должны обеспечивать установленный уровень безопасности, при этом не должны влиять на функциональные возможности бортового оборудования и систем.



Рисунок 2 – Принцип разделения информационно-вычислительного пространства СПС на контролируемые зоны-домены

Функционал средств защиты должен реализовывать фундаментальные требования кибербезопасности, такие как:

- контроль и управление доступом;
- контроль использования;
- обеспечение целостности ресурсов;
- обеспечение защиты конфиденциальности при хранении и передачи информации;
- ограничение потока информации;
- своевременная реакция на события;
- функциональная устойчивость и доступность ресурсов и др.

Обязательным требованием к техническим характеристикам системы обеспечения кибербезопасности является возможность ее функционирования в условиях реального времени и использовании современных технологий сотовой, спутниковой и радиосвязи для передачи больших объемов данных.

Одной из перспективных систем организации воздушного движения (OpВД), направленных на интеграцию будущих систем связи, навигации, наблюдения и управления воздушным движением (УВД), осуществляемую на базе общесистемного управления информацией, является система SWIM (System Wide Information Management). SWIM предназначена для обмена данными и направлена на предоставление дополнительных услуг по управлению информацией OpВД с использованием внешних сервисов ВС. Внедрение данной технологии затрагивает вопросы построения новой инфраструктуры, разработки и внедрения стандартов, а также инструменты и методы управления и регулирования работы таких систем. Новые разработки

в ОрВД, позволят существенно снизить нагрузку на диспетчеров, а впоследствии и пилотов. Человек будет вовлекаться в ОрВД только тогда, когда возникают экстренные ситуации.

Архитектура SWIM построена на базе сервис-ориентированной архитектуры SOA (Service Oriented Architecture) [12]. Основу SOA, в свою очередь, составляют архитектуры открытых систем (OSA – Open Systems Architecture). При этом под открытой понимается архитектура, реализация которой обеспечивает достижение таких ключевых свойств системы как расширяемость, масштабируемость и интероперабельность, определяющих, соответственно, способность системы к расширению своих функциональных возможностей, к изменению количества источников и потребителей информации без потери качества решаемых задач и к обмену информацией с другими системами с использованием унифицированных форматов данных.

SOA предназначена для проектирования, разработки и управления сервисов в вычислительной среде. В SOA распределенные системы состоят из взаимодействующих агентов поставщиков и потребителей сервисов, выполняющих определенные задачи [13-17]. Поставщик сервиса регистрирует свои сервисы в реестре, а потребитель обращается к реестру с запросом. Общая схема SOA представлена на рисунке 3.

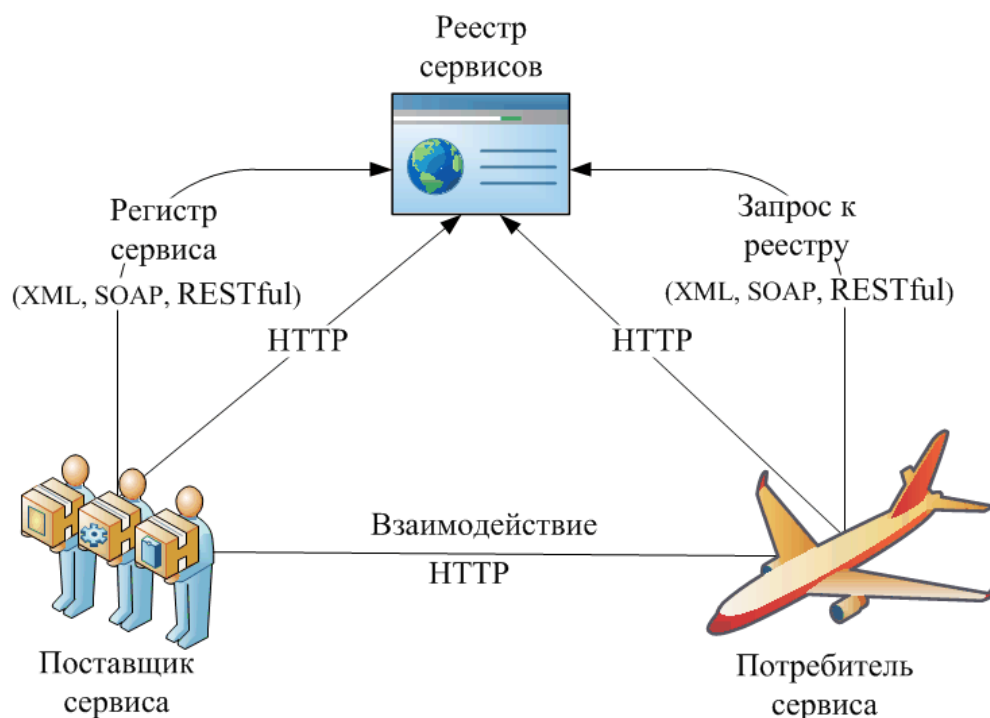


Рисунок 3 – Общая схема SOA

Программные комплексы, разработанные в соответствии с SOA, обычно реализуются как набор веб-служб, взаимодействующих по протоколам SOAP, REST, XML. Сервисы должны соответствовать определенным характеристикам, в том числе, должны быть модульными и автономными, предоставляться при необходимости, совместно использоваться или использоваться повторно.

Основные преимущества использования веб-сервисов на основе SOA:

- безграничные возможности расширения системы за счет модульности и автономности бизнес-серверов;
- адаптивная настройка логики работы системы и изменение состава используемых компонентов без перекрытия;
- повышение безопасности авиаперелетов за счет стандартизации процедур и протоколов для управления сетевой и сервисной интеграции;
- безопасная интеграция с платформами и приложениями;
- уменьшение стоимости и времени реализации проектов.

Независимость SOA от используемых платформ и инструментов разработки позволит при реализации сервисов функционально отделять в единой среде процессы как с различным уровнем критичности для безопасности решаемых задач ВС гражданской авиации, так и с различным уровнем конфиденциальности для ВС военной авиации.

Архитектура SOA может быть реализована с использованием как сервисной, так и микросервисной архитектуры приложений. Поддержка микросервисов позволяет использовать концепцию «блокчейн как микросервис», и передачу данных осуществлять в единой блокчейн инфраструктуре с открытым исходным кодом, которая устраняет недостатки АЗН-В [18] и обеспечивает высокий уровень доверия между участниками сервисного обмена.

Блокчейн – распределенная база данных (распределенный реестр), выстроенная по определенным правилам, которая содержит информацию обо всех транзакциях, проведенных участниками системы. Каждый участник сети блокчейн знает, какие данные были переданы в сети. Информация хранится в виде цепочки блоков, в каждом из которых записано определенное число транзакций. Участники сети (программы) имеют доступ к специальной цепочке данных блоков (баз данных). Безопасность достигается с помощью определенного правила согласования данных. Все блоки должны быть последовательно записаны. Последовательность определяется с помощью майнинга (процесса создания новых блоков). Кроме того, данный процесс определяет, какой именно блок должен поступить в цепочку (последовательность) блоков с данными. Передача данных от одного участника сети к другому осуществляется с помощью криптографических методов защиты информации. Если злоумышленник захочет изменить какие-либо данные в цепочке, то ему придется изменить эти данные у всех участников сети, находящиеся в цепочке блоков (базы данных). Потому что, если транзакция будет подделана, то все участники будут находить нестыковки в последовательности цепочки данных.

В работах [19, 20] описан прототип единой блокчейн инфраструктуры, предназначенной для обеспечения конфиденциальности и анонимности ВС, реализующей при этом безопасный и эффективный метод связи со службами воздушного движения, эксплуатации и другими уполномоченными организациями. Эта инфраструктура может использоваться для безопасной



связи между любым ВС и любым авторизованным участником и включает центр сертификации, поддержку смарт контрактов и каналы связи с высокой пропускной способностью для передачи информации.

Для обеспечения подлинности передачи и противодействия атакам, связанным с подменой данных и отказом в обслуживании системы АЗН-В, которая осуществляет вещание в незашифрованном виде, можно использовать специальный идентификационный криптографический токен. Кроме того, дополнительно можно использовать микросервис, отвечающий за распознавания аномалий в сети с помощью методов машинного обучения.

На рисунке 4 показан пример реализации интегрированной блокчейн инфраструктуры для решения задач УВД гражданской и военной авиации, в которой контроль доступа, аутентификация, конфиденциальность и безопасность при передаче данных обеспечивается с использованием открытых ключей, а функции внешних сервисов реализованы в виде бессерверных микросервисов – приложений с модульной архитектурой, независимо развертываемых на распределенных вычислителях, оснащенных стандартизированными интерфейсами для взаимодействия по стандартизированным протоколам [19].

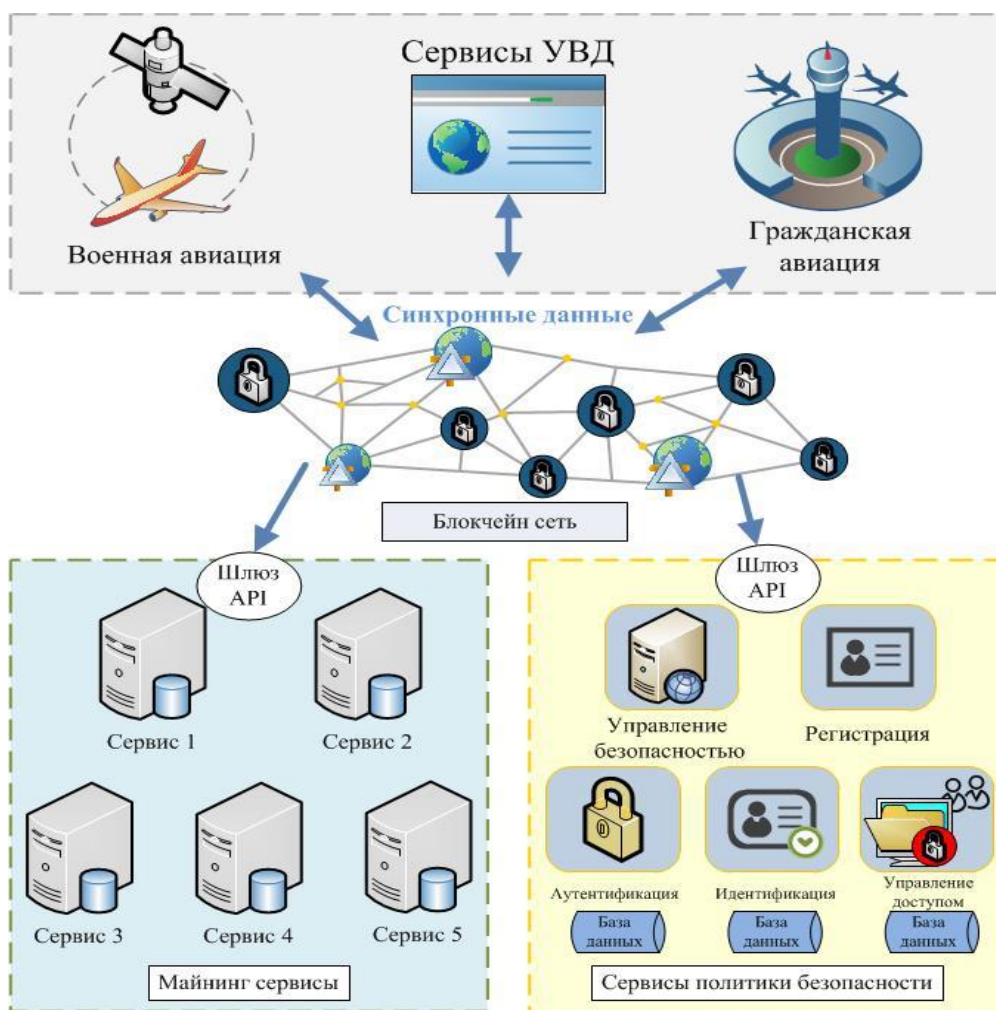


Рисунок 4 – Интегрированная блокчейн инфраструктура УВД гражданской и военной авиации

Блокчейн инфраструктура имеет кластерный вид и включает в себя [19]:

- кластер формирования и создания последовательности блоков;
- кластер проверки информационной безопасности блоков.

Кластер формирования и создания последовательности блоков предназначен для контроля последовательности данных, которые были сгенерированы участниками сети. В некоторых блокчейн платформах для обеспечения более быстрой производительности кластер формирования и создания последовательности блоков, разделяют на две части:

- кластер формирования последовательности блоков;
- кластер создания последовательности блоков.

Кластер формирования и создания последовательности блоков включает в себя микросервисы, показанные на рисунке 5 [19].



Рисунок 5 – Схема кластера формирования и создания последовательности блоков

Кластер проверки информационной безопасности блоков представляет собой набор микросервисов, которые общаются между собой с помощью технологии REST/API и решают следующие задачи:

- идентификация объекта;
- извлечение признаков;
- распознавание аномального поведения;
- предупреждающие действия об опасности.

Кластер проверки информационной безопасности включает микросервисы, показанные на рисунке 6 [19].

Внедрение блокчейн технологий увеличивает скорость обмена, уменьшает временные затраты, улучшает качество, надежность и доступность услуг. При этом увеличивается прозрачность и надежность передачи информации, снижаются киберриски.

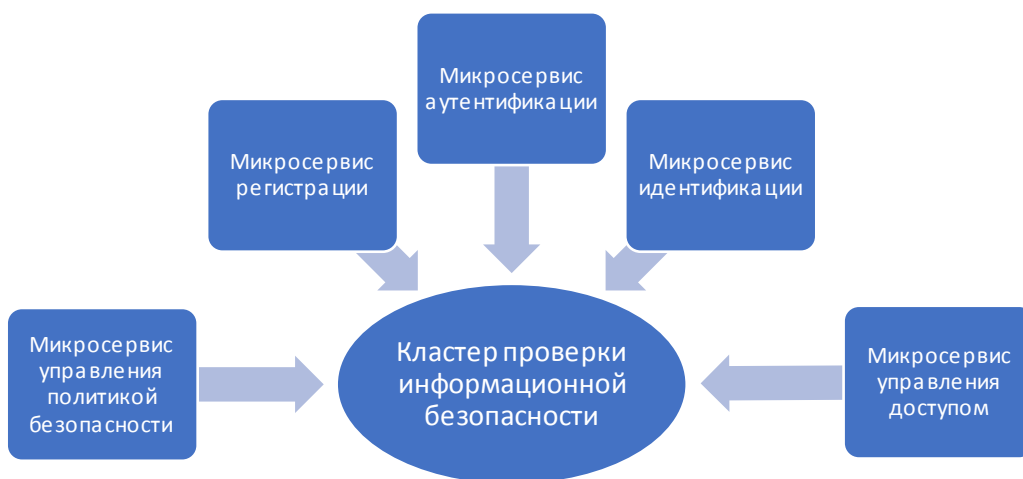


Рисунок 6 – Схема кластера проверки информационной безопасности блоков

Реализация предлагаемой концепции интеллектуальной системы обеспечения кибербезопасности бортового оборудования и систем СПС, построенной на базе архитектуры SOA с использованием блокчейн технологий, позволит сохранить работоспособность авиационных систем и оборудования, повысить безопасность полетов, предотвратить человеческие жертвы и повысить степень комфорта пассажиров при возникновении киберугроз на борту во время полета.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-11-2020-024.

#### Список использованных источников

1. Chuyanov G.A., Kosyanchuk V.V., Selvesyuk N.I., Zybin E.Yu. Advanced avionics equipment on the basis of second generation integrated modular avionics // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. ICAS 2014 CD-ROM Proceedings. 2014.

2. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В. Эволюция архитектуры комплекса бортового оборудования воздушных судов // IV Юбилейная Всероссийская научно-техническая конференция «Авиационные системы в XXI веке», посвященная 70-летию со дня создания ФГУП «ГосНИИАС», сб. тезисов, 26-27 мая 2016 г., г. Москва. 2016. С. 198.

3. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Электрификация и интеллектуализация – основные тенденции развития энергокомплекса воздушных судов // Авиационные системы. 2016. №5. С. 45-51.

4. Желтов С.Ю., Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю. Перспективы развития комплексов бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию Гражданской авиации (16-17 мая

2018 г.) М.: Московский гос. технический ун-т гражданской авиации, 2018. С. 5–6.

5. Группировка Starlink спутникового интернета Илона Маска насчитывает уже более 1600 аппаратов. 2021. URL: <https://www.ixbt.com/news/2021/05/16/gruppirovka-starlink-sputnikovogo-interneta-ilona-maski-naschityvaet-uzhe-bolee-1600-apparatov.html> (дата обращения 01.06.2021).

6. Starlink: как сверхскоростной интернет покоряет космос. 2021. URL: <https://trends.rbc.ru/trends/industry/5f72f4e39a7947caaf0f5bf1> (дата обращения 01.06.2021).

7. Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Хамматов Р.Р., Карпенко С.С. Концепция обеспечения информационной безопасности бортового оборудования воздушного судна // Вопросы кибербезопасности. № 4 (28). 2018. С. 9-20.

8. Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Хамматов Р.Р., Карпенко С.С. Обеспечение информационной безопасности на борту воздушного судна // Авиапанорама. 2018. № 6. С. 4-15.

9. Желтов С.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю. Обеспечение кибербезопасности бортового оборудования воздушного судна // Материалы XVI Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского»: сборник докладов. М: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт». 2019. С. 34-45.

10. Муллин А.Р., Кохан В.В., Зыбин Е.Ю. Обеспечение кибербезопасности информационно-связанных воздушных судов // Сборник тезисов докладов IV Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», 26-27 ноября 2020 г., г. Москва, 2020. С. 206.

11. Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Хамматов Р.Р. Архитектура информационной безопасности бортовых комплексов летательных аппаратов // XII Мультиконференция по проблемам управления МКПУ-2019: Материалы XII мультиконференции, 23-28 сентября 2019 г., с. Дивноморское, Геленджик, Россия: [в 4 т.] / Отв. ред.: И.А. Каляев. Ростов-на-Дону – Таганрог: Изд-во Южного федерального ун-та, Том 4. Управление аэрокосмическими системами (УАКС-2019), 2019. С. 113-115.

12. Этап определение проекта SESAR. Отчет D3: Целевая концепция OpVD. <http://www.lib.knigi-x.ru/23raznoe/600723-2-dlm-0612-001-02-00-perevod-podgotovlen-otdele-sotrudnichestvu-mezhdunarodnimi-organizaciyami-direkcii.php> (дата обращения 09.06.2021).

13. Джамирзе З. Р., Замотайлова Д. А. Шаблоны интеграции корпоративных приложений // Информационное общество: современное состояние и перспективы развития. 2017. С. 158-160.

14. Трутнев Д. Р. Архитектуры информационных систем. Основы проектирования: Учебное пособие. СПб.: НИУ ИТМО, 2012. 66 с.

15. Insaurrealde C. C., Polishchuk V. Multi-aviation airspace: Insights into knowledge technologies for comprehensive air navigation // 2017 IEEE/AIAA 36th Digital Avionics Systems Conference (DASC). IEEE, 2017. P. 1-9.

16. Кохан В.В., Платошин Г.А., Зыбин Е.Ю. Сервис-ориентированная архитектура единой информационно-вычислительной платформы воздушного судна // Сборник тезисов докладов IV Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», 26-27 ноября 2020 г., г. Москва, 2020. С. 205.

17. Сираж Р. Децентрализованные приложения. Технология Blockchain в действии. «Издательский дом «Питер», 2016.

18. Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Хамматов Р.Р. Обзор основных путей повышения безопасности системы АЗН-В // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Том 22, №01. С. 39-48.

19. Blasch E., Xu R., Chen Y., Chen G., Shen D. Blockchain methods for trusted avionics systems // 2019 IEEE National Aerospace and Electronics Conference (NAECON), IEEE, 2019, pp. 192-199.

20. Reisman R.J. Air traffic management blockchain infrastructure for security, authentication, and privacy. NASA Ames Research Center, 2019. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20190000022.pdf>

**СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СРЕДСТВА  
ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИМ  
ПОЛЕМ КАБИНЫ ПИЛОТОВ**

*Грешников И.И., Козырев А.Д., Златомрежнев В.И.  
ФГУП «ГосНИИАС»*

Современные устройства ввода и управления, такие, как клавиатура, трекбол, тачпад и джойстик прочно вошли в информационно-управляющее поле (ИУП) кабины экипажа самолётов гражданской авиации. Управление с использованием сенсорных дисплеев и пультов также постепенно входит в ИУП самолётов деловой авиации и, по всей видимости, станет основой для формирования ИУП кабины пилотов.

В настоящее время самолётостроителями обсуждается возможность сокращения лётного экипажа самолёта транспортной категории до одного человека. Это будет возможно только при условии существенного снижения нагрузки на пилота. Как один из путей снижения нагрузки, компаниями-разработчиками оборудования ведутся исследования о возможности применения новых информационных технологий управления, что обуславливает актуальность рассматриваемого вопроса.

Однако учитывая ограничения возможности ввода через сенсорный дисплей, прежде всего в условиях турбулентности, необходима организация резервного контура управления ИУП.

На сегодняшний день существует два перспективных органа управления индикацией – шайба и кноппель, причём пульта на основе кноппеля уже применяются в самолётах деловой авиации.

Однако тактильный метод – далеко не единственная возможность взаимодействия человека с бортовым оборудованием самолёта. К перспективным средствам управления относятся голосовое управление [1], управление взглядом [2] и жестами.

Авторами был разработан прототип программно-аппаратного комплекса (ПАК), позволяющего взаимодействовать с ИУП кабины пилотов при помощи взгляда и голоса, а также при помощи кноппеля. Архитектура разработанного ПАК представлена на рисунке 1.

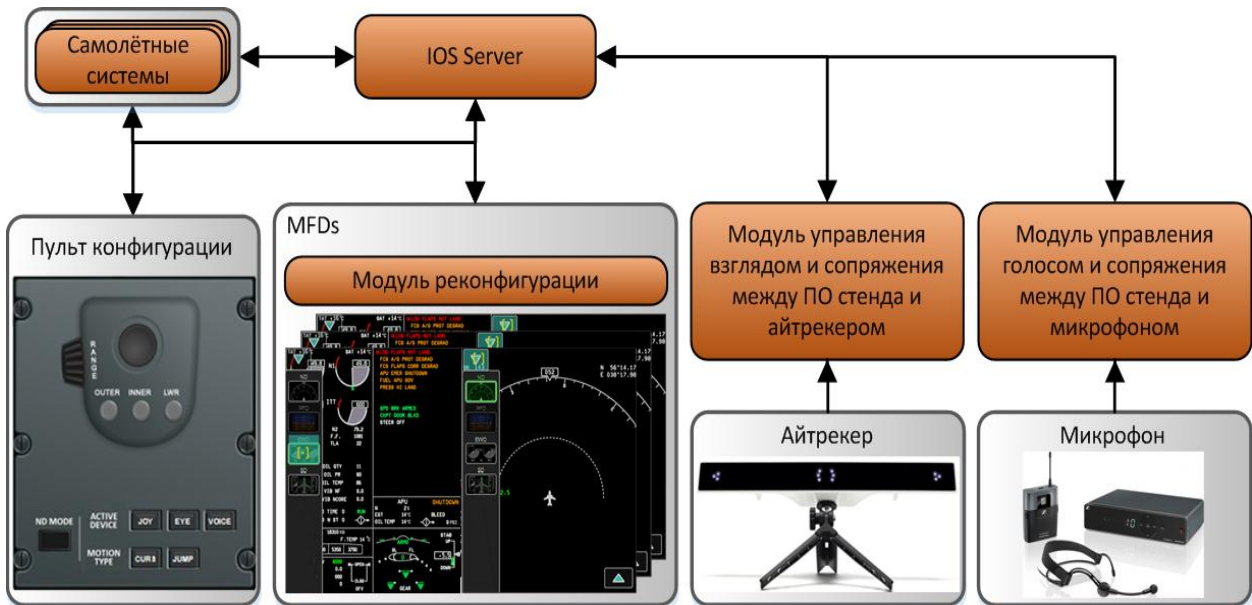


Рисунок 1 – Архитектура ПАК для взаимодействия с ИУП кабины пилотов при помощи кноппеля, взгляда и голоса

Пульт конфигурации, представленный на рисунке 2, обеспечивает настройку режимов управления индикацией и реконфигурацией. На пульте доступно включение трёх режимов управления: Joy (управление при помощи кноппеля), Eye (управление взглядом) и Voice (управление голосом). Режимы Joy и Eye не могут быть выбраны одновременно, во избежание путаницы в управлении, в то время как режим Voice включается независимо, обеспечивая дополнительную защиту от непреднамеренной активации тех или иных функций.



Рисунок 2 – Пульт конфигурации (капитанский)

Для режимов Joy и Eye доступны, также подрежимы Curs и Jump. В режиме Curs происходит перемещение курсора по поверхности формата индикации, который следует за взглядом или движется в сторону отклонения кноппеля, а в режиме Jump происходит "перепрыгивание" между интерактивными элементами. Последний вариант обладает большей скоростью в случае управления кноппелем и не так "навязчив" при управлении взглядом, с другой стороны курсорный режим может быть более удобен в ряде случаев, например при редактировании плана полёта на навигационном кадре.

Альтернативой кноппелю может являться "шайба" – орган управления, позволяющий при помощи вращения последовательно переходить по интерактивным элементам форматов индикации. Помимо вращательного движения шайба может также отклоняться подобно кноппелю, тем самым совмещая в себе сразу два подхода к управлению, комбинируя которые можно добиться наилучшего результата.

Модуль, использующий технологию распознавания взгляда [3], отслеживает положение глаз пилота и позволяет получать информацию о направлении взора, а также использовать полученные данные в реальном времени для управления информацией на бортовых дисплеях. В составе разработанного ПАК используется стационарный айтрекер обладающий достаточной точностью для попадания взгляда в области крупных интерактивных элементов (рассчитанных на сенсорное управление). Активация элемента происходит при помощи нажатия на кноппель пульта конфигурации.

Модуль управления голосом декодирует команды пилота в команды управления бортовыми дисплеями, выполняющиеся в реальном времени [4]. Для сокращения количества ошибок при распознавании размер словаря был ограничен возможными комбинациями команд, строящимися по заготовленным шаблонам. Например, команда "Display two left fuel" вызывает топливный кадр на левую часть второго дисплея.

В рамках разработанного ПАК взаимодействие вышперечисленных модулей управления индикацией и конфигурацией осуществляется через специальный блок ретранслятор (IOSServer), который в свою очередь взаимодействует с модулем реконфигурации расположенном в бортовом дисплее. Модуль реконфигурации также поддерживает управление интерактивными элементами форматов через сенсорную матрицу дисплея, таким образом, обеспечивается сразу несколько способов управления индикацией и реконфигурацией.

Описанные способы взаимодействия с ИУП призваны помочь пилотам в выполнении задач управления полётом и увеличить скорость взаимодействия по сравнению с системами предыдущего поколения. На данный момент прототип ПАК интегрирован в состав универсального стенда прототипирования кабины пилотов и прошёл предварительную апробацию с участием лётного и инженерного состава.



## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Patent WO 2015/068004 A2, Voice activated cockpit management system for flight Procedures and control of aircraft systems and flight management systems of single and multi-engine aircraft, May 2015.

2. Mackenzie G. Glaholt, Eye tracking in the cockpit: a review of the relationships between eye movements and the aviator's cognitive state, DRDC – Toronto Research Centre, DRDC-RDDC-2014-R153, December 2014.

3. Greshnikov I.I., Kasimovsky A.D., Zlatomregev V.I. Gaze control module in the cockpit // Certificate of state registration of a computer program №2020663265. 2020 г.

4. Honeywell. Hey Siri, take off! Get ready for more-advanced planes, <https://www.cnet.com/news/honeywell-tests-gear-for-even-more-high-tech-planes>.

# THE FLIGHT NEEDS AND AVIONICS SYSTEM REQUIREMENTS TECHNOLOGY RESEARCH OF SINGLE PILOT OPERATION FOR GENERAL AIRCRAFT

*Guoqing Wang*

*Shanghai Jiao Tong Unniversity*

## **Abstract:**

Single pilot operations (SPO) of general aircraft for 4-dimensional (4D) flight operations has being an active area of research in recent years. The SPO of general aircraft is based upon one pilot flight steering which have influences and changes the flight operations and responsibilities of pilot. According to next generation of general aircraft which should provide capability to fly 4D trajectories with high precision, how to provide required levels of safety, capacity, and efficiency to meet 4D trajectory flight requirements are the key fields of SPO flight process research for general aircraft.

For the flight operation, SPO has to provide necessary capabilities to pilots in the areas of air-to-ground collaborative decision making, automated separation assurance, conflict avoidance and integrity augmentation, and intelligent decision support for trajectory planning, which must be based on flight operation safety, human factors, pilot and ground assistor operational workload, communication bandwidth, etc.

The paper has created the needs of SPO flight operations of general aircraft for all flight phases, described safety of SPO which increasing system integrity and performance, as well as assessing the impact of higher levels of automation on flight safety and specifying incapacitation procedures; discussed the human factors of SPO which assessing pilot workload, addressing single pilot incapacitation, maintaining the situational awareness of pilot, building automation trust, as well as designing appropriate human-machine interfaces and interactions; and finally analyzed requirements of avionic systems of SPO which include the automation functions of flight management system (FMS), the high bandwidth and low latency communication, autonomous navigation, and autonomous surveillance.

# **ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ И ПРОГРАММНЫХ РЕШЕНИЙ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРОЦЕДУР ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА И ЧЕЛОВЕКО-МАШИННЫХ ИНТЕРФЕЙСОВ КАБИН САМОЛЕТОВ**

*Глухова Э.Д., Барулин А.С., Долженко А.А.  
ФГУП «ГосНИИАС»*

Экспертные методы разработки и методы аналогий, используемые в настоящее время для проектирования процедур летного экипажа и человеко-машинных интерфейсов кабин самолетов, имеют ряд недостатков. Вследствие этого возникает необходимость применения системных методов, а также специализированного программного обеспечения. В настоящей работе представлен обзор различных методов разработки, основанных на системном подходе и предназначенных для проектирования процедур работы экипажа, а также информационно-управляющего поля кабины (ИУПК). По сравнению с экспертным методом разработки и методом аналогий, системные методы обладают рядом преимуществ. Однако полностью исключать экспертные методы нельзя, так как это приводит к появлению нерациональных процедур и неудобным человеко-машинным интерфейсам.

Необходимость импортозамещения, и, как следствие, создания собственной отечественной авионики, выводят на передний план вопросы, касающиеся методов её разработки, включающие максимальную автоматизацию процесса.

## **Обзор различных подходов к проектированию ИУПК и процедур работы экипажа**

У зарубежных разработчиков есть три основных подхода к разработке процедур работы экипажа и ИУПК [1], характерные для отдельных групп производителей:

**первый подход**, представленный авиационной корпорацией Boeing, заключается в создании эмпирической группы. Благодаря накоплению большого количества опыта и данных, была обучена группа конструкторов и обслуживающего персонала, имеющих инженерный и лётный опыт, процедурам работы летных экипажей. При данном подходе расчёт идёт на то, что они смогут использовать свой собственный опыт, чтобы сформулировать рабочие процедуры для летного экипажа, которые, по их мнению, являются разумными;

**второй подход**, представленный авиационным объединением Airbus, заключается в создании рабочих групп, включающих в равных долях аналитиков и практиков. Airbus первым предложил метод разработки процессов, основанный на анализе полетных заданий, который позволил решить проблему эксплуатационных процедур при отсутствии опыта эксплуатации. Вместе с этим, Airbus также начал постепенно внедрять процесс анализа разработки процедур, основанный на практическом опыте

эксплуатации. Кроме того, Airbus внедрил анализ задач в проектирование эксплуатационных процедур, таких как контрольный список кабины пилотов; **третий подход**, представленный канадским производителем самолетов Bombardier, заключается в создании групп, которые анализируют лучшие практики по аналогичным самолетам, а затем постепенно улучшает рабочий процесс во время летных испытаний.

Отечественные разработчики авиационной техники в основном придерживаются экспертного метода и метода аналогии при разработке процедур работы экипажа и ИУПК. У этих методов есть ряд недостатков, таких как:

- отсутствие проработки экспертом реакции системы на все возможные действия экипажа, поскольку в документации зачастую описывается только основная, «правильная» линия работы экипажа, остальное дорабатывается программистами без всестороннего анализа возможных внештатных ситуаций;

- в случае наличия нескольких экспертов с различным опытом, неизбежно возникают конфликты, а также несоответствия в человеко-машинных интерфейсах, разработанных разными экспертами (например, отличающиеся алгоритмы ввода числовой информации для кадров различных форматов одного и того же пульта или индикатора). Таким образом, экипажу необходимо изучить и запомнить несколько различных алгоритмов работы с одним и тем же пультом управления вводом и индикацией информации, а также границы применения этих алгоритмов, что увеличивает вероятность ошибочных действий экипажа и понижает эффективность и безопасность работы;

- возможное отсутствие достаточной информации об аналогах, что делает невозможным разработку по аналогии;

- чрезмерное количество итераций разработки: единообразие человеко-машинных интерфейсов достигается не аналитическим способом, а процессом исправления того, что заметят эксперты. Это приводит к необходимости корректировки документации на каждой итерации, а также к отработке человеко-машинных интерфейсов уже на стадии летных испытаний;

- отсутствие критериев компоновки кадров, кроме экспертных. Когда кадры разрабатываются и утверждаются коллективом экспертов, на первый план выходит не функциональная необходимость наличия на кадре определенных символов или полей ввода, а мнение экспертов, и их социальный статус и компетентность. Таким образом, на кадры добавляется тот функционал, к которому привыкли наиболее компетентные эксперты, а не только то, что необходимо с функциональной точки зрения. Вследствие этого могут получиться перегруженные кадры, восприятие которых экипажем будет затруднено. Кроме того, если кадры рассматриваются экспертами по отдельности, а не в составе всего ИУПК, эксперты могут не учесть, что та или

иная информация индицируется в кабине на соседнем приборе, и ее дублирование на кадре излишне.

### **Системное проектирование ИУПК**

В настоящее время во многих источниках предлагаются различные методы и модели системного проектирования ИУПК.

В работе [2] предложено несколько методов системного проектирования ИУПК, а также выполнен обзор программных средств разработки, с помощью которых этот процесс удобно осуществлять: CIRCUS, PVSio-web и IVY. Эти инструменты отличаются тем, что в их основе лежат технологии формальной верификации, а также разработчики каждого инструмента заявляют, что анализ безопасности является основой их разработки. Кроме того, каждый из этих трех инструментов охватывает некоторые аспекты моделирования, прототипирования и проверки критически важных пользовательских интерфейсов, уделяя особое внимание вопросам проектирования пользовательского интерфейса. Они не уникальны в этом отношении, но они представляют текущее состояние аналогичных инструментов формального анализа.

CIRCUS позволяет экспертам по человеческому фактору собирать информацию на этапе анализа задачи, а также проверять поведение летного экипажа посредством моделирования задач с помощью инструмента HAMSTERS. Инструмент также позволяет, используя нотацию ICO, моделировать всю интерактивную систему от драйверов устройств ввода и методов взаимодействия до интерактивных приложений. В JavaFX можно запрограммировать более сложные интерфейсы, например, мультисенсорные интерфейсы интерактивной кабины. API на основе Java позволяет разработчикам подключать симулятор пользовательского интерфейса к программным симуляторам кабины пилота или расширять модули анализа с помощью внешних инструментов анализа сети Петри. Рабочий процесс, поддерживаемый инструментом, включает следующие шесть этапов.

1) Анализ и моделирование задач экипажа. На этом этапе определяются цели, задачи и действия, которые должны выполняться оператором, смоделированные с помощью инструмента HAMSTERS.

2) Анализ рабочей нагрузки и производительности. HAMSTERS позволяет различать когнитивные, моторные и задачи восприятия и представляет информацию, необходимую пользователю для выполнения задачи. Это позволяет проводить качественный анализ для оценки рабочей нагрузки и производительности. Например, количество когнитивных задач и информация, которую пилотам необходимо запомнить, могут быть эффективными индикаторами для оценки нагрузки пользователя.

3) Создание прототипа внешнего вида пользовательского интерфейса. Среда CIRCUS построена на платформе NetBeans, поэтому с помощью инструментов быстрой разработки приложений позволяет оперативно и с высокой точностью создавать прототипы внешнего вида.

4) Формальное моделирование пользовательского интерфейса. Формальное моделирование достигается использованием нотации ISO. Формальные модели могут включать качественные и количественные показатели и использовать показатели, лежащие в основе сети Петри, для описания параллельного поведения и динамического создания экземпляров.

5) Формальный анализ. Модели ISO могут быть проанализированы с использованием методов для высокоуровневых сетей Петри (например, вычисление символьного графа) или, в качестве альтернативы, методов, связанных с базовой моделью сети Петри.

б) Оценка совместимости между моделями задач и моделями пользовательского интерфейса. Модель задачи и формальная модель поведения пользовательского интерфейса могут быть проанализированы с точки зрения их взаимной полноты и согласованности.

Также в работе [2] детально описано применение этих программных средств в системной разработке человеко-машинных интерфейсов кабины пилотов. Например, построение дерева задач в системе HAMSTERS (рисунок 1).

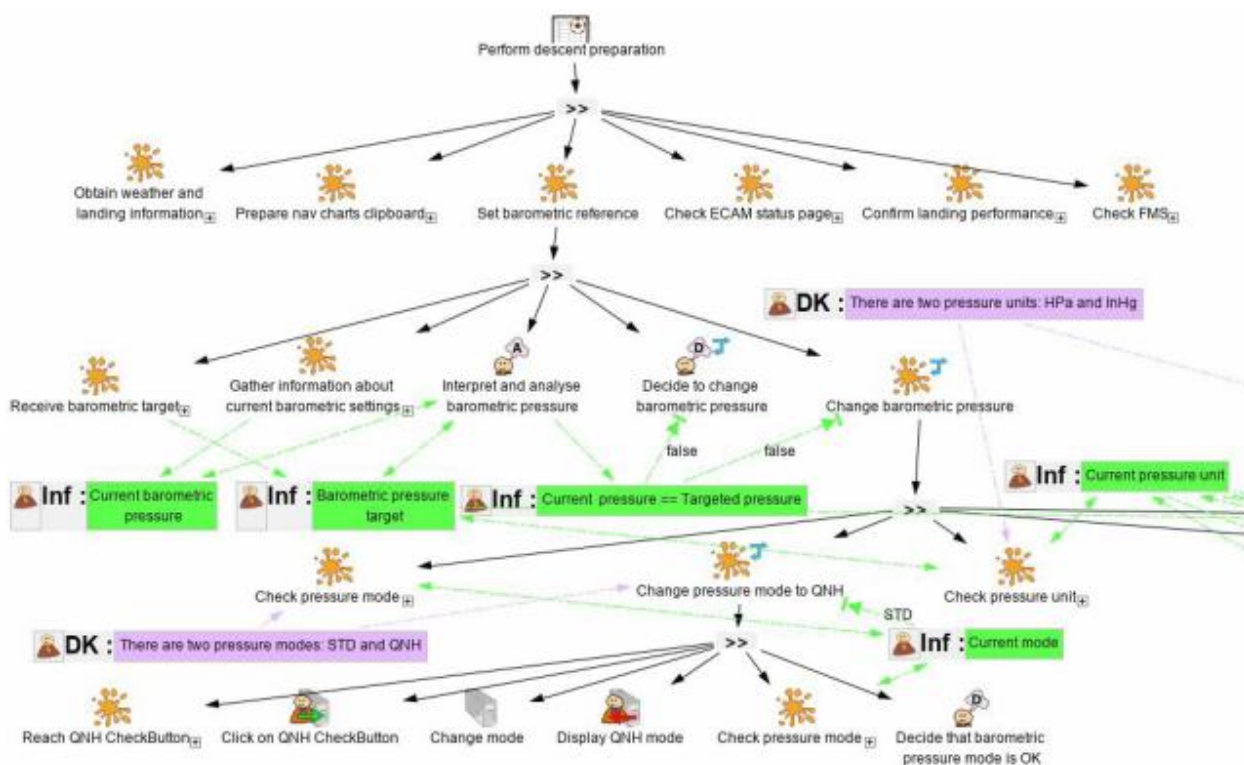


Рисунок 1 – Фрагмент дерева задач для задачи «Выполнение подготовки к снижению»

В работе [3] представлено проектирование человеко-машинных интерфейсов на основе проработанной метамодели.

Интерфейс человеко-машинного взаимодействия представляет собой систему, состоящую из взаимосвязанных компонентов, каждый из которых имеет определенное назначение. В свою очередь, экипаж, который при помощи этой системы управляет самолетом, в результате обучения вырабатывает собственную ментальную модель этой системы [4]. В случае,

если изначальная система имела в себе противоречия (например, различные алгоритмы выполнения аналогичных действий, или различия в цветовом кодировании информации у разных приборов кабины), экипаж будет испытывать трудности в построении собственной ментальной модели, а также может построить ментальную модель с ошибками, которые впоследствии могут привести к авиационным инцидентам.

Избежать этого можно построением метамоделей человеко-машинного взаимодействия на ранних этапах проектирования.

В работе описана метамоделей человеко-машинного интерфейса многофункционального пульта управления (МФПУ), а также специализированное программное обеспечение (ПО) «АСП МФПУ» и ПО «АСП МФЦИ», позволяющие проектировать человеко-машинные интерфейсы на этой метамоделе и генерировать документацию, соответствующую стандартам ЕСПД.

Технология разработки кадров МФПУ и многофункционального цветного индикатора (МФЦИ) при помощи специализированного ПО включает:

- построение модели человеко-машинного интерфейса кадров;
- определение свойств элементов модели;
- отработку логики работы экипажа с кадрами МФПУ, смоделированными при помощи ПО «АСП МФПУ»;
- автогенерацию документации на кадры:
  - программы функционирования кадров;
  - графические изображения кадров;
  - заголовочные файлы для функционального ПО.

Таким образом, благодаря использованию специализированного ПО, существенно повышается качество разработки кадров, так как разработка ведется на основе единого проработанного набора элементов, а документирование происходит в автоматическом режиме, что уменьшает количество ошибок. Также существенно уменьшается трудоемкость разработки: отсутствует необходимость ручной проверки таблиц, а благодаря генерации протоколов информационного взаимодействия, исчезает необходимость участия в разработке этих протоколов специалистов по бортовым интерфейсам.

В работе [5] предложен передовой метод системного проектирования процедур работы экипажа – N-F-R-P (рисунок 2).

Методология N-F-R-P (Needs-Function-Requirement-Physics (Design synthesis)), включает в себя:

- учет потребностей заинтересованных сторон. Заинтересованные стороны первоначально определяются как государство, авиакомпании, компании по обслуживанию клиентов и аэропорты. В ходе дальнейшего анализа к заинтересованным сторонам могут быть отнесены также летный экипаж и инструкторы;

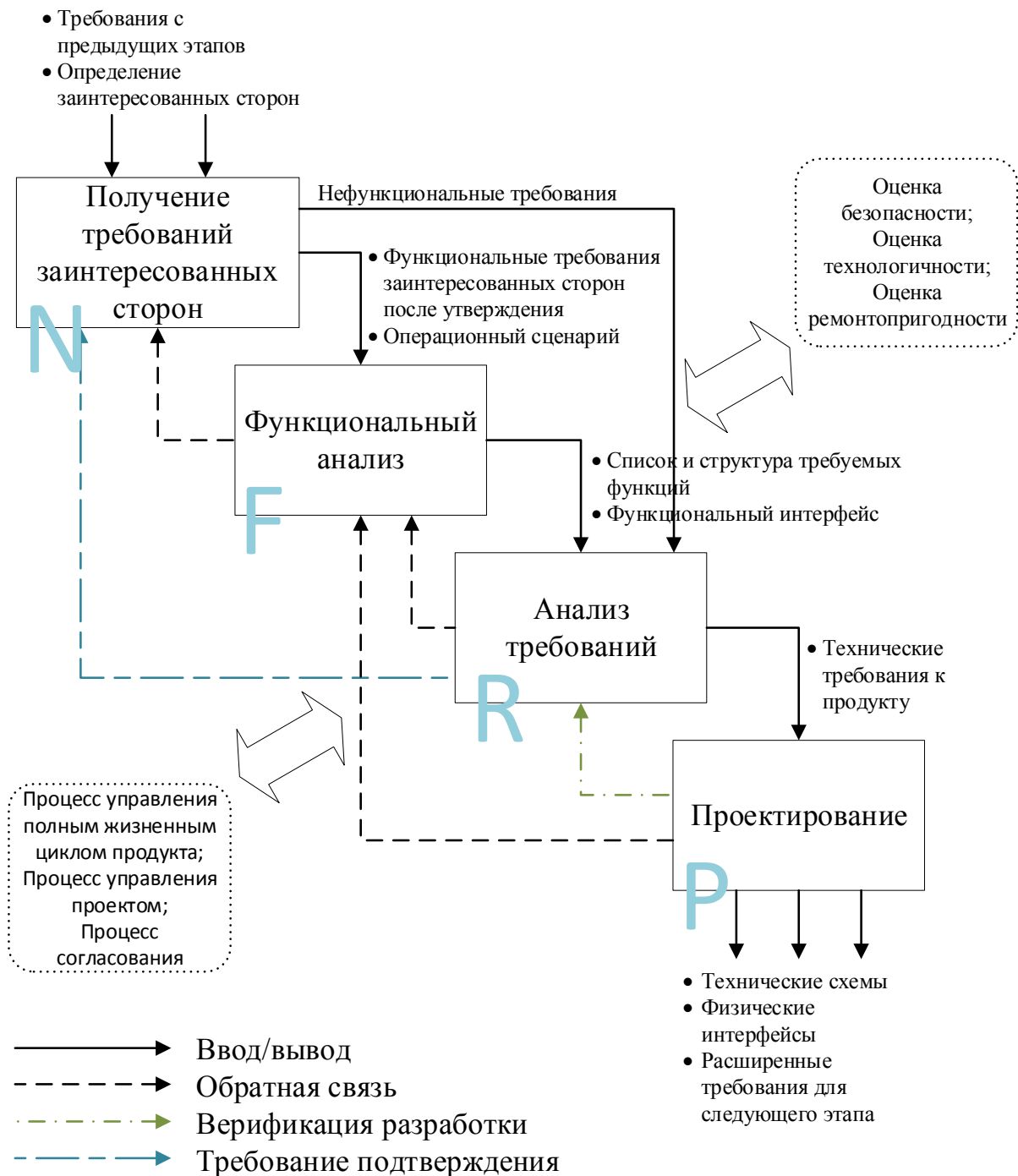


Рисунок 2 – Метод системного проектирования процедур работы экипажа N-F-R-P

– функциональный анализ. Процедуры эксплуатации имеют две основные функции, позволяющие экипажу безопасно и эффективно управлять самолетом для выполнения летной задачи;

– анализ требований. Требования к рабочим процедурам включают пять принципов: безопасность, целостность, применимость, эффективность и последовательность. В процессе разработки процедуры выполнение этих принципов подтверждается посредством анализа и оценки процедуры;

– конструкторский синтез. Процедура эксплуатации не является физическим продуктом и ее суть представляет собой логическую



совокупность процессов разделения труда летного состава и оперативных действий, заданных контрольными списками или описательными методами. Для определения содержания эксплуатационных процедур на данном этапе может быть использован сценарный анализ, анализ задач летного состава и анализ отказов систем самолета. Результаты проектирования, такие как логика работы экипажа, разделение работы между членами экипажа и последовательность операций, могут быть подтверждены с помощью верификации процедур.

Этот метод проектирования процедур работы экипажа воздушного судна на основе системной инженерии позиционирует процедуры работы летного экипажа как целостный продукт в кабине пилота на протяжении всего жизненного цикла воздушного судна.

Применение системных методов разработки процедур экипажа и человеко-машинных интерфейсов позволяет разрабатывать новые, не имеющие аналогов, интерфейсы кабин перспективных самолетов, а также обеспечивает покрытие всех задач экипажа и полноту описания вариантов работы при всех возможных действиях экипажа и нештатных ситуациях. Также системные методы позволяют обоснованно разделять задачи проектирования между специалистами в различных областях, а применение специализированного ПО упрощает разработку и позволяет ее автоматизировать. Однако применение системных методов смещает этап разработки человеко-машинных интерфейсов к начальным циклам разработки, поскольку при применении системного подхода разработка начинается с анализа задач экипажа, а не с возможностей уже разработанных на предыдущих этапах систем.

#### Список использованных источников

1. Hu Y. Analysis and Verification Method of Crew Operation Procedure in Civil Aircraft System Engineering Process / Hu Y., He S., Ma X. – Текст: электронный // ICASIT 2020: Proceedings of the 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology. – 2020. – ISBN: 978-1-4503-7576-4. – Pages 342–347. – URL: <https://doi.org/10.1145/3434581.3434693> (дата обращения: 22.06.2021). – Режим доступа: по подписке ACM.

2. Creissac Campos J. Supporting the Analysis of Safety Critical User Interfaces: An Exploration of Three Formal Tools / Creissac Campos J., Fayollas C., D. Harrison M., Martinie C., Masci P., Palanque P. – Текст: электронный // ACM Transactions on Computer-Human Interaction. – Vol. 6. – No. 4. – pp 341–369. – URL: <https://dl.acm.org/doi/10.1145/331490.331493> (дата обращения: 22.06.2021). Режим доступа: по подписке ACM.

3. Glukhov M. A. Application of in-house software to improve the design process of multifunctional aircraft indicators and control panels / Glukhov M. A., Glukhova E. D., Marunkov P. A., Barulin A. S. Текст: электронный // Journal of Physics: Conference Series, Volume 1864, 13th Multiconference on Control

Problems. – 2020. – URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1864/1/012118> (дата обращения: 22.06.2021). – Режим доступа: свободный.

4. Cooper A. About Face: The Essentials of User Interface Design / Cooper A., Reimann R., Conin D., Noessel C., Csizmadi J., LeMoine D. – Indianapolis: Wiley Publishing, Inc, 2007, ISBN: 978-0-470-08411-3. – Текст: непосредственный.

5. Hu Y. Civil Aircraft Flight Crew Operation Procedure Design Method Based on System Engineering / Hu Y., He S., Ma X. – Текст: электронный // ICASIT 2020: Proceedings of the 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology. – 2020. – ISBN: 978-1-4503-7576-4. – Pages 336–341. – URL: <https://doi.org/10.1145/3434581.3434692> (дата обращения: 22.06.2021). – Режим доступа: по подписке ACM.

# **ИНТЕРАКТИВНАЯ СИСТЕМА ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ПАРАМЕТРАМИ ЭРГАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА**

*Айвазян С.А., Дворников М.В., Цигин Ю.П.*

*ОАО «НИИ ЭС»*

Проведён анализ развития современных авиационных комплексов с точки зрения психофизиологических возможностей экипажа.

Сформулированы принципы построения интерактивных систем психофизиологического контроля и управления с элементами искусственного интеллекта, реализующих идею оптимальной автоматизации деятельности с обеспечением психофизиологической безопасности полетов.

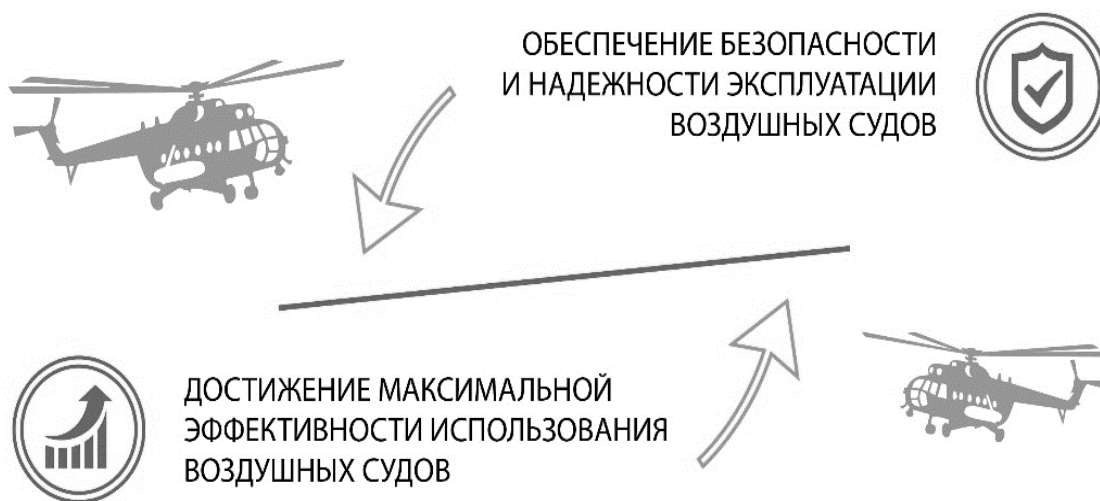
Предложена структурная схема варианта интегрированной системы психофизиологического контроля и управления авиационных комплексов с элементами искусственного интеллекта с применением системы обеспечения жизнедеятельности.

**ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ПО МОНИТОРИНГУ И  
ОБРАБОТКЕ ПОЛЕТНЫХ ДАННЫХ С ВОЗМОЖНОСТЬЮ  
ПРОВЕДЕНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ЭКСПРЕСС-АНАЛИЗА НА  
БОРТУ ВОЗДУШНОГО СУДНА**

*Уколов Д.Н., Булатников Д.В., Бартенев С.В., Блох Д.Е., Попов А.Н.,  
Тетерин Д.П., Воробьев А.А., Яшин А.Г.  
АО «Авиаавтоматика» им. В.В. Тарасова»*

Приведена структура, состав, методы функционирования информационной системы контроля и диагностики технического состояния воздушных средств. Использование данной системы позволит существенно повысить уровень безопасности полетов воздушных судов (ВС).

Эксплуатант ВС вынужден соблюдать баланс между ресурсами, затраченными на обеспечение безопасности и надежности эксплуатации ВС, и достижением максимальной эффективности использования летательного аппарата, то есть получением максимальной прибыли от использования данного ВС (рисунок 1).



*Рисунок 1 – Взаимосвязь ресурсов, затраченных на проверку технического состояния ВС, и безопасности использования летательных аппаратов*

Специфика использования летательных аппаратов вертолетного типа заключается в том, что, вылетев с аэродрома базирования, ВС может совершить посадку на нескольких других аэродромах или вертолетных площадках, прежде чем вернется на аэродром базирования, где будет проведена диагностика его технического состояния (рисунок 2).



Рисунок 2 – Схема организации комплекса на базе разработанной информационной системы контроля и диагностики технического состояния ВС

Перечисленные выше факторы формируют проблему, связанную с отсутствием автоматизированной среды оперативного сбора, хранения, обработки полетной информации с возможностью прогностики технического состояния агрегатов ВС на основе полетной информации. Для ее решения специалистами АО «Авиаавтоматика» им В.В. Тарасова» был разработан программно-аппаратный комплекс контроля и диагностики технического состояния ВС (рисунок 3), который позволит удаленно провести обработку параметрической информации и в случае необходимости передать геопозиционные данные ВС в технические службы авиакомпании и запретить ему вылет для предотвращения возможных аварийных ситуаций. Также данная система может удаленно определить предназначенные для замены узлы ВС и проверить их наличие на складе авиакомпании.

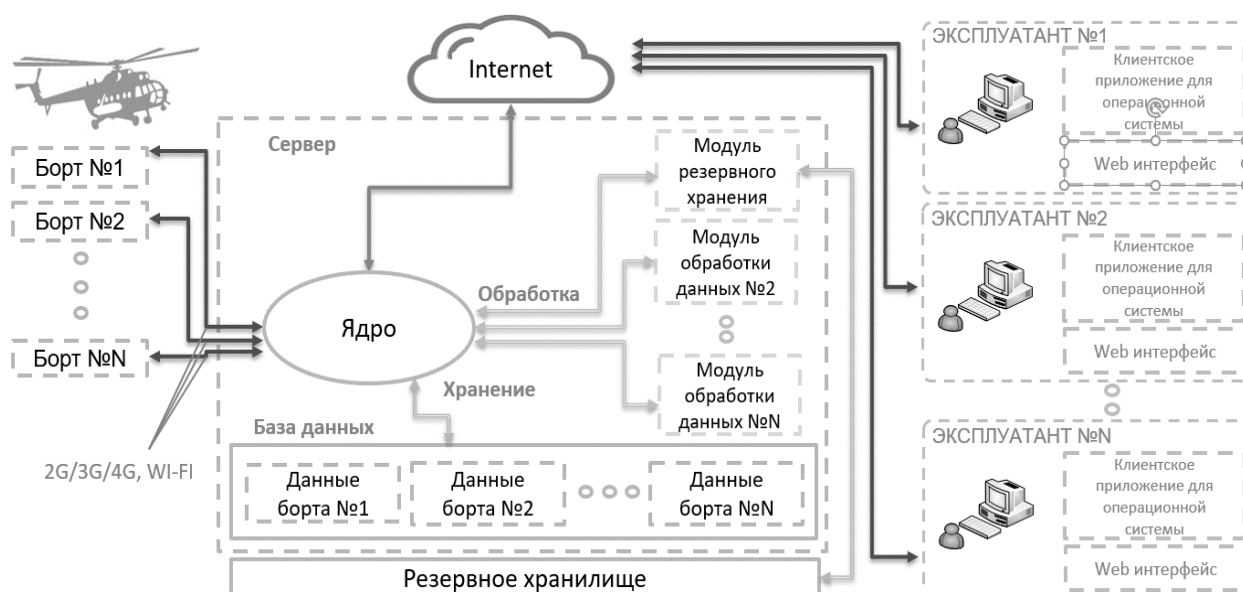


Рисунок 3 – Структурная схема разработанной информационной системы

Для реализации данной информационной системы необходимо установить на каждое ВС блок беспроводной передачи данных (ББПД) (рисунок 4), предназначенный для передачи параметрической информации от бортового радиоэлектронного оборудования в центр обработки полетных данных, расположенный в авиакомпании эксплуатанта. Основные технические характеристики ББПД представлены в таблице 1.



Рисунок 4 – Блок беспроводной передачи данных

Таблица 1 – Технические характеристики ББПД

Наименование характеристики	Значение характеристики
Наработка на отказ в полете	10000 часов
Масса	не более 1,3 кг
Потребляемая мощность	не более 15 Вт
Габаритные размеры	67x114x165 мм
Габаритные размеры внешней антенны	55x44x130 мм
Проводные каналы приема/передачи информации	USART, ARINC 646 (Ethernet), ARINC 825 (CAN), дискретные сигналы
Беспроводные каналы передачи информации	сотовая связь 2G/3G/4G, Wi-Fi

Структурно ББПД состоит из узла управления, содержащего устройства управления и хранения информации, и узла приема/передачи данных, имеющего в своем составе модули Wi-Fi, GPS и GSM [1] (рисунок 5).

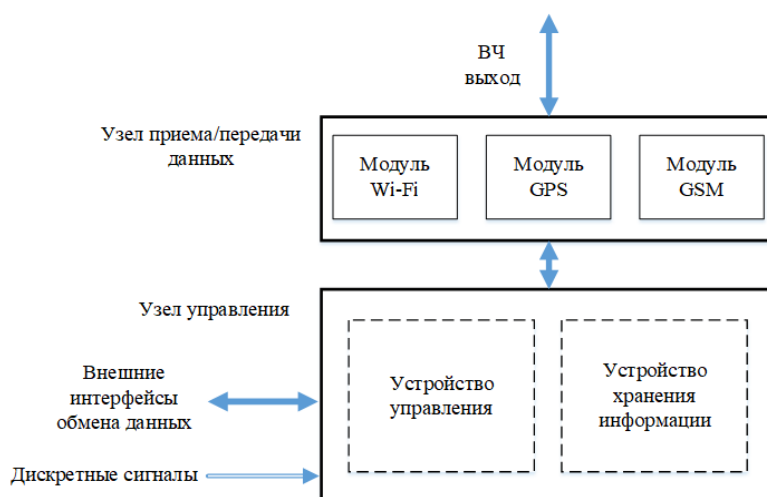


Рисунок 5 – Структурная схема БППД

Работа данного блока осуществляется по следующему алгоритму. После успешного выполнения процедуры внутреннего системного контроля БППД, узел управления получает информацию о состоянии ВС по одному из каналов связи (Ethernet, CAN, RS-232) и записывает ее на твердотельные устройства хранения информации. Далее активируются модули Wi-Fi и GSM [2], которые проверяют наличие доступных беспроводных сетей и, подключившись к одной из них, отправляют на сервер запрос о возможности передачи полетной информации. Ядро сервера в свою очередь проверяет регистрационные данные БППД, с которого пришел запрос, и в случае успешного подтверждения запускает процесс передачи параметрической информации с борта ВС по беспроводному защищенному каналу с гарантированной стойкостью. Если передача полетных данных по какой-либо причине была прервана, ядро сохраняет номер последнего полученного пакета данных и при восстановлении соединения с БППД продолжает процесс передачи параметрической информации, начиная с данного пакета.

Также БППД имеет программно-аппаратный модуль предварительного экспресс-анализа параметрической информации. Получая пакеты полетных данных в режиме реального времени, блок идентифицирует среди них определенные параметры (рисунок 6), содержащие информацию о показаниях датчиков ВС, его геопозионные данные и т.д. [3]. Список данных параметров эксплуатант задает в файле конфигурации БППД. Далее происходит сравнение данных параметров с эталонными. В случае превышения показаний определенных датчиков, выработки ресурса узлов ВС и др. выделенные параметры сохраняются в отдельный файл, который будет передан эксплуатанту при подключении БППД к серверу авиакомпании. Эта процедура производится вне основных циклов работы БППД и не уменьшает скорость выполнения базовых функций блока.

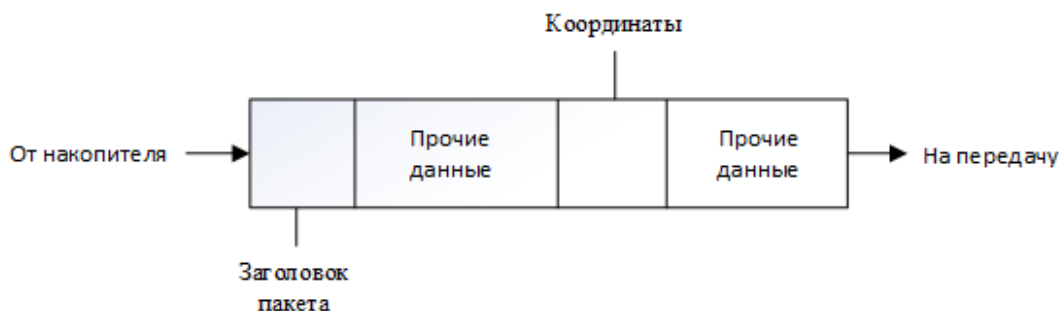


Рисунок 6 – Структура пакета данных передаваемых от накопителя для обработки

Получив полетные данные с ББПД, ядро системы (рисунок 3) сохраняет их в резервное хранилище и запускает многоуровневый процесс обработки информации при помощи встроенных модулей обработки.

На первом уровне происходит интерпретация данных с регистрационных систем ВС в определенные физические величины (температура за бортом, координаты и высота полета ВС, техническое состояние агрегатов летательного аппарата и др.) при помощи программного модуля СКАТ, разработанного специалистами АО «НПП ТОПАЗ» (рисунок 7). По окончании данного этапа интерпретированные полетные данные загружаются в базу данных.

Дата/Смена	Борт	Тип	Накопитель	Вылет 1
21.03.2007/1	02	МиГ-29(9-13)	Тестер ЧЗ сер.3Л	Чульфанов 1 Ч:260(2),249
21.03.2007/1	06	МиГ-29(9-13)	Тестер ЧЗ сер.3Л	Чиркин 2 Ч:260(2),249
22.03.2006/1	01	МиГ-29(9-13)	Тестер ЧЗ сер.3Л	Шаповалов А.А. 1
25.05.2005/1	11	Су-27	Тестер ЧЗ сер.3	Газовка лев 1
14.11.2002/1	55	Су-27	Тестер ЧЗ сер.3	Бобырь 1
23.10.2002/1	55	Су-27	Тестер ЧЗ сер.3	Железов 1
03.04.1997/1	11	МиГ-29(9-12)	Тестер ЧЗ сер.3Л	max+serg 1 Ч:6
18.12.1996/1	4905	МиГ-29(9-12)	Тестер ЧЗ сер.3Л	??? 1 Ч:6
03.10.1996/1	5101	МиГ-29-12	Н451-01 (МиГ-29)	??? 1 Ч:Наземная прописка ЭБН-ТК
14.12.1995/1	Эталон МиГ-29(9-12)	МиГ-29(9-12)	Тестер ЧЗ сер.3Л	Калинкин 1
13.12.1995/1	07	Су-27	Тестер ЧЗ сер.3	Трусов 1 Ч:Пилотаж
06.11.1994/1	5101	МиГ-29(9-12)	Н451-01 (МиГ-29)	Иванов И.И. 1 Ч:4-й профиль

Рисунок 7 – Интерфейс программного модуля СКАТ

Далее ядро системы, получив запрос от программного модуля Heli-STAR (рисунок 8) расположенного на ПК эксплуатанта, и проведя все необходимые процедуры проверки, передает эксплуатанту интерпретированные данные по зашифрованному каналу сети Internet. Данный программный модуль разработан компанией ООО «АБ Систем-Групп» и предназначен для автоматизации бизнес-процессов, связанных с учетом всех видов данных о ВС, их наработке, а также с прогнозированием,



планированием, подготовкой и проведением работ по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) ВС и генерацией соответствующей отчетности.



Рисунок 8 – Интерфейс программного модуля Heli-STAR

Модуль Heli-STAR обеспечивает выполнение следующих задач:

- хранение полного спектра актуальных и исторических данных о воздушных судах и их элементах;
- хранение и систематизация соответствующей нормативно-справочной документации;
- управление процессом согласования предлагаемых нововведений в существующую нормативно-справочную документацию;
- хранение истории изменения данных и документов;
- хранение версий документов;
- формирование подетального состава (спецификации) каждого воздушного судна в зависимости от его типа и модификации;
- учет данных об элементах состава воздушного судна на момент их установки, снятия или перемещения с одного воздушного судна на другое;
- учет остатков ресурсов воздушного судна и его элементов;
- своевременное оповещение ключевых пользователей о достижении значений наработки или остатков ресурсов воздушного судна или его элементов критических значений;
- подготовка и проведение планирования технического обслуживания и различных видов ремонтов воздушного судна и его элементов;
- контроль осуществления технического обслуживания и ремонта воздушного судна и элементов его состава;

– формирование всех необходимых отчетов, связанных с ресурсами и обслуживанием воздушных судов и т.п.

Таким образом, реализовав программно-аппаратный комплекс (рисунок 5) на базе разработанной информационной системы контроля и диагностики технического состояния ВС, эксплуатант получает следующие преимущества:

– оперативность принятия решения за счет автоматизации получения данных и сокращения времени передачи полетных данных с 20 до 5 минут;

– возможность использования аэродромов подскока (без установленных вышек беспроводной связи) и необорудованных вертолетных площадок без снижения уровня безопасности эксплуатации ВС;

– снижение издержек по обеспечению процессов снятия, передачи и обработки полетных данных;

– доступ к параметрическим данным сразу по окончании полета;

– повышение оперативности принятия решений по управлению парком ВС, что в свою очередь уменьшит число простоев на 30%;

– доступ к набору сервисов по организации технического обслуживания и ремонта (ТОиР) и предиктивной аналитике состояния ВС и его агрегатов;

– повышение эффективности использования ресурсов, за счет сокращения времени и стоимости ТОиР до 10%.

#### Список использованных источников

1. Лохвицкий М.С., Сорокин А.С. Мобильная связь. Стандарты, структуры, алгоритмы, планирование. – М.: Горячая линия – Телеком, 2018. – 267 с.

2. Смирнова Е.В., Ромашкина Е.А., Пролетарский А.В. Технология современных беспроводных сетей Wi-Fi. – М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. – 448 с.

3. Яценков В.С. Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГОНАСС. – М.: Горячая линия – Телеком, 2005. – 272 с.

# **АЛГОРИТМ ФУНКЦИИ НАВИГАЦИИ НА ОСНОВЕ ЦИФРОВОЙ СВЯЗИ L-ДИАПАЗОНА КАК АЛЬТЕРНАТИВНОЕ РЕШЕНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА**

*Фесенко С.Н., Леликов М.А., Бородулин Д.Е., Карпов Е.А.*

*ФГУП «ГосНИИАС»*

Современные требования ИКАО к высокой точности и надежности определения местоположения гражданских воздушных судов (ВС) обеспечиваются использованием стандартных режимов ГНСС и их функциональных дополнений SBAS и GBAS. Однако, в связи с известными возможностями возникновения преднамеренных и случайных помех и имеющейся вероятности отсутствия сигнализации о несоответствии характеристик целостности и достоверности, требуется альтернативное координатно-временное и навигационное обеспечение (Alternative Positioning, Navigation & Timing (APNT)). Система APNT необходима для поддержания безопасности продолжения полетов по RNAV и RNP и минимизации экономических и экологических последствий при кратковременной недоступности ГНСС для самолетов, выполняющих полеты по правилам полетов по приборам.

Исследования и летные испытания, проводимые специалистами Германского центра авиации и космонавтики DLR, продемонстрировали, что метка времени и некоторые вспомогательные параметры, содержащаяся в пакете данных цифровой связи L-диапазона (LDACS), может использоваться для решения навигационной задачи путем измерения наклонной дальности от базовой станции.

В работе описан алгоритм использования сигналов от группы базовых станций LDACS для измерения наклонных дальностей и скоростей их изменения, что позволяет определить координаты местоположения, ошибку часов бортового приемника и составляющие скорости. Описаны входные и выходные параметры алгоритма, представлена структурная схема реализации контура навигационных расчетов по информации от оборудования LDACS.

Алгоритм обработки навигационной информации построен на основе фильтра Калмана 23 порядка и учитывает перемещение ВС за время приема и декодирования сигналов LDACS, а также несинхронность поступления данных. Дополнительно в качестве входных параметров алгоритма используются данные от бортовой курсовертикали и аэротрической системы.

Описанный в работе алгоритм обосновывает возможность применения сигналов от базовых станций LDACS для реализации APNT при контроле и временном отсутствии сигналов от ГНСС. Данное решение обеспечит выполнение требований навигационных спецификаций RNAV и RNP и минимизации экономических последствий при обнаружении невозможности использования ГНСС из-за помех для самолетов, выполняющих полеты по правилам полетов по приборам.

# ПО ВОПРОСУ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ 5G НА БЕЗОПАСНОСТЬ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Кривоноженков В.А.  
ФГУП «ГосНИИАС»

Фундаментом глобальной цифровой экономики является анализ больших чисел (Big Data), интернет вещей (IoT) и связь пятого поколения 5G. Эти компоненты кардинально изменяют мир будущего, предоставляя каждому потенциальному пользователю любую информацию в любом формате и в режиме реального времени.

Технология 5G значительно расширяют функционал существующей связи, предоставляя новые услуги и возможности: мобильный широкополосный доступ, сверхнадёжные коммуникации с низкой задержкой, массивные межмашинные коммуникации (рисунок 1).

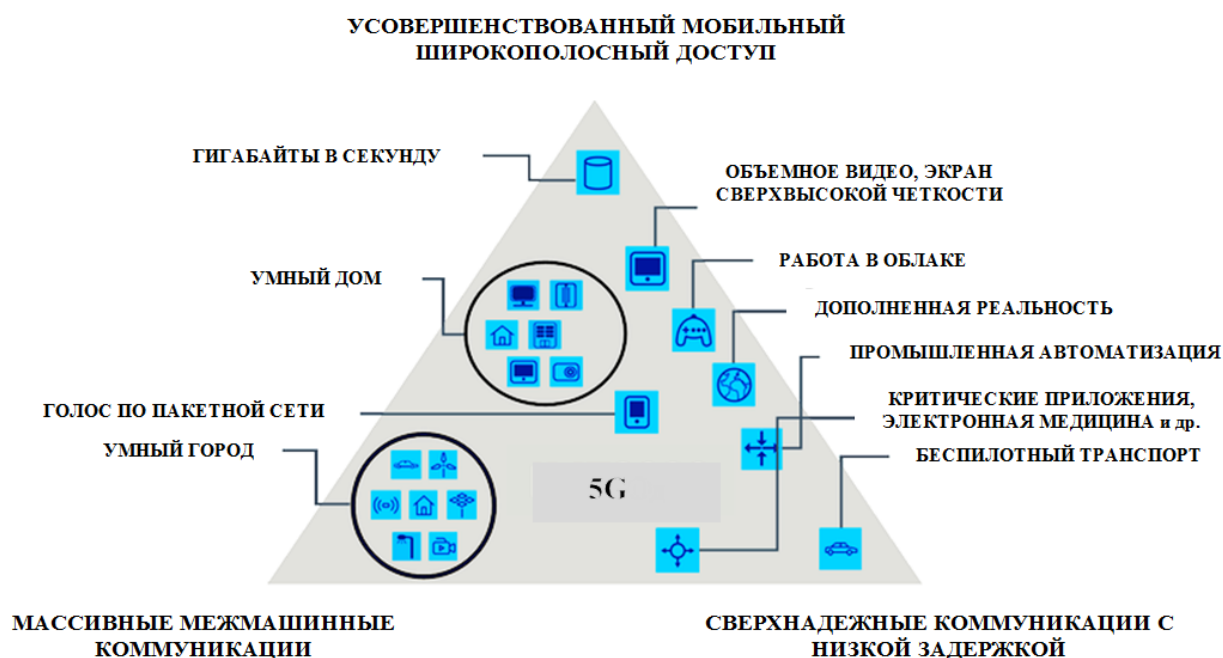


Рисунок 1 – Возможности технологии 5G

Во многих странах задача развития 5G приобретает государственный приоритет. Первой национальную сеть 5G запустила Южная Корея. В США принята стратегия «Содействовать превосходству Америки в технологии 5G» (план 5G FAST). Китай повсеместно на своей территории внедряет 5G, полный переход на 5G в Китае произойдет в течение трех – четырех лет [1]. Российская Федерация в рамках реализации национального проекта «Цифровая экономика» осуществляет масштабное развертывание сетей 5G. 19 ноября 2020 года на заседании президиума Правительственной комиссии по цифровому развитию утверждена «дорожная карта» внедрения 5G на 2021-2024 годах [2]. В марте 2021 года на территории города Москва развернута пилотная сеть 5G.

Все эти планы неизбежно приведут к повсеместному внедрению технологий 5G во всем мире.

Одно из основных требований к развитию сетей связи пятого поколения (5G) является наличие выделенного свободного диапазона частот под эти цели.

Наиболее предпочитаемым и используемым для 5G сетей во всем мире является диапазон 3400-3800 МГц. В РФ, из-за занятости оптимального диапазона под нужды силовых структур государства, принято решение о выделении частотного диапазона для связи 5G в пределах 4400-4900 МГц [3] и в перспективе дополнительно в интервале 6000-7000 МГц. При внедрении технологий 5G в данных диапазонах частот столкнулись с рядом проблем, так как Прибалтийские страны уже используют 4400-4900 МГц для работы пограничных служб и ограничения распространяются на 300-450 км от границы. Развертывание сетей на базе диапазон 6000-7000 МГц будет намного дороже в связи с необходимостью развертывания большего количества базовых станций, чем в других оптимальных диапазонах.

Развитие технологий 5G в полной мере затрагивает авиационную отрасль, уже сейчас на современных пассажирских самолетах внедряются сервисы, реализуемые через интернет связь. Предоставление различных сервисов на борту ВС во время полета предоставляется через спутниковые сети, а при осуществлении сервисного обслуживания на земле через интернет каналы.

При реализации плана 5G FAST в США специалисты авиационной отрасли, выявили проблему возможного влияния сетей 5G на показания радиовысотометров воздушного судна (4200-4400 МГц) из-за близости диапазонов частот (рисунок 2).

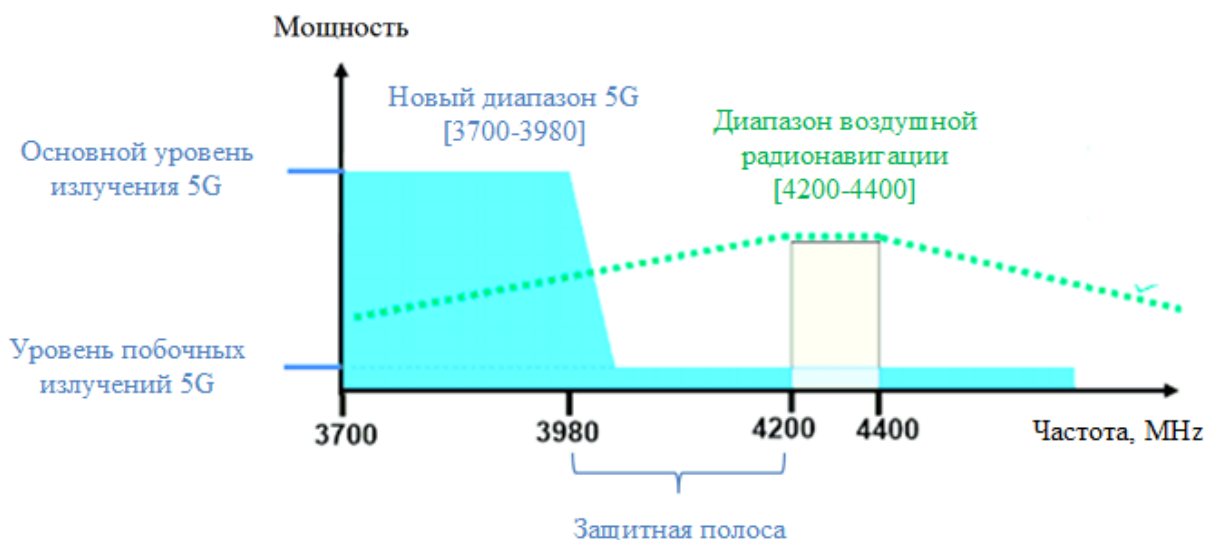


Рисунок 2 – Основные и побочные излучения 5G (США)

И хотя защитная полоса частот составляет 200 МГц, исследования специалистов RTCA показали, что разделения недостаточно [4]. В октябре 2020 года RTCA опубликовало отчет, в котором утверждается, что базовые станции 5G и оборудование на борту самолетов влияют на радиолокационные высотомеры. Так как высотомер выдает параметры для нескольких критически важных функций воздушного судна, влияющих на безопасность полета и благополучие пассажиров, необходимо провести дополнительные

исследования влияния работы 5G на радиовысотомеры и принять меры по повышению устойчивости будущих конструкций радиолокационных высотометров и защиты частотных диапазонов этих датчиков.

Проводя анализ состояния данного вопроса в отечественной авиационной отрасли, были выявлены следующие соотношения частотных диапазонов (рисунок 3).

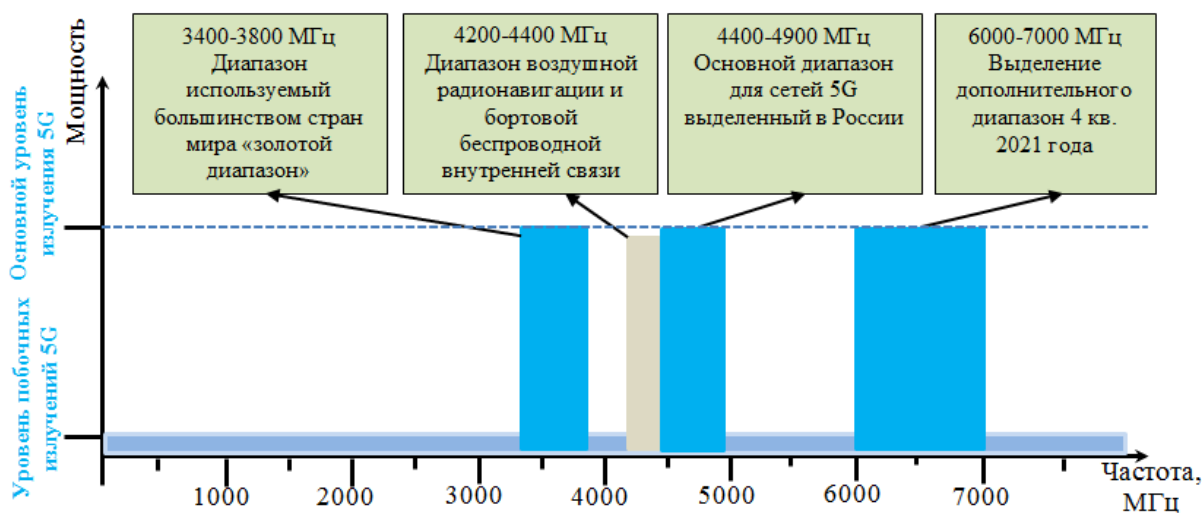


Рисунок 3 – Распределение частот для 5G (РФ)

В соответствии с Постановлением Правительства РФ от 18.09.2019 г. №11203-47 радиочастоты для воздушной радионавигации в РФ определены в диапазоне 4200-4400 МГц [5]. Основной диапазон для развертывания сетей 5G в России на момент весны 2021 года выделен в пределах 4700-4900 МГц [6]. По аналогии с исследованиями, проводимыми в США, необходимо провести исследования в отечественной авиационной отрасли по выявлению проблем взаимного влияния радиочастот 5G и самолетного радиовысотомера на безопасность воздушного движения в целях своевременного создания конструкторские решения по защите радиовысотометров.

#### Список использованных источников

1. URL:[https://echo.msk.ru/blog/business\\_today/2772894-echo/](https://echo.msk.ru/blog/business_today/2772894-echo/).
2. URL:<http://government.ru/news/40895/>.
3. URL:<https://www.vedomosti.ru/technology/articles/2020/12/20/851735-sche-odin-diapazon-dlya-5g-v-rossii>.
4. URL:<https://www.aviationtoday.com/2021/01/18/will-5g-fast-plan-lead-spectrum-issues-aircraft/>.
5. Постановления Правительства РФ от 18.09.2019 г. №11203-47 «Об утверждении Таблицы распределения полос радиочастот между радиослужбой Российской Федерации и признании утратившими силу некоторых постановлений Правительства Российской Федерации».
6. URL:<https://3dnews.ru/1023056/diapazon-nashyolsya-5g-v-rossii-budet-rabotat-na-chastotah-4749-ggts#>.

# **POWER - POLARIMETRIC WEATHER RADAR SIMULATOR FOR AVIONIC RESEARCH APPLICATIONS**

*Fabrizio Cuccoli*

*CNIT (Italian National Interuniversity Consortium for Telecommunications)*

We expect that by 2030 aircraft traffic will rapidly increase by 16.9 million passengers, flight safety will have a primary role in high-tech avionic research. The improvement of the essential aircraft equipment used by pilots has a very important role in safety enhancement. In this context polarimetric weather doppler radars could offer a valuable aid in improving detection and classification of weather conditions, helping pilots to take the more efficient trajectory, balancing risk level and unnecessary detours.

Current avionic radar systems are usually single polarization systems which give warnings dependent on the level of danger. It would be desirable to provide an airborne radar system with the ability to report finer characteristics of storm system hazards. Better performances can be obtained using doppler-polarimetric radars that combine both doppler and polarimetric features to better investigate the nature of the weather phenomenon. Polarimetry has been proven to discriminate different kind of hydrometeors. Anyway, due to the high costs for real measurements campaigns and to the huge amount of data to refine and optimize the algorithm used for hydrometeors classification, a polarimetric radar simulator is very useful.

This work presents the software tool POWERS 1.0 (Polarimetric WEather Radar Simulator). This tool was developed by the RaSS lab (Radar and Surveillance System Laboratory) of CNIT (Italian National Interuniversity Consortium for Telecommunications). POWERS is a powerful software tool capable of simulating realistic radar returns observed by a polarimetric weather radar. POWERS generates I / Q signals as if they were produced by a weather radar installed aboard an aircraft moving through a weather scenario (see Figure 1 for the functional outline).

POWERS also includes the possibility of simulating clutter generated by the underlying sea or terrain, for which several models are available. POWERS addresses two main aspects in the evaluation of the I/Q signals:

- microphysical: according to both their nature and related mesoscale data, particles are assigned a DSD (Drop Size Distribution) and speed due to winds,
- electromagnetic: according to their nature and phase state, particles are characterized in terms of backward and forward propagation complex amplitudes.

POWERS offers the possibility of simulating different environments considering liquid and solid hydrometeors alike, with their distinctive polarimetric behavior. The POWERS processing suite also offers the possibility to estimate the principal radar observables:

- Absolute Reflectivity
- Differential Reflectivity
- Specific Differential Phase
- Correlation Coefficient
- Linear Depolarization Ratio

The POWERS output can be used for testing both the algorithms for the weather phenomena identification/classification (see Fig.2) and the procedures for assessing the avionic weather risk (Fig.3).

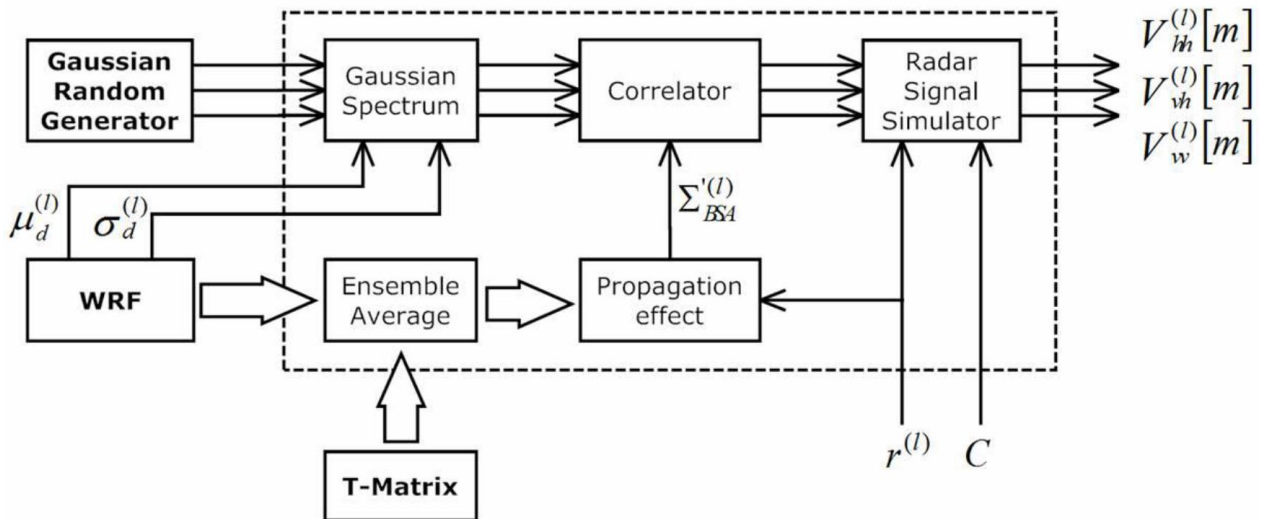


Fig. 1 – Functional blocks of the POWERS tool

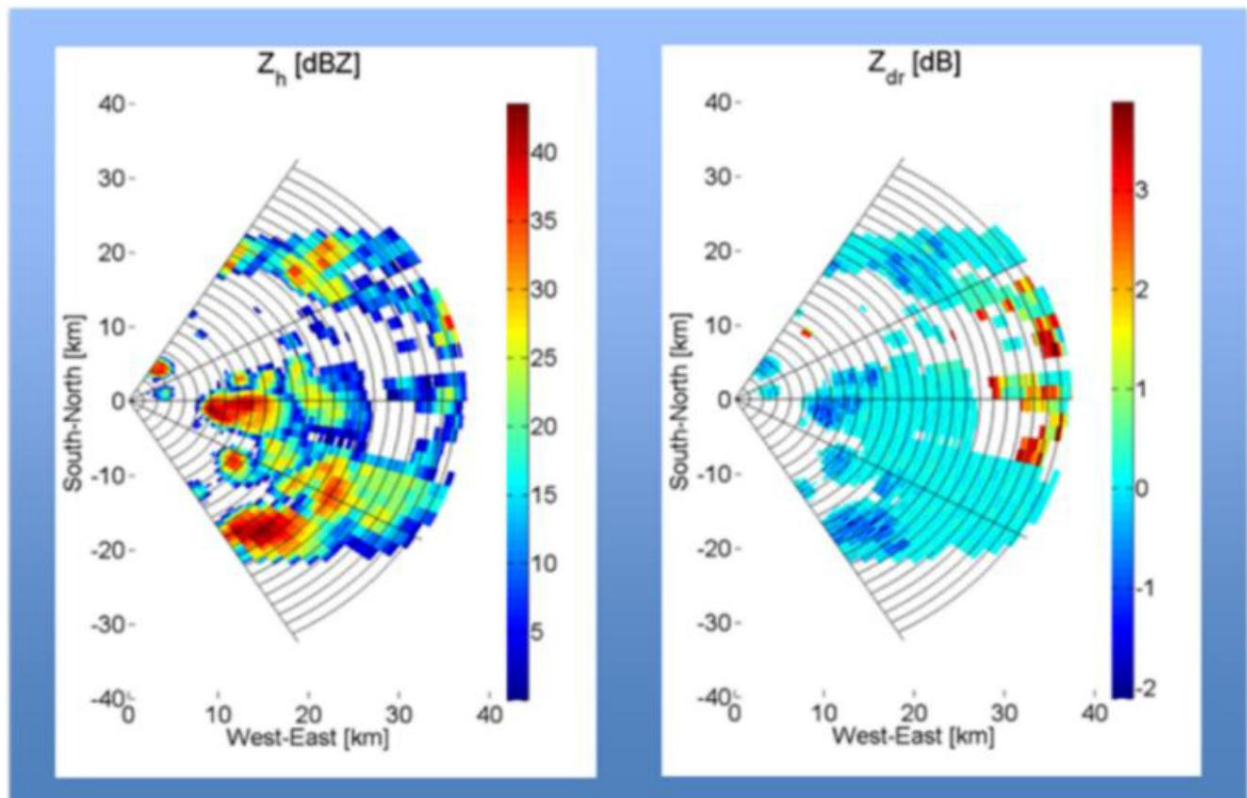


Fig. 2 – POWERS output



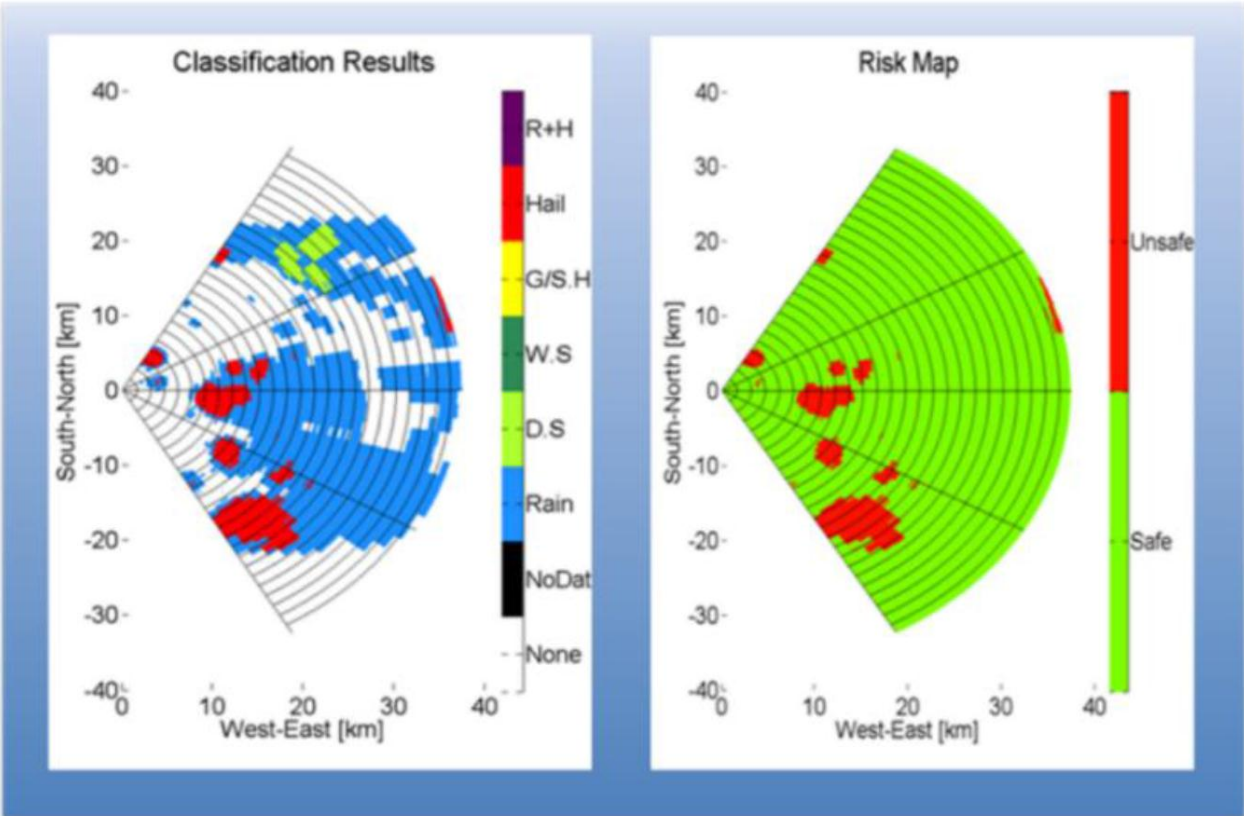


Fig. 3 – Classification and on/off risk map

## **РЕАЛИЗАЦИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ «БОРТ-ЗЕМЛЯ» НА ОСНОВЕ КОНЦЕПЦИИ 4DTBO (СЕРВИС 4DTRAD)**

*Хахалева О.А., Галушкин В.В., Лезран А.Г., Ракова Л.П., Тимофеева Е.Б.,  
Швед Д.А.  
ФГУП «ГосНИИАС»*

Учитывая возрастающее количество рейсов отечественных самолетов в Европейском воздушном пространстве, все более актуальной становится задача соответствия отечественного оборудования и его функциональных возможностей мировым стандартам.

Развитие глобальной системы организации воздушного движения (OpВД), осуществляемое в соответствии с дорожными картами глобального аэронавигационного плана Международной организации гражданской авиации (ICAO – International Civil Aviation Organization), предполагает среди прочих инициатив эволюционный переход от прямого управления воздушным движением к организации глобального управления воздушным пространством на базе операций, основанных на информации о траекториях (ТВО – Trajectory-Based Operations).

Концепция 4D-ТВО – это организация, технология и системы планирования, согласования, обновления и контроля траекторий воздушных судов на основе общего доступа к точной, достоверной и синхронизированной по времени информации о текущем состоянии и прогнозной траектории воздушных судов.

Начальное применение функции обслуживания 4DTBO состоит в синхронизации потоков воздушного движения в точках слияния трасс на маршрутах и оптимизации последовательности захода на посадку за счет использования функциональных возможностей сервиса 4DTRAD (4D Trajectory Data Link) для обмена информацией о текущей и прогнозной 4D-траектории по цифровым линиям передачи данных между бортовыми и наземными информационно-управляющими системами.

Сервис 4DTRAD, дополняемый возможностями контекстного управления (CM – context management) для инициирования линий передачи данных (DLIC – data link initiation capability), связи «диспетчер-пилот» по линии передачи данных (CPDLC – controller-pilot data link communications) и автоматического зависимого наблюдения - контрактного (ADS-C – automatic dependent surveillance - contract), должен использовать расширенные возможности усовершенствованной сети авиационной электросвязи в рамках ATN B2 (Aeronautical telecommunication network Baseline 2), реализуемой на основе реального протокола обмена ASN.1 (abstract syntax notation one), а также интеграцию с функцией самолетовождения (ФСВ).

Концепция 4DTRAD основана на принципе, что 4D-траектория – это координатно-временная информация (3D+T) о плане полета ВС, передаваемая судном по линии передачи данных «вниз», и которая, после уведомления, координации и согласования со всеми диспетчерскими центрами ОВД

(обслуживание воздушного движения) по маршруту движения воздушного судна, возвращается «вверх» в виде диспетчерских разрешений и ограничений.

Применение данной концепции направлено на уменьшение нагрузки на диспетчера и пилота посредством контроля и обмена информацией между наземными автоматическими системам ОВД и бортовым оборудованием по линиям передачи данных, повышение уровня безопасности и эффективности выполнения полетов. Схема процесса взаимодействия наземных и бортовых систем при использовании сервиса 4DTRAD представлена на рисунке 1.

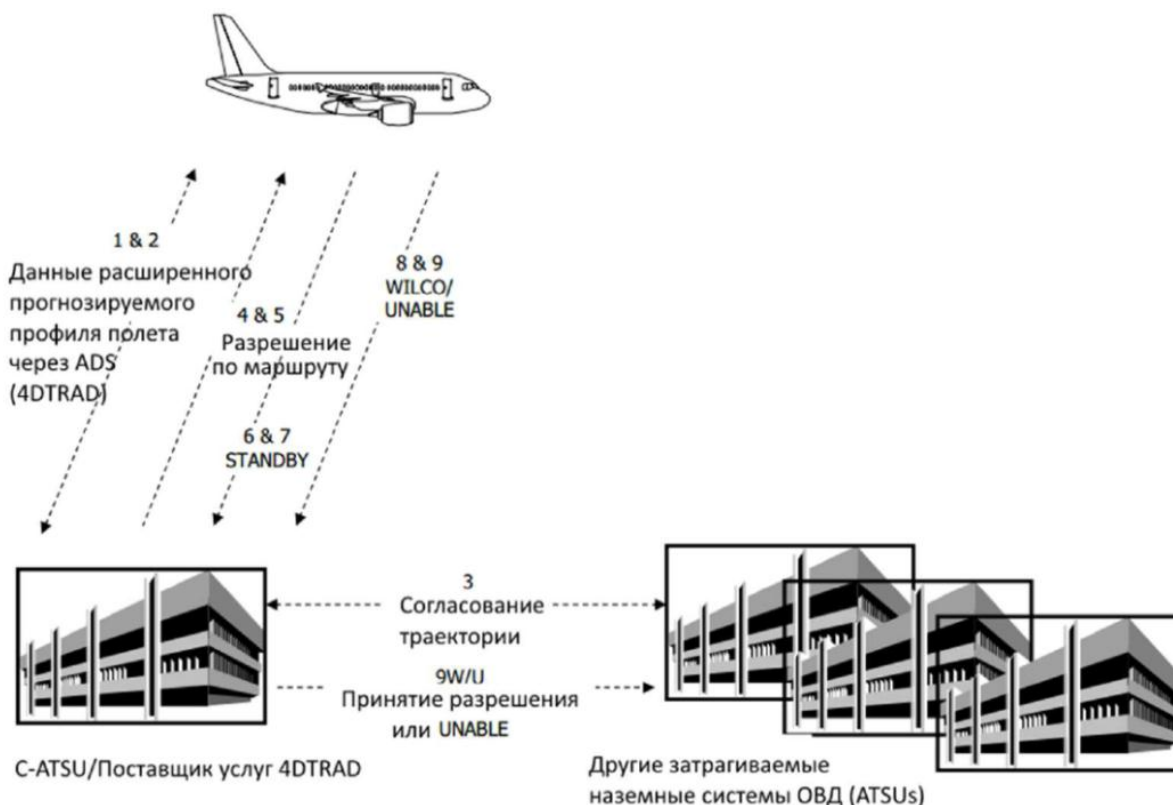


Рисунок 1 – Схема процесса взаимодействия наземных и бортовых систем при использовании сервиса 4DTRAD

Автоматизированный обмен стандартными сообщениями CPDLC в сервисе 4DTRAD обеспечивает возможность обмена сообщениями между пилотами и диспетчерами УВД, касающимися диспетчерских разрешений органов УВД по маршруту, ограничений для соблюдения требуемого времени прибытия (RTA – required time of arrival), планируемой скорости и/или высоты, и др.

CPDLC представляет собой мощный инструмент для передачи данных по цифровой линии связи между пилотом и диспетчером соответствующего региона полета.

Основными преимуществами CPDLC являются:

- сокращение времени обмена сообщениями;
- исключение ошибок или недоразумений из-за плохого качества передачи голоса и плохого понимания языка;

- исключение ошибочных действий пилотов на сообщения УВД, предназначенные для других рейсов;
- исключение утомительного прослушивания радиообмена;
- быстрый доступ к ранее записанным сообщениям;
- просмотр и загрузка в ФСВ плана полёта или его изменений.

Существует несколько видов контрактов ADS-C, устанавливаемых наземной системой с бортом: периодический, по событию, по требованию и аварийный. Каждый вид контракта имеет свои особенности использования. Но преимущественно ADS-C используется для донесений о местоположении борта и расширенного плана полета. Требования по предоставлению информации по контракту оговариваются до начала обслуживания ADS и содержат план передачи данных, в который входит тип передаваемой информации и условия (период) передачи.

Сервис 4DTRAD на борту входит в состав ФСВ или отдельного приложения и реализуется как оконечная система сети ACARS (Airborne communications addressing and reporting system) и/или ATN B1 / ATN B2, но в любом случае должно быть интегрировано с функцией самолетовождения.

Функция самолетовождения должна предоставлять возможность сервису 4DTRAD поддерживать следующие процедуры управления:

- синхронизацию «борт-земля»;
- выдачу диспетчерских разрешений по маршруту, ограничений RTA и скорости;
- изменения 4D траектории полета;
- запросы диспетчерских разрешений;
- контроль выполнения разрешений и ограничений.

Данная статья описывает результат работы по реализации моделирования взаимодействия бортовой и наземных систем, для отработки которого были использованы возможности разрабатываемого в ГосНИИАС демонстратора ФСВ для магистральных самолетов и «Комплексного исследовательского стенда полунатурного имитационного моделирования интегрированных систем управления воздушным движением» (КИС УВД) в качестве наземной компоненты УВД (см. рисунок 2).

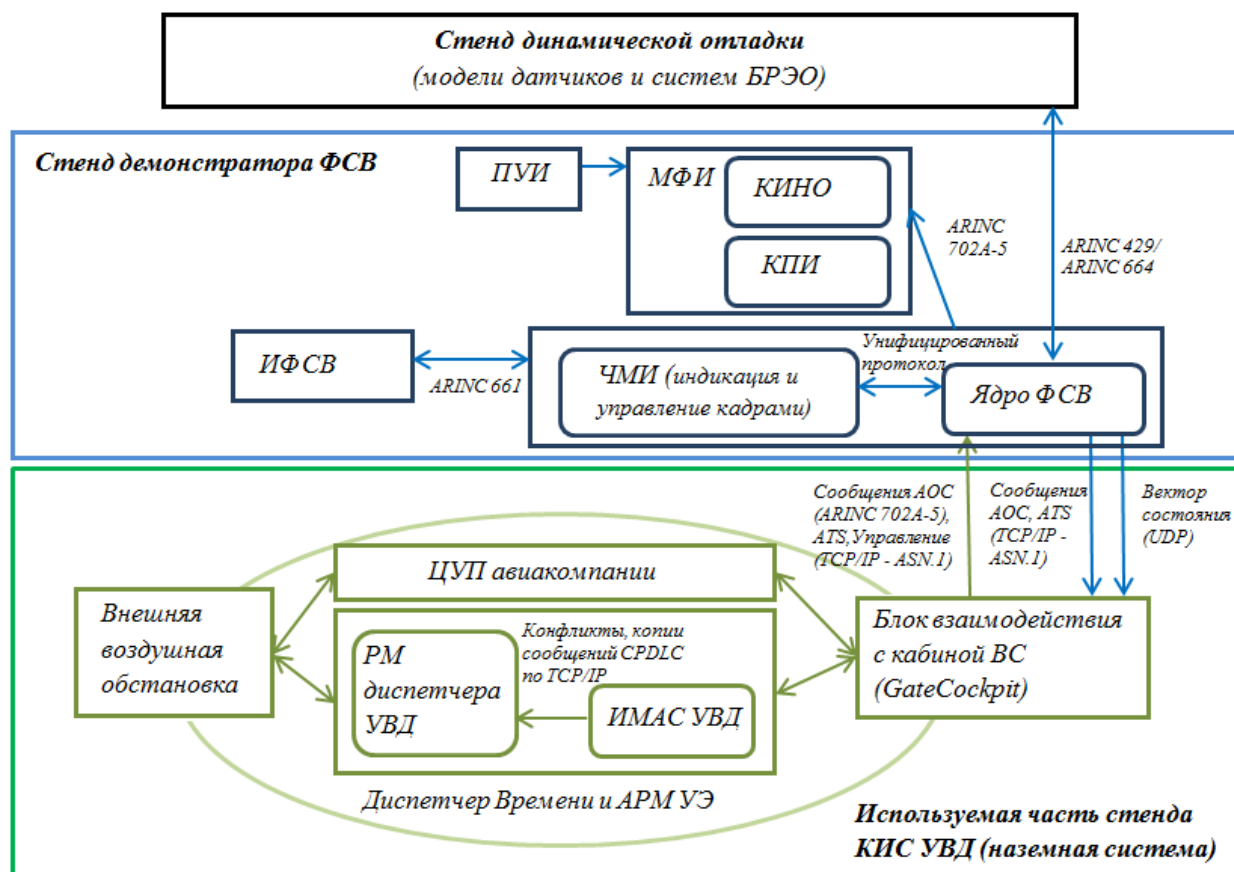


Рисунок 2 – Архитектура взаимодействия стендов демонстратора ФСВ и КИС УВД

Обозначение сокращений на рисунке 2:

*ИФСВ* – индикатор функции самолётовождения (ФСВ);

*КИНО* – комплексный индикатор навигационной обстановки;

*КПИ* – командно-пилотажный индикатор;

*МФИ* – многофункциональный индикатор;

*ПУИ* – пульт управления индикацией;

*ЧМИ* – человек-машинный интерфейс

*ЦУП (Aeronautical operational control (AOC))* – центр управления полетами;

*ATS (Air traffic service)* – служба воздушного движения;

*PM (АРМ)* – рабочее место (автоматизированное);

*УЭ* – управление экспериментом;

*ИМАС УВД* – компонента имитационной модели автоматизированных систем УВД.

### Моделирование сервиса 4DTRAD при взаимодействии борта с наземными службами

До взлета центр управления полетами ЦУП авиакомпании предоставляет данные о плане полета и прогнозном ветре по маршруту на борт. По решению экипажа посредством взаимодействия с ЧМИ полученные данные могут быть загружены в ФСВ и после просмотра приняты для выполнения полёта или отклонены.

В процессе моделирования ЦУП авиакомпании предоставляет на борт и получает от борта данные в формате стандарта ARINC 702A-5 Attachment 7. Страница информации для пилота представлена на рисунке 3.

ACTIVE	SECOND	TMPY	ALTN	MORE
TERM	PATH	TIME	TRK/Δ(°)	DIST(NM)
UUEE07L		----	65	3549M
AΔ	C065°	----	65	2
D333HA	C044°	----	44	5
BESTA	C159°	----	159	8
RUGEL	FV3E	----	116	5
GEKLA	FV3E	----	168	12
WT	FV3E	----	206	4
DK	FV3E	----	168	25
FV	FV3E	----	152	51
DEST	TIME	DIST(NM)	EF0B(T)	
URM30	----	792	---	
INIT	ERASE	INSERT	ALTN	----
AOC FPLN UPLINK FOR ACTIVE				ATC MSG
MSG	PREV	NEXT	CLEAR	AOC MSG
13:56				-----

Рисунок 3 – Страница ЧМИ при получении пилотом данных о плане полета от ЦУП авиакомпании

План полета от ЦУП авиакомпании (см. Рис.3):

FPN/RP:DA:UUEE:AA:URMM:R:07L:D:BES07D.FV3E:F:US,N53446E038297:F:RNW,N52386E038510:F:TS,N52233E038558:F:PT,N51431E040113:F:RI MKA:F:BUTRI:F:LANIT:F:MOR,N48205E041480:F:ORTES:F:TUBNA:F:USE MA:F:BEMIT:F:KOLBA:F:NOSAK:F:TUSOK:A:ALEG4C(300)

Ответ с борта о приеме данных о плане полета:

RESFPN/AC

Страницы информации для пилота о ветре представлены на рисунке 4.



Рисунок 4 – Страницы ЧМИ при получении пилотом данных о ветре на фазах полета CLIMB, CRUISE и DESCENT от ЦУП авиакомпании

Ветер по маршруту от ЦУП авиакомпании (см. Рис.4):

PWI/CB060266001.090244001.100000002.200044004.300086010/WD400,  
 RNW,060009,,.TS1,290006,,/WD390,LANIT,266026,,.TUBNA,258005,,.BEMIT,  
 263022,,/DD160178003.070102006:,,,,

Ответ с борта о приеме данных о ветре:

RESPWI/AC

После получения сообщения с планом полёта от ЦУП авиакомпании ФСВ осуществляет проверки наличия элементов полученного плана полёта в бортовой навигационной базе данных (НБД). На землю отправляется сообщение об отклонении данных элементов в случае отсутствия каких-либо из них в бортовой НБД, и осуществляется полная или частичная загрузка полученного полетного плана от ЦУП авиакомпании в созданную копию активного плана полета (АОС FPLN), если по результатам прохождения всех проверок сообщение является годным для загрузки.

Для сообщения с данными о ветре от ЦУП авиакомпании функция самолетовождения (ФСВ) осуществляет проверки полученных данных, например, на допустимые пределы ввода значений, актуальности (т.е. если борт осуществляет крейсерский полёт, то данные о ветре для этапа набора высоты не актуальны), на наличие ППМ в плане полёта на этапе крейсерования, для которого получены данные о ветре на этом этапе, и др.

После приема и необходимого уточнения плана полета и ветра для расчета данных полета экипаж запрашивает от ЦУП авиакомпании данные PERF, указывая в сообщении запроса имеющиеся в ФСВ данные по воздушному судну, как показано на рисунке 5 в столбце ACTIVE FP DATA:

REQPER/PQ,,,,,,,,,P1,P1,,13,/TSO80402,170721

Ответ от ЦУП авиакомпании, как показано на рисунке 5 в столбце AOC DATA:  
 DATA:  
 PER/PD1329,,400,

DATE TIME	AOC DATA	ACTIVE FP DATA
NAVDB	ZFW(T) 60.3	---
FLIGHT PLAN	ZFWCG(%) ---	---
ALTERNATE	BLOCK(T) ---	---
FUEL WEIGHT	TAXI(T) ---	0.6
ALIGN IRS	RSRV FUEL(T) ---	---
PERF	IDLE FACTOR ---	1.0
TAKE OFF DATA	PERF FACTOR ---	1.0
WIND	COST INDEX ---	---
FLIGHT NBR	CRZ FL(FL) FL400	---
	CRZ TEMP(°C) ---	---
	TRANS ALT(FT) ---	---
	TROPO ALT(FT) ---	---

Рисунок 5 – Страница ЧМИ при получении пилотом данных PERF

После приема и внесения в ФСВ всей необходимой информации для расчета прогнозных данных по маршруту наземная система УВД (компонента ИМАС УВД стенда КИС УВД) передает запрос по требованию на ADS-C контракт с данными расширенного профиля полета (EPP – extended projected profile). Для каждого ППМ плана полета (EPP) передается следующая информация: широта, долгота, высота, название точки пролета, ETA (время), скорость и ограничения по времени ETA, скорости и высоте, если имеются.

Отчет с данными EPP, если они доступны в ФСВ, передается автоматически на землю. Данные загружаются также автоматически в компьютеры наземных станций ОВД для дальнейших расчетов потенциальных конфликтных ситуаций на маршруте движения борта.

В случае обнаружения потенциальных конфликтных ситуаций наземная система УВД отправляет запрос по требованию на ADS-C контракт на данные ETA min/max для одного ППМ, в котором обнаружен конфликт. Если потенциальные конфликты обнаружены в нескольких ППМ по маршруту, то запрос на данные ETA min/max отправляется для ближайшего к борту ППМ.

В автоматическом режиме ФСВ определяет данные ETA min/max и передает их запрашивающей наземной системе ОВД, которая в свою очередь автоматически загружает данные в компьютер для формирования и отправки



ограничений (через функцию CPDLC) на время пролета ППМ в указанных пределах ETA, полученных от ФСВ:

UM51R CROSS [position ATW] AT TIME [RTA timesec]

UM52R CROSS [position ATW] BEFORE TIME [RTA timesec]

UM53R CROSS [position ATW] AFTER TIME [RTA timesec]

Где обозначены:

UM (Uplink Message) – сообщение CPDLC по восходящей линии,

51R - 53R – номера сообщений в соответствии с RTCA DO-351A.

Страницы информации по ограничениям представлены на рисунке 6.



Рисунок 6 – Страницы ЧМИ при получении ограничения по времени в точке USEMA

ПО ФСВ выполняет предварительные проверки данных сообщения с ограничениями, в том числе поиск наименования присланного ППМ маршрута в плане полета. Если предварительные проверки не пройдены, то сообщение с ограничениями автоматически отвергается и отправляется ответное сообщение в наземную систему УВД. Если предварительные проверки пройдены успешно, то создается план полёта как копия активного плана, к которому применяются полученные ограничения (CPDLC FPLN), и выполняется расчет прогноза вертикальной траектории ВС на основе летно-технических характеристик (ЛТХ) ВС с учетом полученного ограничения по времени в данном ППМ. Пилоту предоставляется вся необходимая информация для принятия решения. В случае невозможности выполнения RTA с учетом заданной точности (30 секунд, если ППМ находится на

маршруте, и 10 секунд, если на снижении) выдается соответствующее сообщение и прогноз ETA.

Для выбора ответа на данное сообщение (подтверждение или отклонение ограничения) требуются действия пилота. Если пилот принимает решение о выполнении полученного ограничения по времени, то после выбора ACCEPT на странице ЧМИ (смотри рисунок 6), на землю будет отправлено CPDLC сообщение DM0 WILCO (где DM (Downlink Message) – сообщение CPDLC по нисходящей линии). Если пилот принимает решение отклонить полученного ограничения по времени, то после выбора REJECT на странице ЧМИ (смотри рисунок 6) пилоту предоставляется возможность указать причину отклонения данного ограничения и на землю будут отправлены CPDLC сообщения DM1 UNABLE и DM65R DUE TO [specified reason downlink] и/или DM98 [free text].

Если ограничение отклоняется пилотом, наземная система может применить процедуру ремаршрутизации. Данное разрешение по маршруту повторно согласовывается с ФСВ и подтверждается экипажем, как было описано выше. Страницы информации по ремаршрутизации представлены на рисунке 7.

UM266 AT [position ATW] CLEARED TO [positionR] VIA [route clearanceR]



Рисунок 7 – Страницы ЧМИ при приеме разрешения на облет USEMA (ремаришрутизация)

Навигационный дисплей, показывающий облет USEMA, представлен на рисунке 8.

В том случае, если конфликт обнаружен для ППМ, принадлежащего фазе снижения, наземная система может выдать ограничение по скорости для пролета ППМ: UM55R CROSS [position ATW] AT [speed] (смотри рисунок 9).

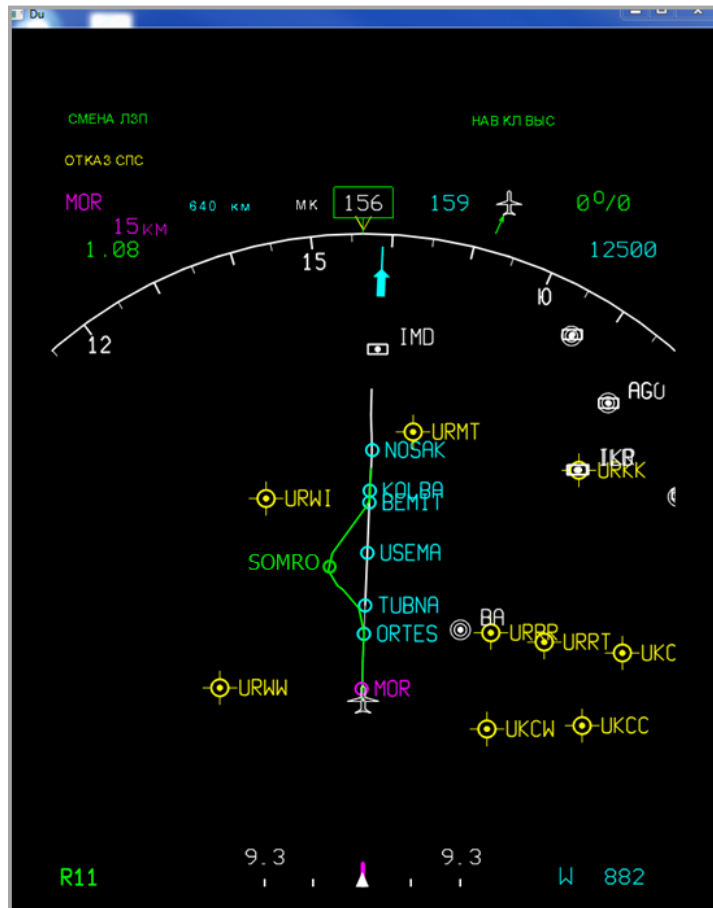


Рисунок 8 – Навигационный дисплей, показывающий облет USEMA (ремаршрутизация)



Рисунок 9 – Страницы ЧМИ при приеме ограничения по скорости в точке MD

На рисунке 10 показан компонент рабочего места диспетчера УВД стенда КИС УВД, на котором отображается вся необходимая информация для контроля и управления подконтрольными воздушными судами. Также представлен диалог, содержащий информацию о сообщениях между бортом и землей, точки потенциально конфликтных ситуаций и обновленное время пролета, согласно выданным ограничениям по времени наземной системой ИМАС УВД.

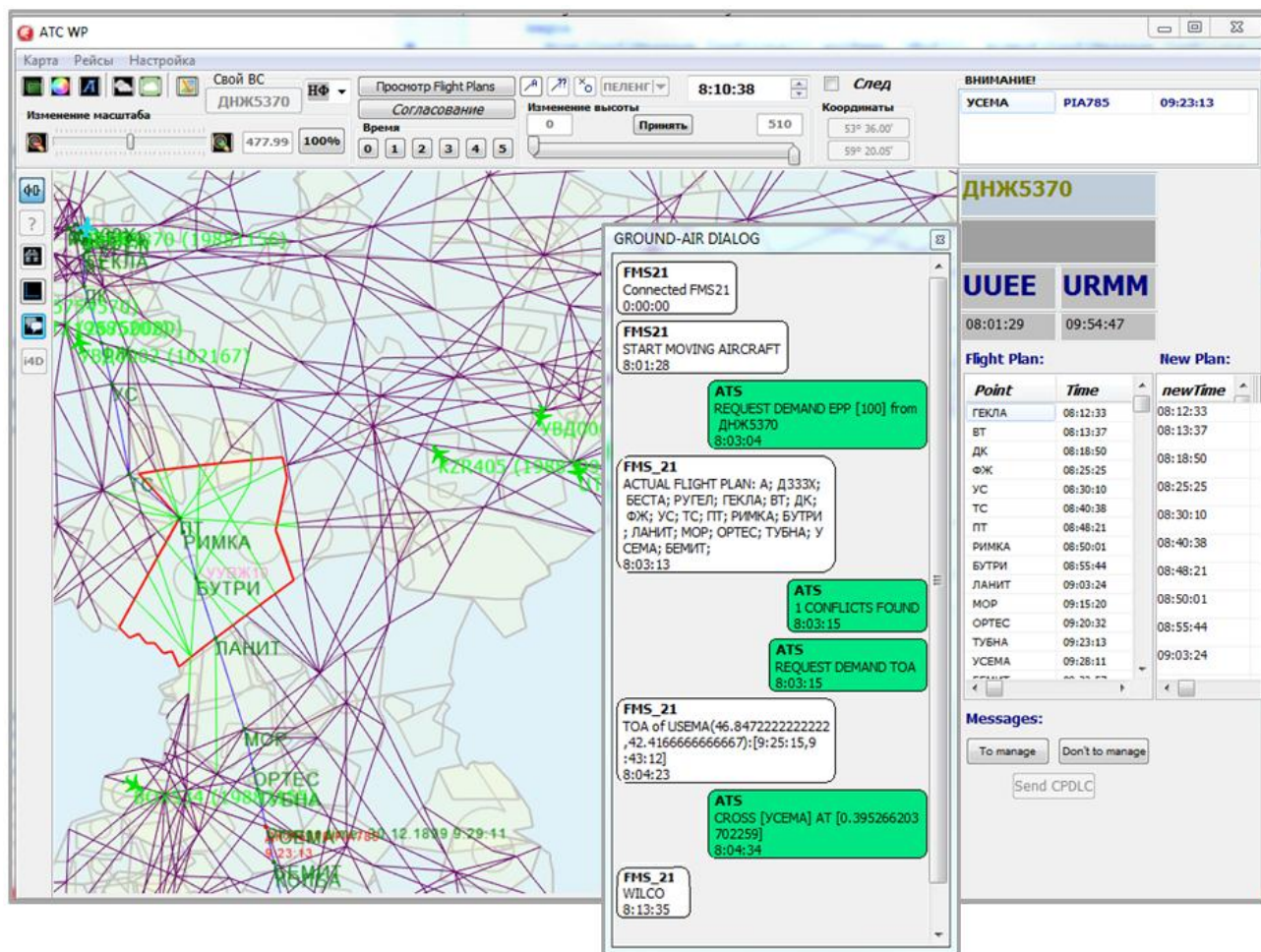


Рисунок 10 – РМ диспетчера УВД при апробации концепции 4DTRAD

После активации пилотом CPDLC FPLN с помощью выбора АКТИВАТЕ на странице ЧМИ (смотри рисунок 11) планы полета на борту и в наземной системе УВД считаются согласованными.

ACTIVE	SECOND	TRPY	ALTN	MORE
TERM	PATH	TIME(UTC)	TRK/Δ(°)	DIST(NM)
LANIT		09:05	152	60
MOR		09:17	153	93
ORTES		09:22	159	40
TUBNA		09:24	159	21
USEMA		09:29	159	39
BEMIT		09:34	159	37
KOLBA		09:35	159	8
(T/D)		09:36	161	9
NOSAK		09:39	160	20
DEST	TIME(UTC)	DIST(NM)	EFOB(T)	
URMM30	09:59	788	20.0	
RETURN	ACTIVATE	----	DELETE	PRINT
ATC MESSAGE - FULLY LOADED				ATC MSG
MSG	PREV	NEXT	CLEAR	AOC MSG
08:02				-----

ACTIVE	SECOND	TRPY	ALTN	MORE
TERM	PATH	TIME(UTC)	TRK/Δ(°)	DIST(NM)
LANIT	R11	09:05	152	60
MOR	R11	09:17	153	93
ORTES	R11	09:22	159	40
TUBNA	R11	09:24	159	21
USEMA	R11	09:29	159	39
BEMIT	R11	09:34	159	37
KOLBA	R11	09:35	159	8
(T/D)		09:36	161	26
NOSAK	R11	09:39	160	4
DEST	TIME(UTC)	DIST(NM)	EFOB(T)	
URMM30	09:59	788	20.0	
INIT	LAT REV	VERT REV	PERF	MORE
ATC MESSAGE - FULLY LOADED				ATC MSG
MSG	PREV	NEXT	CLEAR	AOC MSG

Рисунок 11 – Страницы ЧМИ активизации ограничения по времени

ФСВ рассчитывает 4D траекторию полета борта на основании полученных данных от УВД, которая передается по ADS-C на землю. После получения центром УВД 4D траектории полета (данные EPP) по ADS-C, траектория полета борта в наземной системе и ФСВ считается синхронизированной и является общей для всех членов системы ОрВД.

Сценарий моделирования взаимодействия «борт-земля», представленный выше, циклически повторяется на всем протяжении полета ВС для синхронизации 4D траектории.

### Выводы

Произведена апробация взаимодействия «борт-земля» на выбранном сценарии движения воздушных судов с использованием сервиса 4DTRAD. Обеспечено взаимодействие бортовой и наземных компонент системы ОрВД по обмену информацией о фактическом плане выполнения полета в процессе регулирования параметров полета на различных примерах. Функции поиска потенциальных конфликтных ситуаций и выдачи разрешений от наземных систем УВД позволяют обеспечить безопасные интервалы эшелонирования в плотном потоке ВС.

Разработанные инструменты позволяют проводить разнообразные исследования по взаимодействию бортовой и наземной частей системы ОрВД для целей обеспечения безопасного и эффективного выполнения полетов ВС, моделирование и апробацию различных концепций по управлению воздушным движением с интенсивным использованием обмена цифровыми

сообщениями как между бортом и системой УВД, так и между бортом и авиакомпанией.

Таким образом, данная версия реализации сервиса 4DTRAD в рамках концепции 4DTBO соответствует двум первым этапам глобального аэронавигационного плана (ГАНП) и дает возможность проведения дальнейших исследований концепции 4DTRAD с использованием стенда КИС УВД (в части применения ADS-C в рамках отработки запросов по различным типам событий и расширения взаимодействия бортовых и наземных систем) при разработке демонстратора функции самолетовождения ФСВ.

#### Список использованных источников

1. DO-350A/ED-228A SAFETY AND PERFORMANCE STANDARD FOR BASELINE 2 ATS DATA COMMUNICATIONS (Baseline 2 SPR Standard) (March 17, 2016).

2. DO-351A/ED-229A Interoperability Requirements Standard for Baseline 2 ATS Data Communications (Baseline 2 Interop Standard) (March 17, 2016).

3. ГОСТ Р ИСО/МЭК 8825-2-2003 Правила кодирования АСН.1. Часть 2. Спецификация правил уплотненного кодирования (PER). Информационная технология. Госстандарт России, Москва

4. RTCA SC-214 / EUROCAE WG-78, Advanced Data Communication, Baseline 2 Standards, Presentation, Melbourne (FL), March 2013.

5. Research stand with hardware-in-the-loop and human-in-the-loop for ground and on-board ATM components simulation (“KIS UVD”), GosNIAS TRANSACTIONS. “ISSUES OF AVIONICS”, 2018.

6. Global Air Navigation Plan 2016–2030 (GANP) Doc 9750-AN/963. ICAO, Fifth Edition – 2016.

7. Анализ требований к взаимодействию наземных и бортовых систем по линии передачи данных в рамках концепции 4DTBO (сервис 4DTRAD). Аналитическая справка, ГОСНИИАС. 2100.100.0801-001/0800, Москва, 2016.

# **БОРТОВАЯ ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА И СБОР BIG DATA ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ПРЕДИКТИВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И ДРУГИХ ОПЕРАЦИЙ**

*Попов Ю.С., Казанцева Е.А., Шалов С.Ю., Яцков С.В.  
ФГУП «ГосНИИАС»*

Современные самолеты создают огромное количество информации. 2,5 триллиона байт [1]. Это объем данных, который ежедневно генерируется во всем мире всеми видами систем, включая тысячи датчиков и микросхем, на борту самолетов. Эти данные предоставляют информацию о привычках пассажиров, механическом износе и расходе топлива.

В цифровую эпоху данные, помимо простого предоставления информации, представляют собой ценность и могут приносить прибыль при аналитическом использовании. Современные эксплуатанты используют Big Data, чтобы максимизировать бизнес-потенциал сбора и анализа данных для получения преимуществ авиационной отрасли в целом, от обслуживания пассажиров до процедур технического обслуживания и оптимизации воздействия на окружающую среду.

Для сбора данных от многочисленных самолетных систем может быть использована бортовая информационная система (БИС). БИС представляет собой программно-аппаратный комплекс для обеспечения воздушных судов (ВС) набором электронной документации и приложений для пилотирования ВС, технического обслуживания и эксплуатации салона [8].

БИС может выполнять широкий диапазон функций. Наличие БИС на борту ВС дает ряд преимуществ как для членов экипажа и персонала технического обслуживания, так и для авиакомпании в целом, поскольку расчеты, осуществляемые компонентами программного обеспечения БИС, в перспективе позволяют на основе полученных данных обеспечивать экономию топлива, осуществлять предиктивное обслуживание, предполагающее анализ массива исторических данных по техническому обслуживанию самолетов и работе отдельных компонентов, выполнять множество других необходимых функций, в том числе использовать программное обеспечение, которое не всегда можно разместить на сертифицированном бортовом оборудовании.

## **Данные для технического обслуживания**

Сначала рассмотрим базовое определение технического обслуживания и то, какие виды технического обслуживания можно выполнять на самолете [2].

Во-первых, существует превентивное обслуживание. Использование компонентов ограничено, и эксплуатант может заменить их до истечения срока их службы, исходя из летных часов, полетных циклов или календарных дней. Но это означало бы слишком раннюю замену компонента.

Во-вторых, существует реактивное техническое обслуживание, которое означает замену компонента в случае его отказа на самолете, но, конечно, это

слишком поздно и приведет к прерыванию или задержке в работе.

Наконец, есть предиктивное обслуживание, которое состоит из прогнозирования выхода компонента из строя и его замены до того, как это вызовет задержку или прерывание работы. Следовательно, компонент будет заменён точно в срок.

Если будет возможно перейти от модели превентивного обслуживания к модели предиктивного обслуживания, компонент останется в самолете в течение более длительного периода времени и будет удаляться только вовремя, что позволит избежать ненужного обслуживания и сэкономить средства.

Что необходимо для выполнения предиктивного обслуживания?

Первое требование – Big Data. Нужен подключенный самолет, чтобы сообщить, что происходит, а это означает, что самолет должен передавать тысячи параметров от своих систем. Другое требование – наличие алгоритмов, программного обеспечения и логики, которые будут анализировать большие данные и в качестве выходных данных генерировать предупреждения и оповещения, которые могут быть приняты во внимание при выполнении технического обслуживания самолета.

Алгоритмы позволяют прогнозировать износ механических и, в меньшей степени, электронных деталей. Обработка этих данных открывает новые перспективы с точки зрения оптимизации затрат на техническое обслуживание: мы знаем, что самолет, находящийся на земле, теряет прибыль в размере 10 000 долларов в час [1].

Базовыми компонентами в этом процессе являются подключенный самолет, расширенный набор датчиков и дополнительное оборудование, установленное на каждое эксплуатируемое ВС для централизации сбора данных, например, БИС, и обеспечение передачи информации в авиакомпанию и производителю ВС. Как можно больше ВС должны быть дооборудованы для обеспечения массового сбора данных, анализа данных и выработки оптимизационных решений.

### **Big Data и экологический след**

Глобальный воздушный трафик продолжает расти: за десять лет он увеличился более чем на 60% и, как ожидается, к 2031 году достигнет 12 миллиардов пассажиров в год [1]. Эти цифры поднимают двойную проблему эксплуатации: разделение воздушного пространства и воздействия такого движения на окружающую среду. Европейская программа SESAR, запущенная в 2007 году и все еще находящаяся на стадии тестирования у различных авиакомпаний, направлена на использование данных для обеспечения плавности движения в европейском небе при одновременном снижении расхода авиационного топлива.

Из-за плохой организации воздушного движения ежегодно теряется 7,8 миллиона тонн топлива. Траектории полета можно оптимизировать, используя данные для изменения маршрутов в реальном времени, чтобы приспособиться к штормам и другим нарушениям. Помимо значительной



экономии топлива, теперь благодаря данным стало возможным снизить воздействие на окружающую среду: гражданская авиация генерирует 2% глобальных выбросов CO<sub>2</sub>, особенно из-за времени, проведенного в аэропортах в ожидании разрешения на посадку.

Бортовая информационная система призвана помочь в централизованном сборе данных для оценки расхода топлива и оптимизации полетов

### **Big Data для улучшения обслуживания пассажиров**

В высококонкурентном секторе коммерческой авиации крайне важны вопросы развлечений и связи на борту. Добавленная стоимость, обеспечиваемая расширенным и персонализированным клиентским опытом, является серьезной коммерческой проблемой, особенно с точки зрения лояльности клиентов для авиакомпаний. Сегодня возможность подключения и доступ к персонализированному мультимедийному контенту являются доминирующими критериями для пассажира [1].

Индустрия приняла это к сведению: даже если пассажиры являются ограниченной аудиторией, они остаются потребителями; таргетированная реклама и предложения по содержанию не только способствуют улучшению качества обслуживания клиентов, но и приносят прибыль. Существуют решения на основе Big Data, которые анализируют данные о пассажирах для создания профилей и предлагают каждому пользователю персонализированный контент и рекомендации, основанные на их возрасте, интересах и даже месте назначения. Таким образом, авиакомпании могут лучше идентифицировать своих клиентов и предлагать им более качественные услуги и повышенный комфорт полета.

### **Примеры зарубежного коммерческого оборудования БИС и для сбора данных (Big Data)**

Big Data требует специальной технологии для извлечения параметров самолета.

#### **FOMAX от Collins Aerospace**

Одним из примеров является FOMAX – Flight Operations and Maintenance eXchanger – компьютер производства Collins Aerospace [2]. Для алгоритмов, которые превращают накопленные данные ВС в информацию для принятия решений по вопросам эксплуатации, используется программное обеспечение Skywise (система анализа данных ВС компании AIRBUS).

На передней панели компьютера FOMAX имеется восемь слотов для SIM-карт, четыре для Airbus и четыре для авиакомпании. Чтобы дать приблизительное представление, какое предиктивное обслуживание было бы возможно без FOMAX, то оно позволило бы отслеживать только до 400 параметров и генерировать до 50 МБ данных за полет. С FOMAX можно отслеживать до 24 000 параметров или генерировать до 12 ГБ данных за один полет. Итак, здесь на помощь приходит Big Data.

FOMAX передает данные в Skywise через сеть 4G при каждой посадке. Skywise анализирует эти данные для создания предупреждений и

оповещений, которые обслуживающая организация может принять во внимание при выполнении действий по техническому обслуживанию самолета, таких как замена компонента, обслуживание самолета или заправка системы самолета.

### **Onboard Network System компании Boeing**

Бортовая сетевая система (Onboard Network System, ONS) компании Boeing используется в самолете Boeing 737 MAX и позволяет хранить записи о неисправностях, связанных с компонентами и системами самолета, в цифровом виде так, как раньше требовал бумажный журнал [3].

Позже Boeing усовершенствовала 737, добавив новую ONS для связи операций и технического обслуживания авиакомпаний с данными самолета и программным обеспечением. ONS значительно увеличивает объем данных, доступных для авиакомпании, а системы связи ONS предоставляют эти данные и программное обеспечение самолета для летного экипажа, экипажа салона и технического обслуживания, а также для наземного обслуживания. Системы отвечают строгим требованиям Федерального авиационного управления США (FAA) для безопасной и надежной бортовой сети.

Вместе системы связи и ONS объединяют функции, обычно выполняемые несколькими сменными блоками (LRU). Базовые и дополнительные компоненты делают ONS масштабируемой к текущим эксплуатационным требованиям, а также достаточно гибкой, чтобы расти для будущих эксплуатационных потребностей. Многие компоненты ONS внедрялись в Next-Generation 737 перед первой установкой в 737 MAX.

ONS интегрирует системы самолета с большим объемом данных и дополнительные системы связи, чтобы 737 MAX стал узлом в сети авиакомпании, что позволяет поддерживать более эффективное решение задач технического обслуживания и эксплуатационных процедур.

Кроме того, ONS объединяет существующие функции, обычно выполняемые несколькими дополнительными системами, и расширяет их возможности. ONS интегрирует загрузку данных, запись данных самолета и поиск неисправностей в системе в единую систему и позволяет интегрировать функции операций, обычно выполняемые экипажем, на мобильных устройствах или EFB.

ONS имеет это масштабируемую архитектуру. Опционные системы связи и программные приложения, которые дополнительно используют возможности ONS, могут быть выбраны для развития парка 737 на временной шкале авиакомпании.

ONS также можно комбинировать с сервисами Boeing, чтобы использовать большой объем данных самолета для расширенного планирования технического обслуживания. ONS позволяет расширить многие предлагаемые в настоящее время возможности и новые возможности.

### **Бортовая информационная система A380 компании Safran**

Safran, ведущая компания по проектированию и производству оборудования по сбору аэронавигационных данных и защищенным

информационным системам, была выбрана для решения задачи безопасной обработки почти миллиона параметров для Airbus A380 [4].

Архитектура, выбранная для A380, основана на системе сетевых серверов и маршрутизаторов, работающих в режиме реального времени, в сочетании с централизованным сбором параметров и безопасной цифровой связью. Несмотря на открытость миру через цифровые радиолинии, вся бортовая система спроектирована так, чтобы обеспечивать высокую безопасность как с точки зрения компьютерной безопасности, так и с точки зрения доступности благодаря своей избыточной архитектуре.

Бортовая информационная система Airbus A380 собирает, централизует и компилирует все данные, относящиеся к полету, в единой системе и обеспечивает внешние средства связи, вычисления и возможности хранения данных. Эта модульная центральная система также содержит приложения, уникальные для компании Airbus и авиакомпаний, которые имеют дело с фактической эксплуатацией самолета вплоть до услуг: бортовая электронная документация, навигационные карты-схемы, расчеты взлетно-посадочных характеристик, журналы полетов и т.д. Информационная система состоит из четырех компонентов, которые работают в высокоинтегрированной форме.

Система сетевого сервера (NSS) является основой системы. Одна часть NSS имеет высокую степень защиты, высокий уровень доверия и строго посвящена области авионики. Другая часть, содержащая информацию и документы, относящиеся к полетам, связана с внешним миром (Open World) (система развлечений в полете и беспроводные соединения и т. д.).

Безопасный интерфейс связи (Secure Communication Interface, SCI), технология, запатентованная Safran, является связующим звеном между Миром авионики и Open World. Являясь базовым компонентом безопасности всей сети, он гарантирует безопасность обмена информацией между IFE и системами авионики, а также безопасность обмена данными «земля-воздух» и «воздух-земля».

Центральный модуль сбора данных (Central Data Acquisition Module, CDAM), разработанный специально для A380, представляет собой систему мониторинга технического обслуживания, способную регистрировать и анализировать до миллиона параметров. Он может генерировать более ста различных отчетов о техническом обслуживании, касающихся технического состояния самолета и любых возможных технических неисправностей.

Операторы могут программировать и настраивать CDAM в соответствии со своими потребностями, а также декодировать и отображать отчеты, сгенерированные на борту, с использованием связанных инструментов, таких как наземный инструмент программирования (Ground Programming Tool, GPT) и наземный инструмент чтения (Ground Reading Tool, GRT).

#### **«Подключенный самолет» Thales**

Поскольку возможность подключения (connectivity) становится все более распространенной в авиационной экосистеме, это способствует

распространению компонентов искусственного интеллекта, Big Data, облачного вычисления и хранения, мобильности и социальных сетей [5]. Это ключевые аспекты цифровой трансформации, которые Thales использует для своих клиентов. Обладая объединенным портфелем в области авионики, систем управления полетами, управления воздушным движением и кибербезопасности, Thales хорошо оснащена для достижения цифровой трансформации и обеспечения безопасного и бесперебойного подключения к авиационной экосистеме.

Недавно Thales сделала несколько важных приобретений для усиления своего позиционирования и консолидации своих навыков для все более взаимосвязанной аэрокосмической экосистемы: Live TV (IFE и решения для подключения), Vormetrics (защита данных), Aviovision (соединение приложений открытого мира с системами авионики), а с недавних пор – Guavus (Big Data в реальном времени и ИИ) [6].

Приобретение Guavus укрепило позиции Thales в одной из ключевых технологий, лежащих в основе цифровой трансформации, обработки и прогностического анализа Big Data, который становится все более важным фактором в процессе принятия решений.

Компания Guavus создала признанную промышленную платформу Big Data, специально адаптированную для аналитики в реальном времени и предназначенную для легкого внедрения на новых рынках [7].

Основанная в 2006 году, компания Guavus сосредоточилась на рынке операторов телекоммуникационных и кабельных сетей и ежедневно анализирует более 5 петабайт (5000 терабайт) данных для своих клиентов.

### **Разработка БИС**

Таким образом, разработка Бортовой информационной системы является важным и необходимым элементом для обеспечения ВС набором электронной документации и приложений для пилотирования ВС, технического обслуживания и эксплуатации салона [8], оказывая помощь в процессе оптимизации эксплуатации ВС, снижении расходов и поддержании технического состояния ВС.

Решая вопросы разработки БИС необходимо планировать сбор данных со всего парка ВС, хранение и обработки данных в наземных информационных системах с применением искусственного интеллекта на ресурсах эксплуатанта и разработчика ВС, который выдает рекомендации по эксплуатации и совершенствует программы технического обслуживания.

### **Список использованных источников**

1. Big Data in Aerospace. – URL: <https://www.thalesgroup.com/en/big-data-aerospace>.
2. Looking into the future at Etihad Airways // Aircraft IT MRO. – September-October 2020, №52.
3. 737 MAX Advanced Onboard Network System // Boeing Aero QTR\_03.

A Quarterly Publication 14. URL: [https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2014\\_q3/pdf/AERO\\_2014q3.pdf](https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2014_q3/pdf/AERO_2014q3.pdf).

4. Aircraft Information Systems (AIS). – URL: <https://www.safran-electronics-defense.com/aerospace/commercial-aircraft/information-system/aircraft-information-systems-ais>.

5. Thales Connected Aircraft. – URL: <https://www.thalesgroup.com/en/markets/aerospace/thales-connected-aircraft>.

6. Thales acquires Guavus, a pioneer in real-time big data processing and analytics. – URL: <https://onboard.thalesgroup.com/thales-acquires-guavus-pioneer-real-time-big-data-processing-analytics/>.

7. Thales (Euronext Paris: HO) announces today the closing of the acquisition of US company Guavus, a pioneer in real-time Big Data analytics. – URL: <https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/security/press-release/thales-completes-acquisition-guavus-one-pioneers-real-time-big-data>.

8. Попов Ю.С., Казанцева Е.А., Шалов С.Ю., Яцков С.В. Концепция бортовой информационной системы для российского воздушного судна // Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы авионики. – М.: ГосНИИАС, 2021.

# РАЗРАБОТКА ФУНКЦИИ ДВИЖЕНИЯ В ЗОНЕ АЭРОДРОМА ДЛЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

*Попов Ю.С., Шалов С.Ю., Яцков С.В., Казанцева Е.А.  
ФГУП «ГосНИИАС»*

## **Введение**

Формирование и разработка функции движения по аэродрому является важным этапом развития функций для обеспечения безопасности взлетов, посадок и руления в зоне аэродрома в различных метеоусловиях и видимости в разных аэродромах, а также в условиях увеличивающегося трафика в зоне аэродромов ввиду повышения интенсивности пассажироперевозок. В данный момент аналогичная функция внедрена в бортовое оборудование воздушных судов (ВС) AIRBUS 350 и AIRBUS 380 в составе бортовой навигационной функции (ONF – onboard navigation function), а также в составе Boeing 787 как функция аэродромной движущейся карты (АММ). Эта функция активно развивается на планшетах в составе комплектов EFB Jeppesen и Lufthansa Systems.

На основе концепции функции движения в зоне аэродрома [1] проведено ее проектирование для применения в различных комплексах бортового оборудования, а также для мобильной версии и применения в составе электронного планшета летчика. В процессе работы выполнялось проектирование программных модулей для интеграции двумерной и трехмерной карты аэродрома в навигационный и пилотажно-навигационный дисплеи стендов прототипирования, работающих на платформах Windows и Linux. Аналогичный модуль был спроектирован и интегрирован в приложение EFB на платформах Windows и iOS. В процессе работ сформировался подход для проектирования архитектуры и модулей программного обеспечения (ПО) функции движения по аэродрому. Предварительные результаты по работе над функцией для стенда прототипирования перспективного ВС, стенда комплекса бортового оборудования (КБО) малой авиации, а также для планшетов на платформе Windows и iOS были продемонстрированы на выставках (МАКС-2017, МАКС-2019).

Все перечисленные примеры функции у разных поставщиков развиваются для повышения безопасности руления по аэродрому с учетом заложенных технических решений в состав аэродромных картографических данных AMDB [2, 3].

Также в Российской Федерации идет подготовка инструментов для формирования цифровых аэродромных данных по российским аэродромам для обеспечения эксплуатантов ВС.

## **Прототипирование функции**

Прототипирование функции важный этап разработки функции для формирования ее концепции и проверки технических и практических предложений для разработки и оценки концепции. В процессе

прототипирования функции проведены этапы для стенда прототипирования магистрального ВС, стенда КБО малой авиации и планшетная версия функции.

Концепция разработки функции движения в зоне аэродрома в составе КБО и как отдельная функция в EFB была представлена в статье [1]. Данная концепция была дополнена реализацией версии функции в составе режима синтезированного видения в составе пилотажно-навигационного кадра (см. рисунок 1) и реализация прототипа функции с аналогичным функционалом на стенде малой авиации (см. рисунок 2).



Рисунок 1 – Макет функции АММ в составе кадра ND (слева) и в составе функции синтетического видения PFD стенда прототипирования (справа)

При реализации прототипа функции для стенда КБО малой авиации использовалась спецификация OpenGL версии ES 2.0, т.к. макет должен был работать в операционной системе Linux на одноплатном компьютере с видео-чипом «Vivante», поддерживающим только версию OpenGL для встраиваемых систем – Embedded System 2.0. OpenGL ES предоставляет кроссплатформенный API рендеринга улучшенной 2D- и 3D-графики на встроенных и мобильных системах. Этот стандарт состоит из четко определенного подмножества настольного OpenGL, подходящего для устройств с низким энергопотреблением, и обеспечивает гибкий и мощный интерфейс между программным обеспечением и оборудованием для ускорения графики. Экранные снимки работы функции в составе стенда КБО малой авиации представлены на рисунке 2.

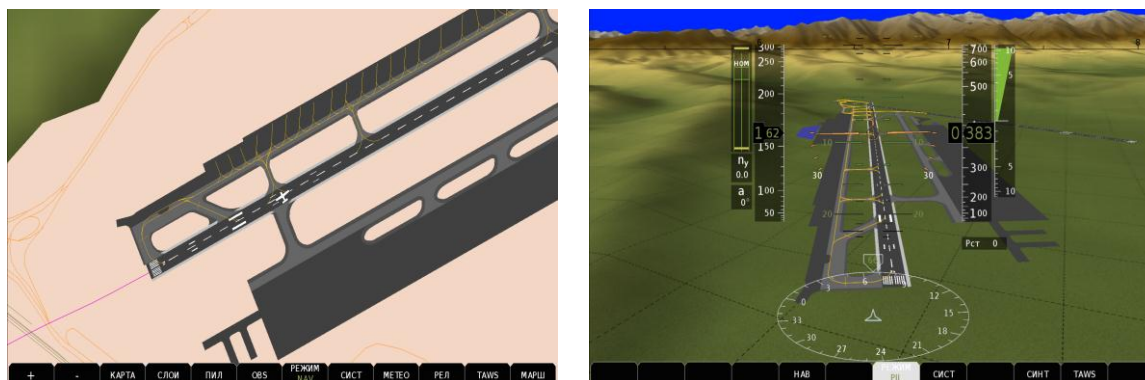


Рисунок 2 – Функция движения в зоне аэродрома в составе Маршрутной карты (слева) и в составе функции синтезированного видения комплекса Малой авиации (справа)

Реализация макета EFB-функции для планшетных компьютеров под управлением операционной системы iOS - iPad, предполагает использование специализированной системы построения графики, разработанной фирмой «Apple» – «Metal». Данная графическая система является стандартом разработки графических модулей приложений и оптимизирована для работы в устройствах под управлением операционной системы iOS. Экранные снимки работы функции, в составе планшетного компьютера с Windows и iOS (iPad) представлены на рисунке 3.

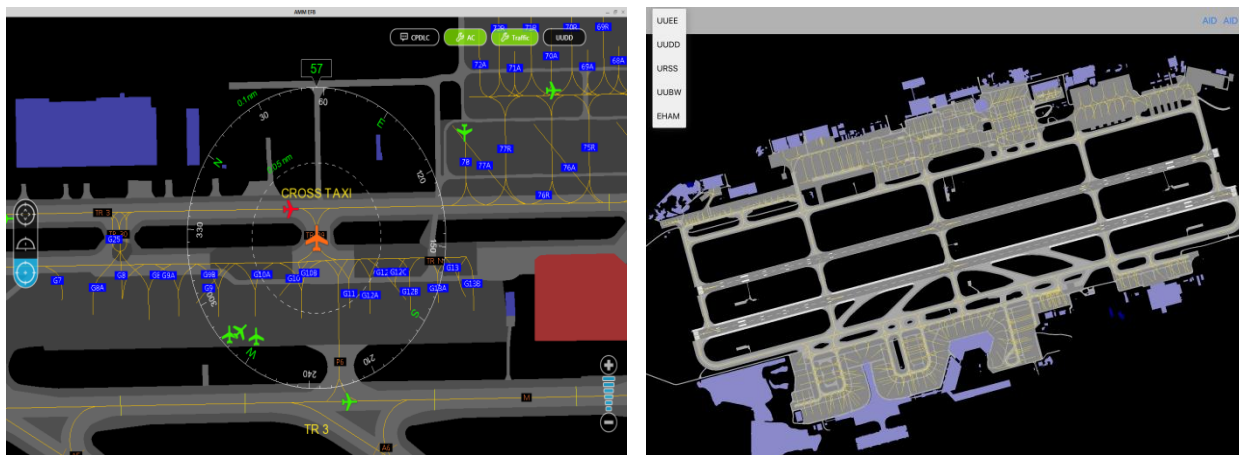


Рисунок 3 – EFB-версия функции для планшетных компьютеров под управлением ОС Windows (слева) и для платформы iOS (справа)

Решения для операционных систем Windows, Linux и iOS отличаются реализацией модулей работы с графикой, хранением и загрузкой данных в виду несовместимости API, предоставляемого каждой платформой. Модуль загрузки данных и бизнес-логики функции, являются единственными кроссплатформенными модулями, т.к. используют стандартные функции и алгоритмы работы с памятью языка «С».

### **Интеграция технологии ARINC661**

В то время как программное обеспечение отображения дисплеев кабины пилотов воздушного судна традиционно выполнялось в виде автономных исполняемых файлов, которые представляли информацию на базе внутренних правил и логики, стандарт ARINC 661 [4] ввел четкое разделение между кодом, создающим графику, и кодом, управляющим логикой, положением и состоянием всех визуальных элементов. Эти два компонента называются Система Дисплеев Кабины (CDS – Cockpit Display System) и Пользовательское Приложение (User Application). Более того, стандарт ARINC 661 определяет Систему Дисплеев Кабины как интерпретатор команд при исполнении, способный отображать один или несколько элементов из определенного ограниченного набора, содержащегося в библиотеке строительных блоков, называемых виджетами.

После признания этих двух компонентов независимыми приложениями, следующим шагом стало определение стандарта обмена сообщениями между ними. Используя протокол исполнения команд ARINC 661, сообщения



поступают из Системы Дисплеев Кабины к одному или нескольким Пользовательским Приложениям для осуществления взаимодействия с пользователем. После их обработки, Пользовательское Приложение отправляет ответные сообщения, запрашивая обновление статусов, и изменяет виджеты, отображаемые Системой Дисплеев Кабины.

Таким образом, основным преимуществом от разделения графической и логической компонент приложения по технологии ARINC661 является то, что изменения в логике работы Пользовательского Приложения могут не оказывать влияния на отображение на Системе Дисплеев Кабины при сбалансированной многофункциональной конфигурации виджетов, что и помогает облегчить проведения независимой сертификации Системы Дисплеев Кабины. Такой подход способствует развитию распределённой системы разработки дисплея кабины ВС, выполняемой несколькими командами, а также облегчает моделирование и тестирование мониторов.

Изначально стандарт ARINC 661 был разработан для удовлетворения серии руководящих принципов, а именно:

- минимизация затрат разработки новых дисплеев;
- минимизация затрат внесения изменений в новые разработки;
- сведение к минимуму затрат управления устареванием аппаратного обеспечения;
- поддержка средств разработки стандартных средств человеко-машинного интерфейса (HMI);
- разделение процесса разработки пользовательского приложения и системы индикации дисплеев кабины ВС;
- облегчение процесса независимой сертификации Пользовательского Приложения и Системы Дисплеев Кабины.

На рисунке 4 представлена схема взаимодействия графического и логического компонента.



Рисунок 4 – Схема взаимодействия логической и графической частей по технологии ARINC661 (компания ANSYS)

Пользовательские приложения (UA1, UA2, UA3) работают на уровне логики на оборудовании ИМА. Конфигурационные файлы для пользовательских приложений загружаются на стороне сервера ARINC661 в соответствии набором библиотеки виджетов.

Технология стандарта ARINC661 поддерживается и реализуется несколькими компаниями в своих продуктах разработки для применения в проектировании систем бортового оборудования и, в частности, в индикаторах: компания ANSYS (продукт SCADE от компании Esterel Technologies) и компания PRESAGIS (продукт VAPS XT [5]). Каждая из компаний реализует поддержку стандарта ARINC661 в своих инструментах разработки и набор виджетов. ГосНИИАС ведет разработки с применением инструментов ANSYS.

Сервер ARINC-661[4] реализует следующий функционал:

- формирование пользовательского интерфейса функции, описанного в конфигурационном файле – Definition File (DF-файл). Пользовательский интерфейс состоит из набора виджетов – графических объектов интерфейса пользователя, отвечающих за отображение графической информации определенного типа (надпись, поле ввода, графический примитив);
- получение структур данных от пользовательского приложения, для инициализации виджетов, составляющих интерфейс пользователя;
- формирования и передачи команд управления пользовательским интерфейсом по стандарту ARINC-661.

Для отображения графических примитивов на индикаторе, сервер должен поддерживать спецификацию OpenGL SC.

Пользовательское приложение реализует управляющую логику работы с интерфейсом пользователя путем формирования команд инициализации и обновления состояния виджетов. Данные команды должны соответствовать версии стандарту ARINC-661, поддерживаемой сервером.

Разработанный прототип функции движения по поверхности аэродрома может быть адаптирован для включения в состав многофункционального индикатора типа ИМ-21-2, который использует сервер ARINC-661.

Преимуществом использования сервера ARINC-661, при разработке ФПО для разных индикаторов (платформ), использующих различные системы отображения информации стандарта ARINC-661, выпущенных разными производителями, является возможность использования одного и того же файла описания интерфейса пользователя (DF-файл).

Пример макета функции для бортового применения с использованием сервера ARINC-661 показан на рисунке 5.

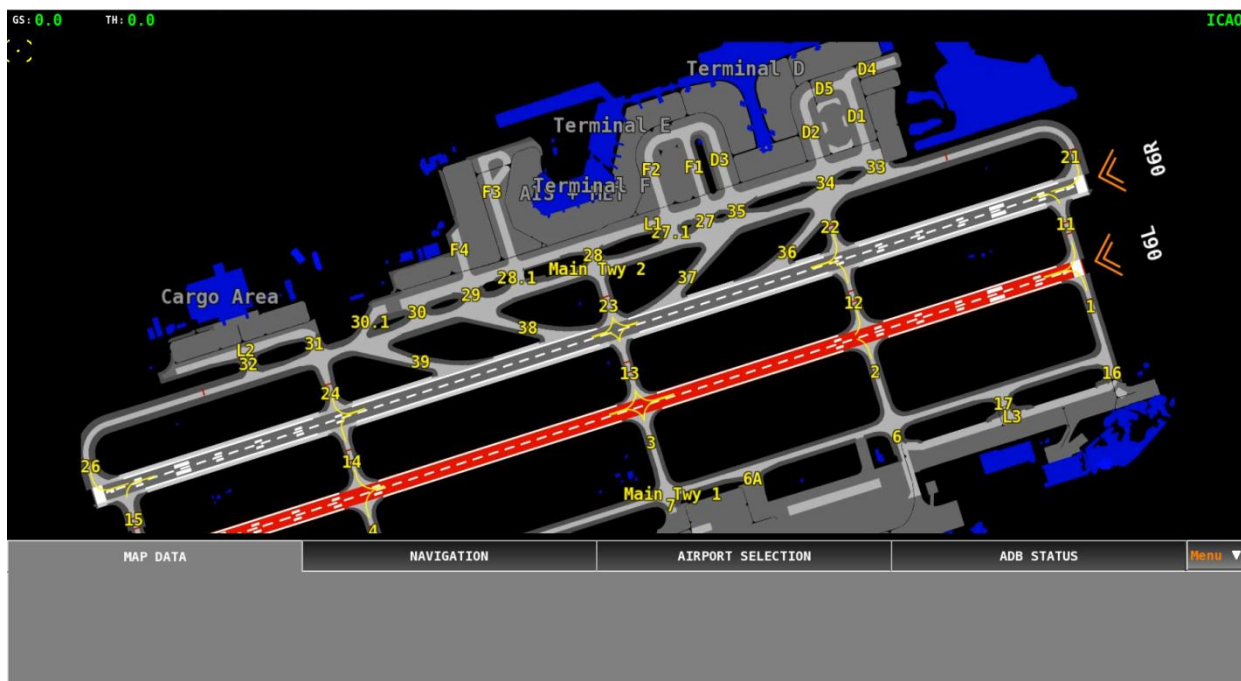


Рисунок 5 – Макет функции для бортового применения с использованием сервера ARINC-661

На рисунке 6 представлена архитектура прототипа функции движения в зоне аэродрома по технологии ARINC661.

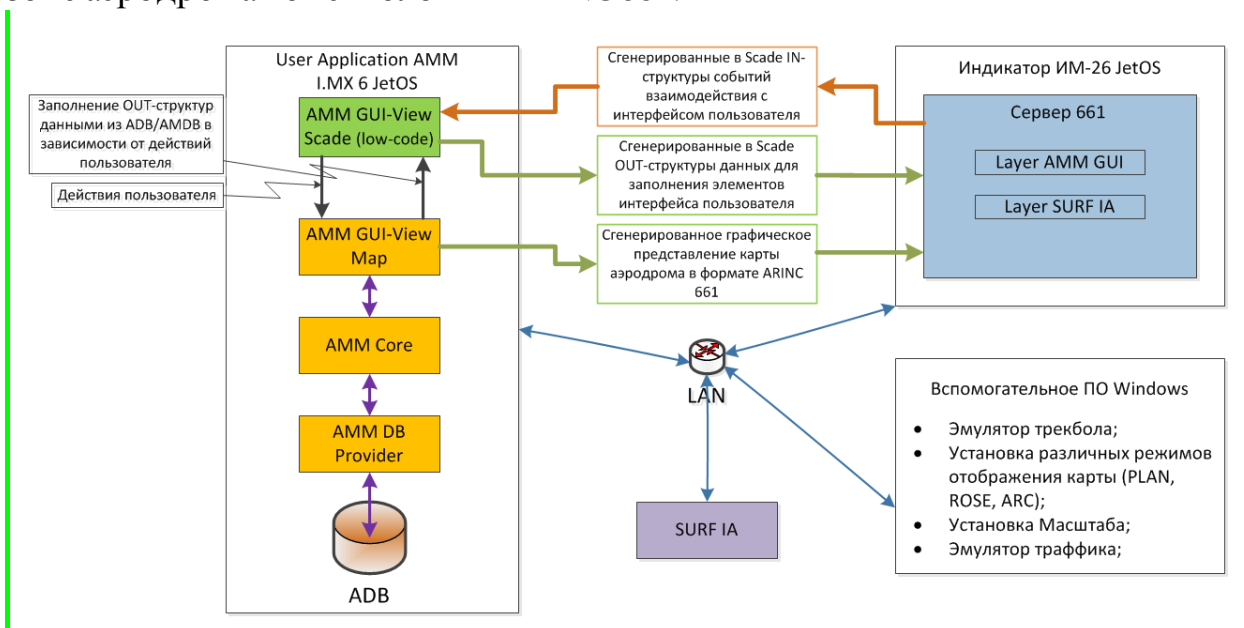


Рисунок 6 – Архитектура ФПО АММ

Части пользовательского приложения АММ (UA АММ) разрабатываются по двум разным технологиям:

- АММ GUI-View SCADE – данный модуль является сгенерированным кодом на языке C из проекта SCADE Display и содержит все необходимые параметры, структуры, функции и объекты для формирования, заполнения и передачи данных от UA в индикацию и обратно. Все необходимые данные передаются от АММ GUI-View Map для заполнения

OUT-структур данными из ADB/AMDB в зависимости от действий пользователя и текущей обстановки. Все команды пользователя из IN-структур передаются в AMM GUI-View Map для поиска и выборки данных;

- AMM GUI-View Map – данный модуль является сопряжением между AMM Core и SCADE модулем и обеспечивает передачу данных в структуры пользовательского интерфейса и осуществления запросов в AMM Core. Данный модуль и последующие написаны на языке C без визуального проектирования;

- AMM Core является модулем ранее разработанным для применения на платформах Windows, Linux, iOS для загрузки данных, обработки данных, обработки запросов и формирования карты в соответствии с бизнес-логикой приложения;

- AMM DB Provider – модуль обработки запросов и ответов от базы данных AMDB;

Часть для индикации разрабатывается в среде SCADE Display в виде файла конфигурации и загружается при старте сервера ARINC661.

Взаимодействие между сервером ARINC661 и UA AMM выполняется следующим образом.

1. Все сгенерированные в SCADE OUT-структуры данных передаются в пользовательский интерфейс для заполнения элементов. Данные структуры меняются по мере выполнения операций или текущего положения ВС.

2. Сгенерированное графическое представление карты аэродрома передается в формате команд ARINC661 в сервер. По этому представлению генерируются графические примитивы карты аэродрома для визуализации.

3. При работе пилота все его операции с пользовательским интерфейсом передаются в виде сгенерированных SCADE IN-структур событий взаимодействия. Эти структуры поступают на обработку в AMM GUI-View SCADE модуль.

Разработка и отработка архитектуры ПО функции движения в зоне аэродрома с технологией ARINC661, представленная на рисунке 7, была запланирована по фазам:

1. Разработка пользовательского приложения движение в зоне аэродрома на Python для Windows + запуск сервера ARINC661 v6 на платформе Windows.

2. Пользовательское приложение на Python для Windows + запуск сервера ARINC661 v6 на JetOS.

3. Разработка пользовательского приложения движение в зоне аэродрома на JetOS + запуск сервера ARINC661 v6 на JetOS.

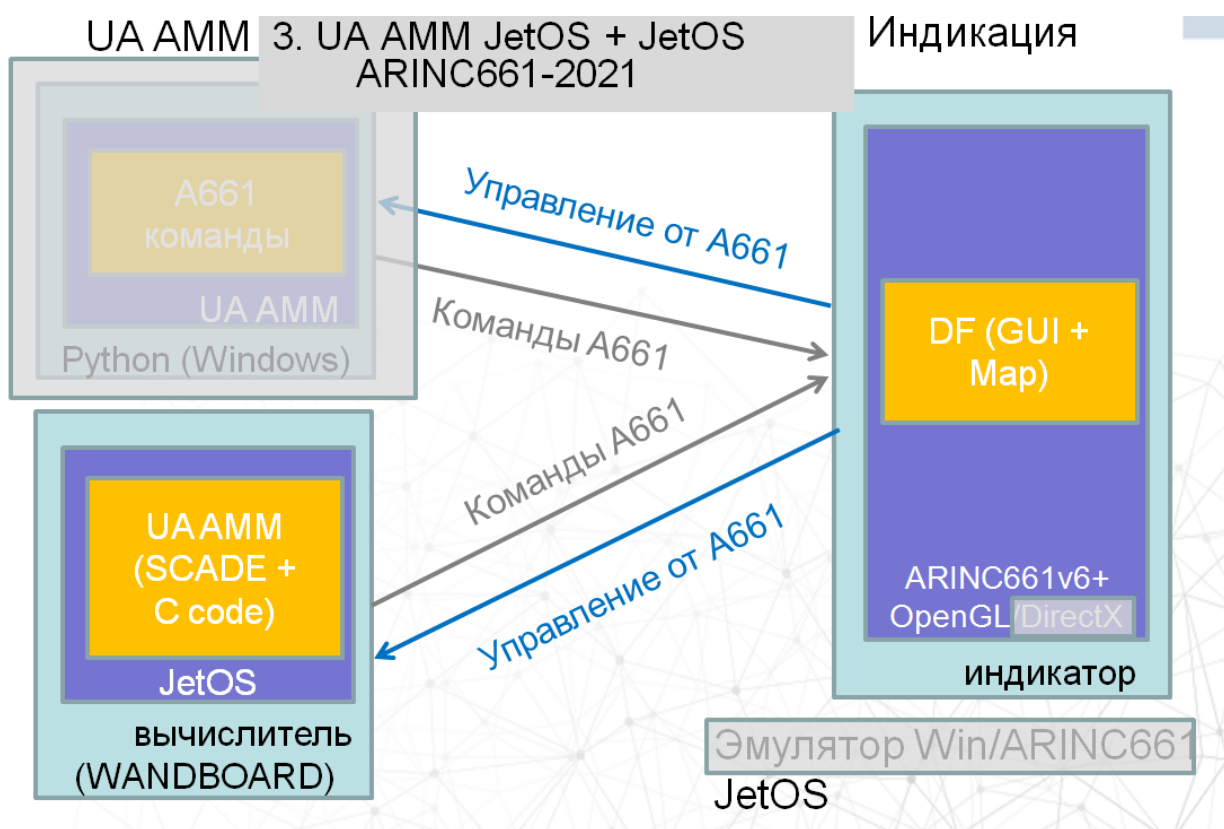


Рисунок 7 – Разработка и отработка архитектуры ПО функции движения в зоне аэродрома с технологией ARINC661

### Описание демонстратора

В состав демонстратора входят:

- индикатор ИМ-26, разработанный УКБП, с встроенным вычислителем Variscite с процессором i.MX6 и видеокартой Vivante с ОС Linux Debian. Разрешение индикатора: 1920 x 1080;

- одноплатный компьютер WANBOARD с процессором i.MX6 и видеокартой Vivante с ОС JetOS.

Сценарий демонстрации – синтезированные данные по рулению ВС по аэродрому UUEE и взлет по ВПП 24L. Частота передачи данных 20 Гц. В составе данных передается положение (lat, lon) и курс ВС.

Для проведения работы в режиме интерактивности реализована постепенное изменение масштаба карты (от 1 nm до 10 nm и обратно по ширине экрана), а также осуществляется выбор режимов работы из следующих: PLAN, ARC, ROSE. Карта при режиме PLAN ориентирована верх – север, карта при режимах ARC и ROSE ориентирована по курсу движения. Для режима ARC положение ВС представлено на 1/3 экрана снизу и частичный компас с основными делениями и дополнительная внутренняя окружность для ориентации с масштабом карты (см. рисунок 8). Для режима ROSE положение ВС представлено по центру экрана и полный компас с основными делениями и дополнительная внутренняя окружность для ориентации с масштабом карты (см. рисунок 9).



Рисунок 8 – Режим ARC с масштабом 0.5 nm



Рисунок 9 – Режим ROSE с масштабом 0.75 nm

### Заклучение

Разработанное ПО прототипа функции движения по аэродрому предназначено для реализации в составе КБО на платформе под управлением отечественной операционной системы реального времени JetOS с поддержкой ARINC653. Инструменты обеспечения индикации, основанные на технологии

ARINC661, ориентированы на различные виды функций, в том числе и на картографические приложения. Для построения демонстратора были выполнены работы по портированию сервера ARINC661 на платформу JetOS и проверка производительности сервера на платформе. Были выявлены технические и архитектурные особенности применения сервера ARINC661 для платформы JetOS и проведены работы по совершенствованию решений сервера ARINC661.

В итоге разработаны методы оптимизации графических операций для сервера ARINC661 v6 и виджета MapHorz на основе драйвера OpenGL для картографического приложения функции движения в зоне аэродрома. Эти операции позволили получить необходимую производительности на JetOS (около 30 fps) и планировать разработку пользовательского приложения на вычислителе. Это позволит доработать функцию движения в зоне аэродрома с пользовательским интерфейсом и представить ее пилотам.

Возможность аналогичной работы на Windows и JetOS позволяет разработчикам отлаживать сложное взаимодействие в среде разработки и визуальным отладчиком.

С учетом результатов отработанной архитектуры и ПО прототипа функции движения по аэродрому скорректированы требования и представлены в виде обновленной спецификации требований.

Разработано ПО прототипа интегрированной функции движения в зоне аэродрома для применения в составе различных средств индикации, которое отделяет вычислительный процесс от средств индикации с применением технологии сервера ARINC 661 версии 6. Разработанное ПО прототипа функции движения по аэродрому предназначено для реализации в составе демонстратора КБО на платформе под управлением отечественной ОСРВ и может быть рассмотрено для перевода работы на этап ОКР и внедрения в вычислители и индикаторы КБО.

#### Список использованных источников

1. Попов Ю.С., Шалов С.Ю., Яцков С.В. Данные по аэродромам и новые функции бортового комплекса // Материалы докладов 4-й Международной научно-практической конференции «Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских судов» - М.: ФГУП «ГосНИИАС», 2017.

2. Шустов В.В. Особенности создания векторной карты аэродрома для моделирования движения воздушных судов на его поверхности // Вестник ВГУ, Серия: Системный анализ и информационные технологии. – 2015, №3.

3. ARINC 816: Embedded Interchange Format for Airport Mapping Database, Publication Date: June 25, 2012.

4. ARINC 661 Cockpit Display System Interfaces to User Systems ARINC Specification 661-6.

5. VAPS XT Offers HMI designers, systems engineers, and embedded engineers maximum control and flexibility for creating interactive real-time graphical displays. – URL: <https://www.presagis.com/en/product/vaps-xt/>.

# НЕПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ МЕТОД ОБНАРУЖЕНИЯ ОТКАЗОВ ДАТЧИКОВ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА ВОЗДУШНОГО СУДНА ПРИ НЕПОЛНОСТЬЮ ИЗМЕРЯЕМОМ ВЕКТОРЕ СОСТОЯНИЙ

*Зыбин Е.Ю.<sup>1</sup>, Косьянчук В.В.<sup>1</sup>, Гласов В.В.<sup>1</sup>, Бондаренко Ю.В.<sup>2</sup>*

*<sup>1</sup>-ФГУП «ГосНИИАС», <sup>2</sup>-ФГБОУ ВО «МГТУ ГА»*

Отказы датчиков параметров полета системы управления (СУ) воздушного судна (ВС) могут вызвать как ухудшение характеристик устойчивости и управляемости, так и невозможность безопасного автоматического управления, что в итоге, может привести к авиационному происшествию или катастрофе. Быстрое обнаружение и локализация таких отказов во время полета необходимы для определения времени и места их возникновения с целью исключения отказавших датчиков из контура управления или последующего их диагностирования для осуществления реконфигурации СУ [1].

Использование традиционных параметрических (модельных) методов контроля технического состояния датчиков, прямо или косвенно использующих информацию о параметрах их модели, осложняется отсутствием информации об истинных входных сигналах, поступающих на чувствительные элементы датчиков. Это приводит к необходимости избыточного аппаратного резервирования датчиков или использования при решении задач контроля полных математических моделей динамики полета ВС с высоким уровнем неопределённостей, вызванных их нелинейностью, нестационарностью, неточностью и неидентифицируемостью [2-6].

Настоящая работа посвящена развитию оригинальных непараметрических (безмодельных) методов теории динамических систем, не использующих информацию о параметрах модели ВС или его СУ и построенных только на основе анализа штатных входных и выходных сигналов СУ [8-16]. На примере линейной детерминированной модели динамики полета ВС с учетом предположения о ее наблюдаемости осуществляется вывод непараметрического критерия обнаружения отказов датчиков параметров полета ВС при неполностью измеряемом векторе состояний, использующего только информацию об измеряемых параметрах полета и управляющих воздействиях.

Пусть динамика полета ВС с работоспособными датчиками параметров полета описывается линейной дискретной моделью в пространстве состояний типа «вход-состояние-выход»

$$x_{i+1} = Ax_i + Bu_i, \quad (1)$$

$$y_i = Cx_i, \quad (2)$$

где  $i$  – дискретный момент времени;  $y$  – вектор измерений;  $u$  – известный вектор управлений;  $x$  – неизвестный вектор состояний;  $A, B, C$  – неизвестные матрицы собственной динамики, эффективности управления и измерения.

Предположим, что в момент времени  $i = i_f$  произошли одновременные отказы датчиков параметров полета ВС вида



$$y_i = FCx_i, \quad (3)$$

где  $F$  – диагональная матрица отказов,

$$F = \text{diag}([f_1 \quad \cdots \quad f_k \quad \cdots \quad f_{n_y}]), \quad (4)$$

$f_k$  – коэффициент отказа  $k$ -го датчика, характеризующий нарушение его калибровки при  $f_k \neq 1$ .

Необходимо без наличия информации о параметрах модели  $A$ ,  $B$ ,  $C$ , только по результатам измерений векторов управлений  $u$  и измерений  $y$  определить факт и время  $i_f$  возникновения отказов.

Введем обозначение для произвольной блочной матрицы Ганкеля вида

$$Z_i^{n,m} = \begin{bmatrix} z_{i-n-m} & z_{i-n-m+1} & \cdots & z_{i-n} \\ z_{i-n-m+1} & z_{i-n-m+2} & \cdots & z_{i-n+1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ z_{i-m} & z_{i-m+1} & \cdots & z_i \end{bmatrix} = [Z_{i-m}^{n,1} \quad Z_{i-m+1}^{n,1} \quad \cdots \quad Z_i^{n,1}] = \begin{bmatrix} Z_{i-n}^{1,m} \\ Z_{i-n+1}^{1,m} \\ \vdots \\ Z_i^{1,m} \end{bmatrix},$$

где  $m, n$  – количество блочных строк и столбцов матрицы  $Z$ , соответственно.

Тогда с использованием матрицы наблюдаемости  $C$  и индекса наблюдаемости  $\nu$  для  $\nu+1$  наблюдений можно записать значения выходных сигналов модели (1)-(2) в текущий момент времени

$$Y_i^{\nu,1} = Cx_{i-\nu} + DU_{i-1}^{\nu,1} \quad (5)$$

и предыдущий момент времени

$$Y_{i-1}^{\nu,1} = Cx_{i-\nu-1} + DU_{i-2}^{\nu,1}, \quad (6)$$

где

$$Y_i^{\nu,1} = \begin{bmatrix} y_{i-\nu} \\ y_{i-\nu+1} \\ y_{i-\nu+2} \\ \vdots \\ y_i \end{bmatrix}, Y_{i-1}^{\nu,1} = \begin{bmatrix} y_{i-\nu-1} \\ y_{i-\nu} \\ y_{i-\nu+1} \\ \vdots \\ y_{i-1} \end{bmatrix}, U_{i-1}^{\nu,1} = \begin{bmatrix} u_{i-\nu-1} \\ u_{i-\nu} \\ u_{i-\nu+1} \\ \vdots \\ u_{i-1} \end{bmatrix}, U_{i-2}^{\nu,1} = \begin{bmatrix} u_{i-\nu-2} \\ u_{i-\nu-1} \\ u_{i-\nu} \\ \vdots \\ u_{i-2} \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^\nu \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \cdots & 0 \\ CB & 0 & \cdots & 0 \\ CAB & CB & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{\nu-1}B & CA^{\nu-2}B & \cdots & CB \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \hat{D} \end{bmatrix}.$$

С учетом предположения о наблюдаемости модели (1)-(2) зависимые столбцы у матрицы наблюдаемости  $C$  отсутствуют, следовательно, ее можно представить в виде следующего канонического разложения [17-18]

$$C = \begin{bmatrix} \tilde{C}^L \\ \bar{C}^L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где  $I$  – единичная матрица;  $\tilde{C}^L$ ,  $\bar{C}^L$  – левые делители единицы и нуля,

удовлетворяющие условиям  $\tilde{\mathbf{C}}^L \mathbf{C} = I$ ,  $\bar{\mathbf{C}}^L \mathbf{C} = 0$ , соответственно.

Подставим (7) в (5) и (6)

$$Y_i^{v,1} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} x_{i-v} + \mathbf{D} U_{i-1}^{v,1}, \quad (8)$$

$$Y_{i-1}^{v,1} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} x_{i-v-1} + \mathbf{D} U_{i-2}^{v,1}, \quad (9)$$

и решим задачи наблюдения векторов состояний для искомого

$$\begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} x_{i-v} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} Y_i^{v,1} + \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} \mathbf{D} U_{i-1}^{v,1} \quad (10)$$

и предыдущего

$$\begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} x_{i-v-1} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} Y_{i-1}^{v,1} + \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} \mathbf{B} U_{i-2}^{v,1} \quad (11)$$

моментов времени, которые в соответствии с (1) также зависят друг от друга:

$$x_{i-v} = Ax_{i-v-1} + Bu_{i-v-1}. \quad (12)$$

Подставим (12) в (10)

$$\begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} Ax_{i-v-1} + \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} Bu_{i-v-1} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} Y_i^{v,1} + \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} \mathbf{D} U_{i-1}^{v,1} \quad (13)$$

и с учетом (11)

$$x_{i-v-1} = \tilde{\mathbf{C}}^L Y_{i-1}^{v,1} + \tilde{\mathbf{C}}^L \mathbf{D} U_{i-2}^{v,1} \quad (14)$$

запишем (13) в виде выражения

$$\begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} A \tilde{\mathbf{C}}^L Y_{i-1}^{v,1} + \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} A \tilde{\mathbf{C}}^L \mathbf{D} U_{i-2}^{v,1} + \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} Bu_{i-v-1} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} Y_i^{v,1} + \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} \mathbf{D} U_{i-1}^{v,1},$$

которое после перекомпоновки составляющих примет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} Y_i^{v,1} = \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} A \tilde{\mathbf{C}}^L Y_{i-1}^{v,1} + \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} A \tilde{\mathbf{C}}^L \hat{\mathbf{D}} \quad 0 \begin{bmatrix} U_{i-2}^{v-1,1} \\ u_{i-1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} B \quad \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} \hat{\mathbf{D}} \begin{bmatrix} u_{i-v-1} \\ U_{i-1}^{v-1,1} \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Выразим далее из (15) блочный вектор измерений

$$Y_i^{v,1} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} A \tilde{\mathbf{C}}^L Y_{i-1}^{v,1} + \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} A \tilde{\mathbf{C}}^L \hat{\mathbf{D}} \quad 0 \begin{bmatrix} U_{i-2}^{v-1,1} \\ u_{i-1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} B \quad \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix} \hat{\mathbf{D}} \begin{bmatrix} u_{i-v-1} \\ U_{i-1}^{v-1,1} \end{bmatrix}$$

и окончательно запишем эквивалентную (1)–(2) модель типа «вход-выход»

$$Y_i^{v,1} = \mathbf{A} Y_{i-1}^{v,1} + \mathbf{B} U_{i-1}^{v,1}, \quad (16)$$

где

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} A \tilde{\mathbf{C}}^L, \quad (17)$$

$$\mathbf{B} = \left[ \begin{array}{c|c} \left[ \begin{array}{c} I \\ 0 \end{array} \right] A \tilde{\mathbf{C}}^L \hat{\mathbf{D}} & 0 \end{array} \right] - \left[ \begin{array}{c|c} \left[ \begin{array}{c} I \\ 0 \end{array} \right] B & \left[ \begin{array}{c} \tilde{\mathbf{C}}^L \\ \bar{\mathbf{C}}^L \end{array} \right] \hat{\mathbf{D}} \end{array} \right]. \quad (18)$$

Представим теперь выражение для вектора измерений с отказавшими датчиками параметров полета (3) в виде

$$y_i = C_f x_i, \quad (19)$$

где  $C_f$  – эквивалентная матрица измерений. Тогда модель динамики полета ВС с отказавшими датчиками, описываемая выражениями (1) и (19), будет иметь аналогично (16) следующий эквивалентный вид

$$Y_i^{v,1} = \mathbf{A}_f Y_{i-1}^{v,1} + \mathbf{B}_f U_{i-1}^{v,1}, \quad (20)$$

где

$$\mathbf{A}_f = \left[ \begin{array}{c} \tilde{\mathbf{C}}_f^L \\ \bar{\mathbf{C}}_f^L \end{array} \right]^{-1} \left[ \begin{array}{c} I \\ 0 \end{array} \right] A \tilde{\mathbf{C}}_f^L, \quad (21)$$

$$\mathbf{B}_f = \left[ \begin{array}{c|c} \left[ \begin{array}{c} I \\ 0 \end{array} \right] A \tilde{\mathbf{C}}_f^L \hat{\mathbf{D}}_f & 0 \end{array} \right] - \left[ \begin{array}{c|c} \left[ \begin{array}{c} I \\ 0 \end{array} \right] B & \left[ \begin{array}{c} \tilde{\mathbf{C}}_f^L \\ \bar{\mathbf{C}}_f^L \end{array} \right] \hat{\mathbf{D}}_f \end{array} \right], \quad (22)$$

$$\mathbf{C}_f = \begin{bmatrix} C_f \\ C_f A \\ C_f A^2 \\ \vdots \\ C_f A^v \end{bmatrix}, \mathbf{D}_f = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 \\ C_f B & 0 & \dots & 0 \\ C_f AB & C_f B & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_f A^{v-1} B & C_f A^{v-2} B & \dots & C_f B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \hat{\mathbf{D}}_f \end{bmatrix}.$$

Предположим теперь, что наблюдение за ВС ведется на протяжении некоторого времени  $h+1$ , тогда модели (16) и (20) примут вид выражений

$$Y_i^{v,h} = \mathbf{A} Y_{i-1}^{v,h} + \mathbf{B} U_{i-1}^{v,h}, \quad (23)$$

$$Y_i^{v,h} = \mathbf{A}_f Y_{i-1}^{v,h} + \mathbf{B}_f U_{i-1}^{v,h}, \quad (24)$$

которые могут быть представлены в виде линейных матричных уравнений идентификации параметров эквивалентных моделей

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_{i-1}^{v,h} \\ U_{i-1}^{v,h} \end{bmatrix} = Y_i^{v,h}, \quad (25)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_f & \mathbf{B}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_{i-1}^{v,h} \\ U_{i-1}^{v,h} \end{bmatrix} = Y_i^{v,h}. \quad (26)$$

Известно [19-20], что любое линейное матричное уравнение вида

$$PQ = W$$

с известными матрицами  $Q$ ,  $W$  разрешимо относительно матрицы  $P$  тогда и только тогда, когда выполняется условие разрешимости

$$W \bar{Q}^R = 0, \quad (27)$$

где  $\bar{Q}^R$  – правый делитель нуля полного ранга, удовлетворяющий условию

$$Q\bar{Q}^R = 0. \quad (28)$$

Тогда заметим, согласно (27) уравнения (25) и (26) имеют одинаковое условие разрешимости

$$Y_i^{v,h} \overline{\begin{bmatrix} Y_{i-1}^{v,h} \\ U_{i-1}^{v,h} \end{bmatrix}}^R = 0, \quad (29)$$

где правый делитель нуля определяется из выражения

$$\begin{bmatrix} Y_{i-1}^{v,h} \\ U_{i-1}^{v,h} \end{bmatrix} \overline{\begin{bmatrix} Y_{i-1}^{v,h} \\ U_{i-1}^{v,h} \end{bmatrix}}^R = 0. \quad (30)$$

Выполнение условия (29) гарантирует существование линейных матричных моделей вида (25) и (26) как до, так и после возникновения отказов при  $i < i_f$  и  $i > i_f + h + v - 1$ , соответственно. Однако, «во время» возникновения отказов при  $i_f \leq i \leq i_f + h + v - 1$  это условие нарушается

$$Y_i^{v,h} \overline{\begin{bmatrix} Y_{i-1}^{v,h} \\ U_{i-1}^{v,h} \end{bmatrix}}^R \neq 0, \quad (31)$$

что позволяет его использовать в качестве простого непараметрического критерия обнаружения датчиков параметров полета ВС вида

$$\varepsilon_i = Y_i^{v,h} \overline{\begin{bmatrix} Y_{i-1}^{v,h} \\ U_{i-1}^{v,h} \end{bmatrix}}^R. \quad (32)$$

Критерий (32) равен нулю до и после возникновения отказов, когда матрицы контрольных данных содержат только неискаженные или только искаженные измерения, и отличается от нуля, когда окно контроля включает в себя как неискаженные, так и искаженные измерения. При этом момент начала отклонения значения (32) от нуля в точности совпадает с моментом возникновения отказа  $i_f$  как показано на рисунке 1.

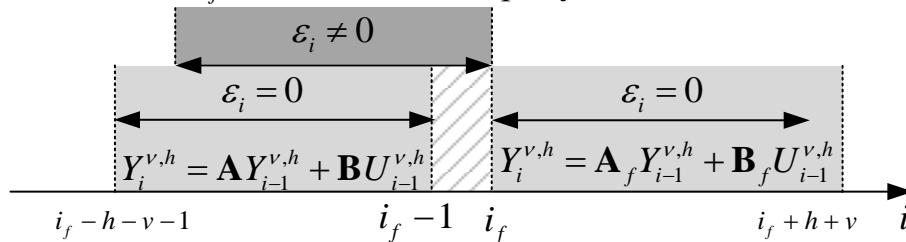


Рисунок 1 – Значения критерия (32) до, в момент и после возникновения отказа датчиков

В результате получен непараметрический критерий обнаружения отказов любых датчиков параметров полета ВС, не требующий априорной информации о параметрах модели ВС и его СУ, построенный только на основе анализа измеряемых параметров полета и управляющих воздействий. Дальнейшие исследования будут направлены на адаптацию разработанного метода для обеспечения его эффективной работы при наличии ошибок

измерений и действия возмущений. С использованием разработанного метода планируется реализация перспективных внешних систем контроля технического состояния датчиков параметров полета ВС [21], которые дополняют существующие встроенные системы контроля и позволят существенно снизить степень аппаратной избыточности измерительной подсистемы СУ ВС.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-08-01215.

#### Список использованных источников

1. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Отказоустойчивая архитектура комплексных систем управления перспективных самолетов транспортной категории на базе единой вычислительной платформы // Тезисы докладов Третьей Всероссийской научно-технической конференции «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами». М.: Издательство «Научтехлитиздат», 2017. С. 227-229.

2. Samy I., Postlethwaite I., Gu D.W. Survey and application of sensor fault detection and isolation schemes // Control Engineering Practice. 2011. Vol. 19. No. 7. P. 658-674.

3. Dai X., Gao Z. From model, signal to knowledge: a data-driven perspective of fault detection and diagnosis // IEEE Transactions on Industrial Informatics. 2013. Vol. 9. No. 4. P. 2226-2238.

4. Tidriri K. et al. Bridging data-driven and model-based approaches for process fault diagnosis and health monitoring: A review of researches and future challenges // Annual Reviews in Control. 2016. Vol. 42. P. 63-81.

5. Gao Z., Cecati C., Ding S.X. A Survey of fault diagnosis and fault-tolerant techniques – Part I: Fault diagnosis with model-based and signal-based approaches // IEEE transactions on industrial electronics. 2015. Vol. 62. No. 6. P. 3757-3767.

6. Zolghadri A. The challenge of advanced model-based FDIR for real-world flight-critical applications // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2018. Vol. 68. P. 249-259.

7. Ansari A., Bernstein D.S. Aircraft sensor fault detection using state and input estimation // 2016 American Control Conference (ACC). IEEE, 2016. P. 5951-5956.

8. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Карпенко С.С. О некоторых непараметрических методах теории управления динамическими объектами // Материалы XV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского»: сборник докладов. М: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт». 2018. С. 288-298.

9. Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю., Гласов В.В., Чекин А.Ю., Карпенко С.С., Бондаренко Ю.В. Методы решения некоторых задач теории линейных динамических систем в условиях полной параметрической неопределенности

// Труды Всероссийского совещания по проблемам управления (ВСПУ-2019), 2019. С. 724-729.

10. Bondarenko Ju.V., Zybin E.Yu. Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty // Civil Aviation High Technologies. 2020. Vol. 23. No. 3. P. 39-51.

11. Bondarenko Yu.V., Chekin A.Yu., Zybin E.Yu., Kosyanchuk V.V. Nonparametric method for aircraft sensor fault real-time detection and localization // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020, Vol. 714, p. 012004. DOI: 10.1088/1757-899X/714/1/012004

12. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Кульчак А.М. Алгебраические условия неисправности исполнительной подсистемы воздушного судна // Вторая Всероссийская научно-техническая конференция «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами». Тезисы докладов. М.: ООО «Научтехлитиздат», 2015. С. 246-248.

13. Zybin E., Kosyanchuk V., Karpenko S. Quantitative model-free method for aircraft control system failure detection // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 99. P. 03011.

14. Гласов В.В., Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В. Управление летательным аппаратом в условиях полной неопределенности // Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», 21–22 ноября 2018 г., г. Москва, 2018, стр. 126-127.

15. Гласов В.В., Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В. Управление летательным аппаратом в условиях параметрической неопределенности // Труды ГосНИИАС. Вопросы авионики. 2019. 3 (43). С. 41-52.

16. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Кульчак А.М. Алгебраические условия неисправности исполнительной подсистемы воздушного судна // Труды ГосНИИАС. Вопросы авионики. 2016. 2 (26). С. 3-11.

17. Зыбин Е.Ю., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. О минимальной параметризации решений линейных матричных уравнений // Вестник ИГЭУ. 2004. № 6. с. 127-131.

18. Буков В.Н., Рябченко В.Н., Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю. Решение линейных матричных уравнений методом канонизации // Вестн. Киевского ун-та. Серия: Физ.-матем. Науки. 2002. № 1. С. 19-28.

19. Зыбин Е.Ю. Об идентифицируемости линейных динамических систем в замкнутом контуре в режиме нормальной эксплуатации // Известия ЮФУ. Технические науки. 2015. № 4 (166). С. 160-170.

20. Зыбин Е.Ю., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. О решении задачи идентификации линейных дискретных систем методом канонизации // Вестник Ивановского государственного энергетического университета. 2005. № 5. С. 192-196.

21. Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю., Карпенко С.С., Бондаренко Ю.В. Резервированная интегрированная система мониторинга технического состояния воздушного судна // В книге: Девятый Международный Аэрокосмический Конгресс IAC18. Тезисы докладов. 2018. С. 119-121.