

УДК: 681.518.3

## **Архитектура перспективных комплексов управления бортовым оборудованием**

**Поляков В.Б.\***, **Неретин Е.С.\*\***, **Иванов А.С.\*\*\***, **Будков А.С.\*\*\*\***,  
**Дяченко С.А.\*\*\*\*\***, **Дудкин С.О.\*\*\*\*\***

*ОАК-Центр комплексирования,  
Авиационный переулок, 5, Москва, 125167, Россия*

*\*e-mail: [viktor.polyakov@uac-ic.ru](mailto:viktor.polyakov@uac-ic.ru)*

*\*\*e-mail: [evgeniy.neretin@uac-ic.ru](mailto:evgeniy.neretin@uac-ic.ru)*

*\*\*\*e-mail: [andrey.ivanov@uac-ic.ru](mailto:andrey.ivanov@uac-ic.ru)*

*\*\*\*\*e-mail: [aleksandr.budkov@uac-ic.ru](mailto:aleksandr.budkov@uac-ic.ru)*

*\*\*\*\*\*e-mail: [sergey.dyachenko@uac-ic.ru](mailto:sergey.dyachenko@uac-ic.ru)*

*\*\*\*\*\*e-mail: [sergey.dudkin@uac-ic.ru](mailto:sergey.dudkin@uac-ic.ru)*

### **Аннотация**

Предложена архитектура комплекса управления бортовым оборудованием и архитектуры комплектующих изделий, входящих в его состав, с применением концепции распределенной интегрированной модульной авионики. Комплекс выполняет функции самолётных систем с назначенным уровнем гарантии проектирования «А». Данный подход позволяет сократить массу кабельной сети самолёта, повысить помехозащищённость передаваемой информации и увеличить надёжность работы комплекса в целом.

**Ключевые слова:** интегрированная модульная авионика, система управления бортовым оборудованием, бортовое радиоэлектронное оборудование, модуль преобразования информации.

## **Введение**

На современном этапе развития авиационной техники существует несколько концепций построения авионики самолёта, наиболее распространёнными из которых являются классическая федеративная архитектура и интегрированная модульная авионика (ИМА). В первом случае каждая самолётная система имеет собственный вычислитель, который обеспечивает её функционирование и информационный обмен с сопрягаемыми системами. Однако при увеличении функционала бортового оборудования (БО) для федеративной архитектуры характерно увеличение затрат на разработку, испытания, сертификацию и модернизацию летательного аппарата (ЛА).

Современные комплексы бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) разрабатываются с применением концепции ИМА, основу которой составляют единая вычислительная платформа и открытая сетевая архитектура. При данном подходе функции самолётных систем (например, самолётовождение, предупреждение о сваливании и др.) выделяются в логические разделы – функциональное программное обеспечение. Оно располагается в одном или нескольких унифицированных в плане конструктивного исполнения физических модулях, которые размещаются в общем корпусе – крейте. С применением

концепции ИМА реализована авионика на ряде самолётов, в частности на МС-21, Boeing 787, Airbus A380, F-35, Су-35, Т-50 [22, 23].

Дополнительные возможности даёт применение распределенной ИМА. В этом случае возможно расположение модулей в отдельных блоках вне крейта в местах концентрации датчиков и агрегатов бортового оборудования, что значительно сокращает массу кабельной сети, повышает помехозащищённость передаваемой информации и увеличивает надёжность работы комплекса в целом [15].

На части современных ЛА применяют системы управления общесамолётным оборудованием (СУОСО), которые позволяют реализовать в едином блоке функции вычислителей ряда самолётных систем (например, гидравлической системы, системы дверей, люков и аварийно-спасательных трапов, системы стояночного торможения колёс). Приём информации от датчиков и выдача команд управления агрегатами осуществляется с помощью распределённых по самолёту устройств ввода-вывода информации. Применение СУОСО обеспечивает снижение временных и материальных затрат на разработку и эксплуатацию за счёт расширения функций программного обеспечения совместно со снижением количества вычислителей – интеграции функций систем на едином вычислителе [15, 16, 22].

Предлагается архитектура перспективного комплекса управления бортовым оборудованием (БО) с применением концепции распределенной ИМА, позволяющей при повышенных показателях надёжности значительно снизить материально-временные затраты на его разработку, обслуживание и модернизацию.

Данный комплекс предназначен для выполнения функций с назначенным уровнем гарантии проектирования FDAL (Function Development Assurance Level) «А» (потеря функции на ЛА классифицируется как катастрофическая ситуация) в соответствии со стандартом ARP4754A / P-4754A [5, 19].

Для достижения поставленной цели необходимо следовать положениям руководящих документов DO-178C / КТ-178С, DO-254 / КТ-254, DO-297 / P-297, описывающих требования к процессам разработки программного и аппаратного обеспечения бортового оборудования (в т. ч. комплексов ИМА) гражданской авиационной техники [6, 7, 8, 13, 14, 18].

### **Анализ существующих комплексов управления БО**

Рассмотрим архитектуры построения передовых комплексов управления БО самолётов Airbus A-380, Boeing 787, Ту-204СМ, Sukhoi Superjet 100 и МС-21.

Архитектура комплекса управления БО самолёта Airbus А-380 представлена на рисунке 1 [9].

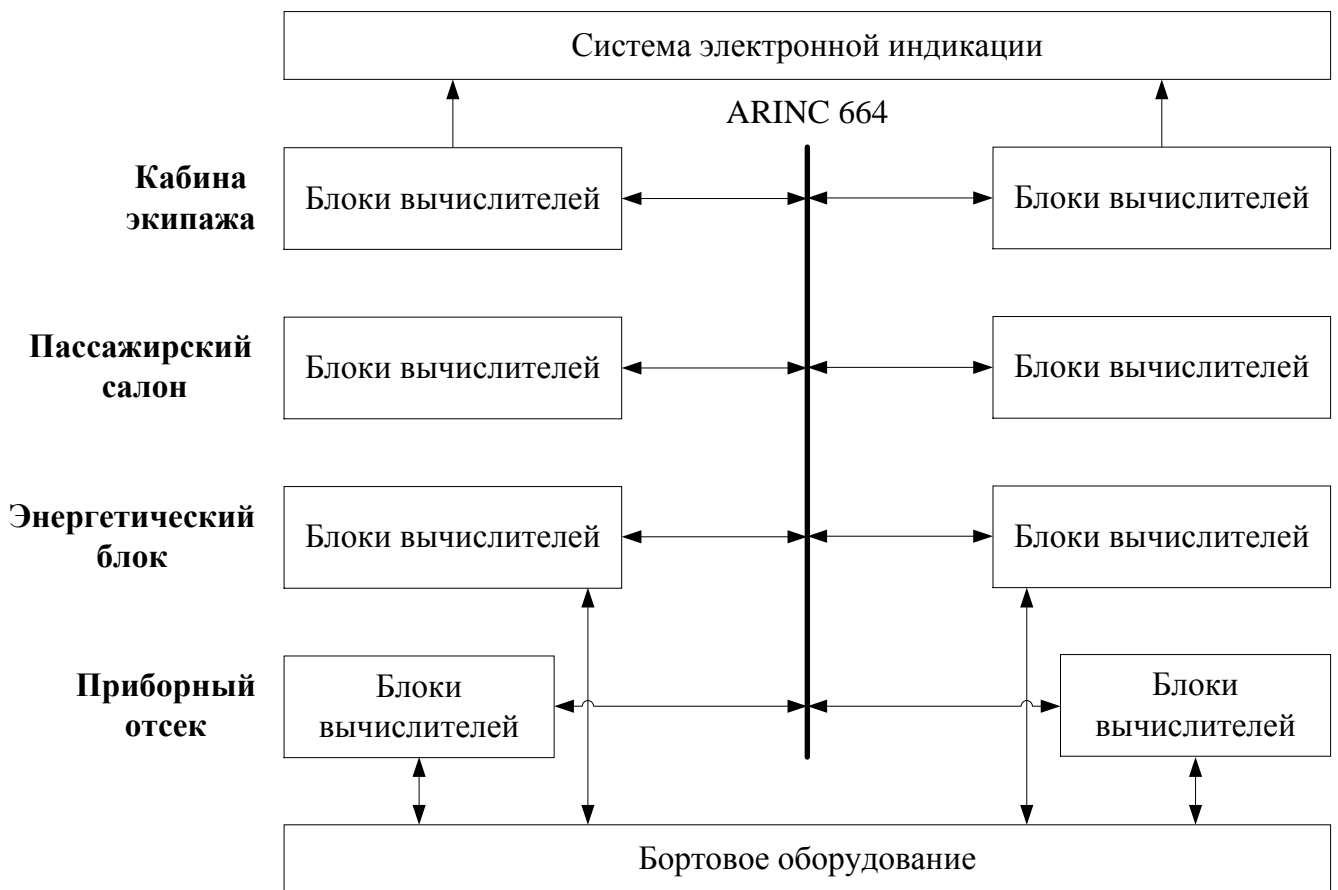


Рисунок 1 – Архитектура комплекса управления БО самолёта Airbus A-380

Комплекс управления, реализованный на самолёте Airbus A-380, базируется на наборе блоков вычислителей. Данные блоки, размещенные в приборном и энергетическом отсеках, осуществляют приём информации от датчиков и управление агрегатами БО. Блоки вычислителей обеспечивают обмен информацией по кодовым линиям связи (КЛС) в соответствии с ARINC 664 через коммутаторы SW (Switch) с сопрягаемыми самолётными системами и с системой электронной индикации в кабине экипажа.

Архитектура комплекса управления БО самолёта Boeing 787 приведена на рисунке 2 [10, 15].

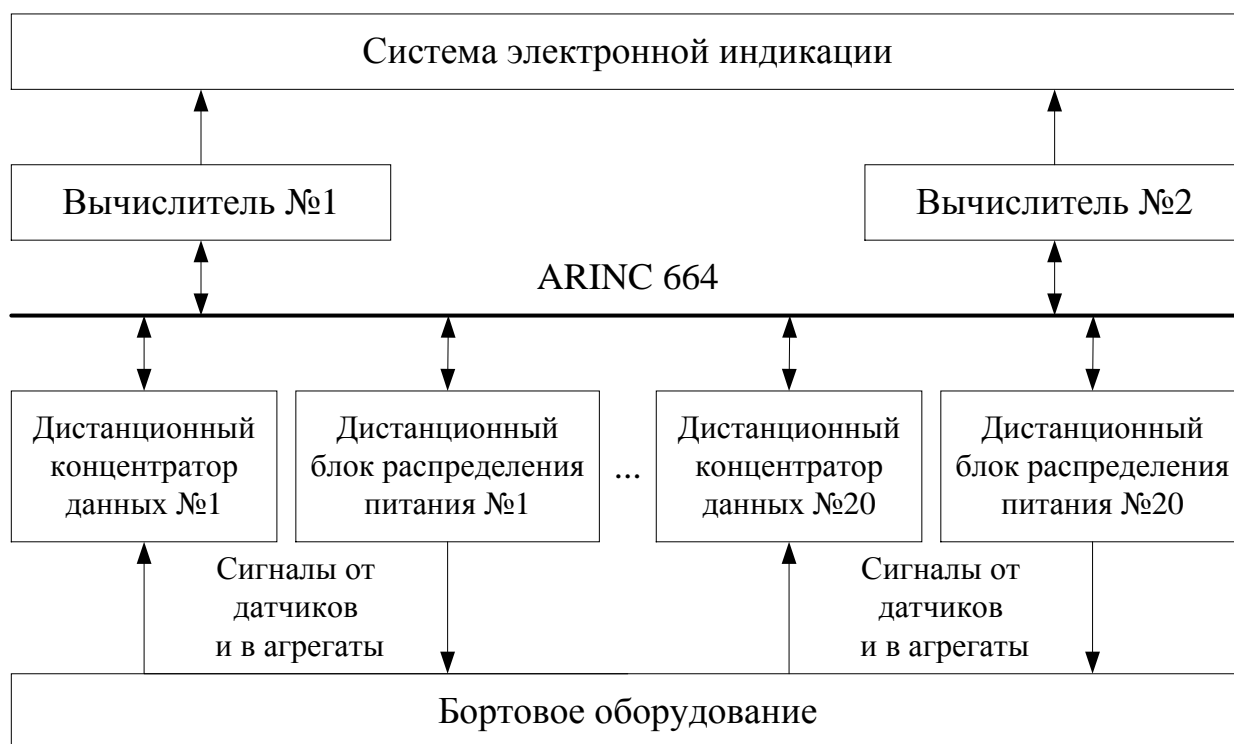


Рисунок 2 – Архитектура комплекса управления БО самолёта Boeing 787

Комплекс управления БО самолёта Boeing 787 состоит из:

- центральных вычислителей;
- дистанционных концентраторов данных;
- дистанционных блоков распределения питания.

Дистанционные концентраторы данных осуществляют приём информации от датчиков БО, производят её обработку и передают в центральные вычислители по КЛС в соответствии с ARINC 664. Вычислители выдают данные о состоянии БО в систему электронной индикации. Управление агрегатами обеспечивается с помощью дистанционных блоков распределения питания.

Архитектура СУОСО самолёта Ту-204СМ представлена на рисунке 3 [21].

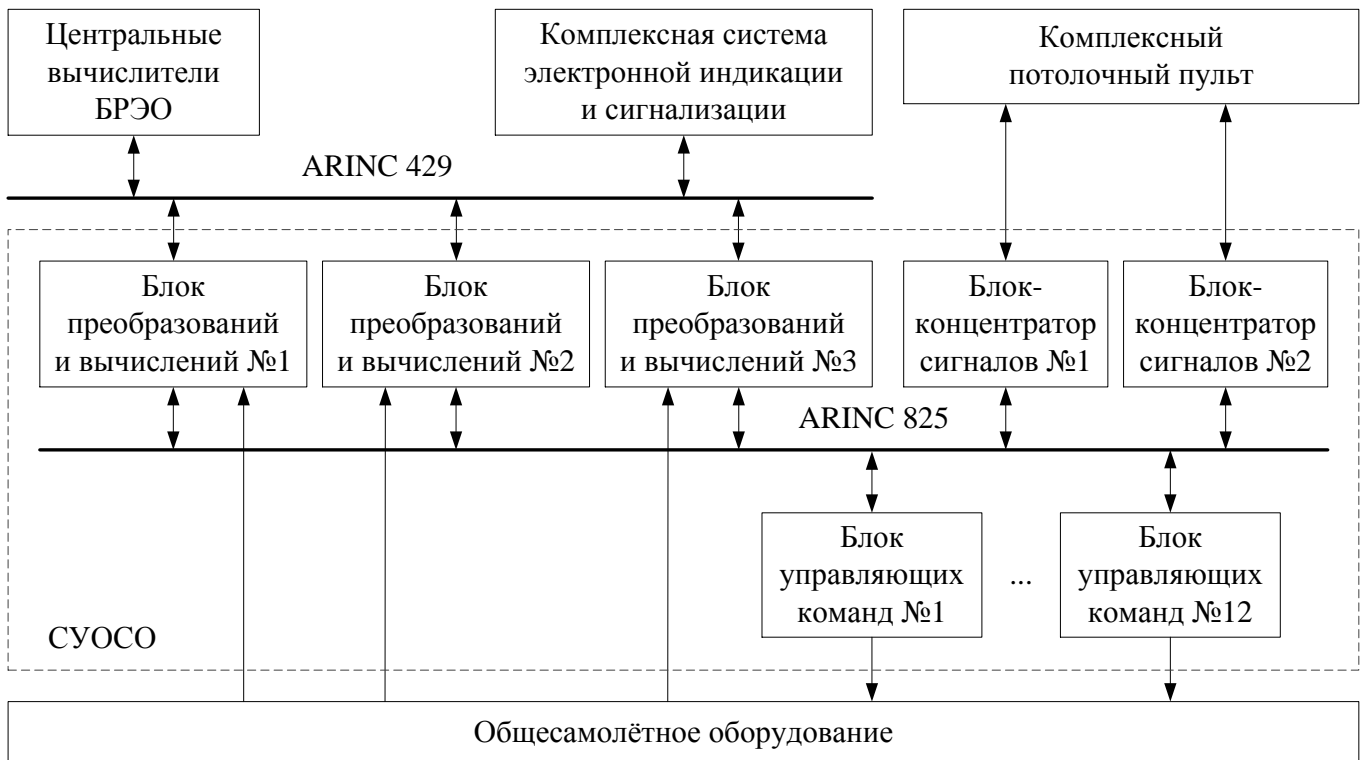


Рисунок 3 – Архитектура СУОСО самолёта Ту-204СМ

СУОСО самолёта Ту-204СМ состоит из:

- блоков преобразований и вычислений;
- блоков-концентраторов сигналов;
- блоков управляющих команд.

Блоки, входящие в СУОСО, обмениваются информацией по КЛС в соответствии с ARINC 825. Блоки преобразований и вычислений осуществляют съём данных от датчиков систем, входящих в общесамолётное оборудование (ОСО), и обеспечивают выдачу информации о его состоянии в центральные вычислители БРЭО. Далее данные поступают в сопрягаемые самолётные системы и комплексную систему электронной индикации и сигнализации по КЛС в соответствии с ARINC 429. Управление агрегатами ОСО происходит по команде с комплексного

потолочного пульта при помощи блоков концентраторов сигналов и блоков управляющих команд.

Архитектура комплекса управления БО самолёта

Sukhoi Superjet 100 изображена на рисунке 4 [20].

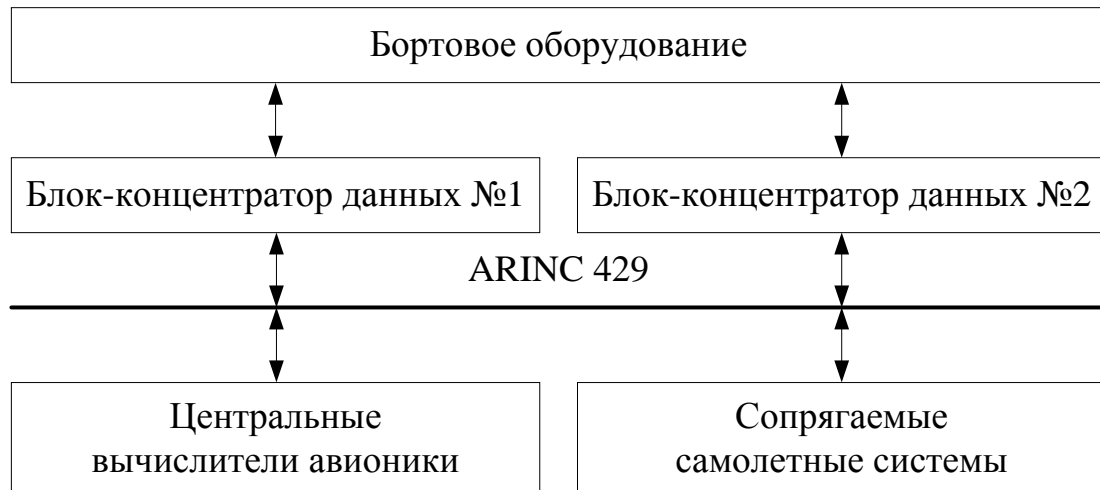


Рисунок 4 – Архитектура комплекса управления БО самолёта

Sukhoi Superjet 100

На самолёте Sukhoi Superjet 100 получение информации от датчиков и управление агрегатами систем БО осуществляется с помощью двух блоков-концентраторов данных. Они обеспечивают центральные вычислители авионики и сопрягаемые самолётные системы информацией о состоянии БО по КЛС в соответствии с ARINC 429.

Архитектура СУОСО самолёта МС-21 представлена на рисунке 5 [16, 17].



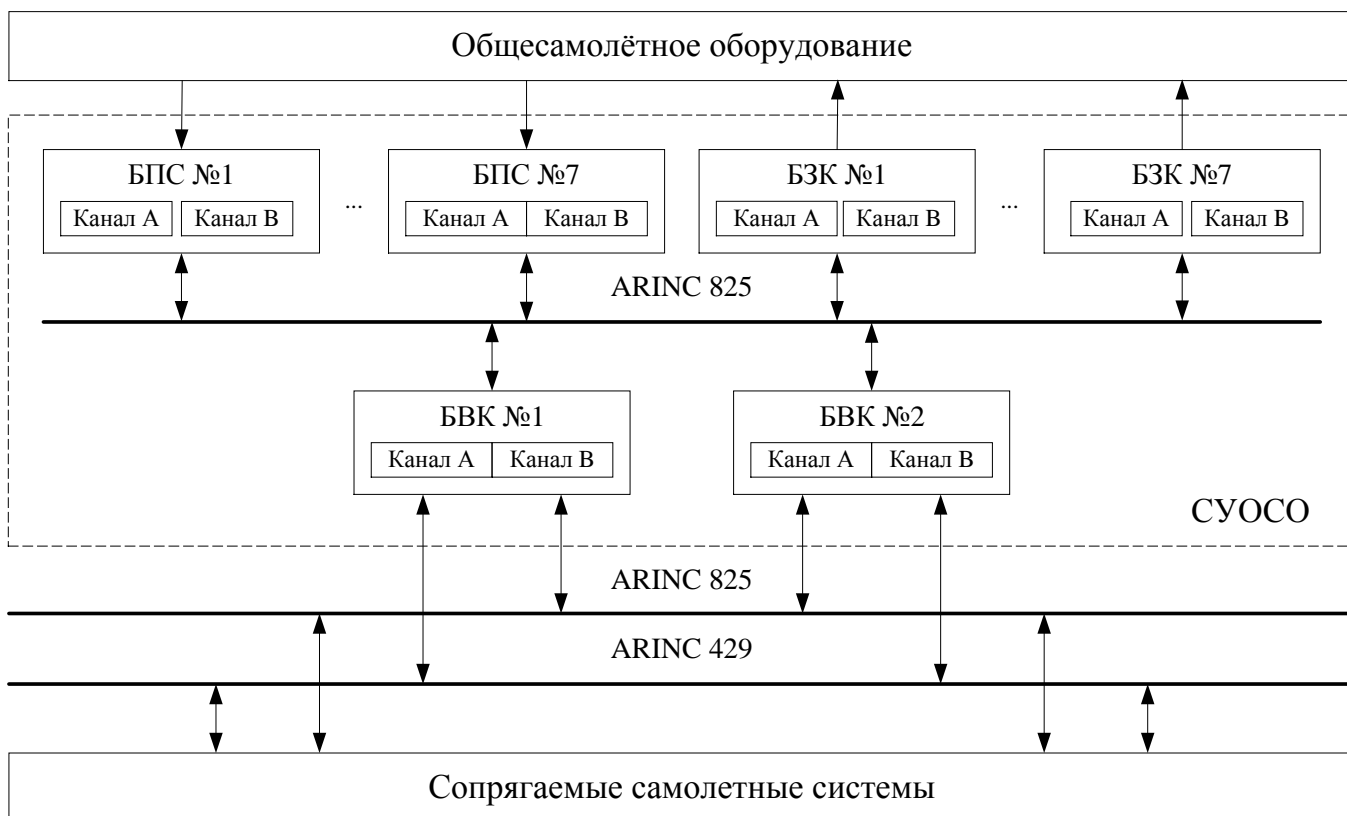


Рисунок 5 – Архитектура СУОСО самолёта МС-21

СУОСО самолёта МС-21 состоит из двух блоков вычислителей-концентраторов (БВК), семи блоков преобразования сигналов (БПС) и семи блоков защиты и коммутации (БЗК). Взаимодействие указанных блоков реализуется по КЛС в соответствии с ARINC 825. БВК осуществляет управление и контроль состояния БПС и БЗК и взаимодействует с сопрягаемыми самолётными системами по КЛС в соответствии с ARINC 429 и ARINC 825.

Аналогичные комплексы применяются на самолётах Ан-148, Як-130 и др. [15].

Рассмотренные системы имеют схожую архитектуру и состав компонентов. Каждый отечественный комплекс содержит двухканальные вычислители и блоки приёма и выдачи информации. Количество блоков зависит от состава БО. Обмен

информацией между блоками системы осуществляется по КЛС в соответствии с ARINC 825 или ARINC 429.

Дальнейшее развитие данных архитектур ограничено недостаточной гибкостью без применения концепции распределенной топологии сети [15].

Ввиду постоянно возрастающего количества задач, выполняемых авионикой, перспективным при построении комплексов бортового оборудования является применение концепции распределённой ИМА, что и использовано при разработке предлагаемой архитектуры комплекса управления бортовым оборудованием.

### **Архитектура комплекса управления бортовым оборудованием**

В состав предлагаемой архитектуры комплекса с применением концепции распределённой ИМА входит комплекс БРЭО и система управления бортовым оборудованием (СУБО). СУБО состоит из центрального вычислителя – модуля управления БО в составе центрального вычислителя БРЭО – и периферийных устройств – модулей преобразования информации (МПИ). МПИ осуществляют сбор данных с датчиков и управление агрегатами. Данные модули выделены в отдельные блоки, которые устанавливаются в местах с наибольшей концентрацией датчиков и агрегатов, которые, как правило, находятся в носовой и хвостовой частях ЛА, а также в центроплане. Перечень систем, входящих в БО, может быть различным и определяется головным разработчиком самолёта на этапе эскизного проектирования.

На рисунке 6 приведена структура комплекса управления БО.

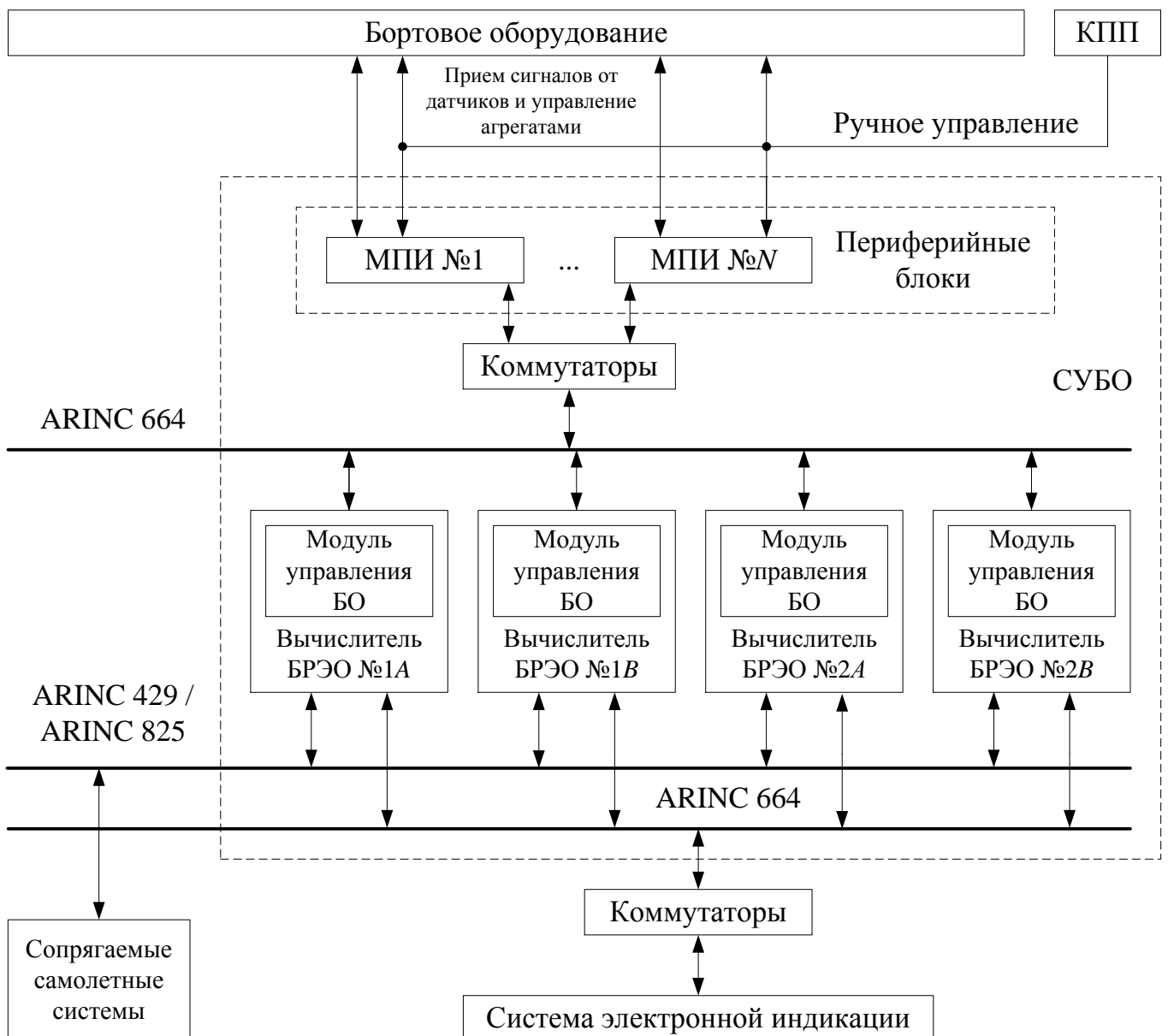


Рисунок 6 – Структура комплекса управления БО

Центральный вычислитель реализован с применением концепции распределённой ИМА, что позволяет перенести все функции системы на уровень программного обеспечения. Аппаратная часть вычислительной системы реализуется в виде ограниченного числа стандартных элементарных модулей. Наличие операционной системы реального времени (ОСРВ) позволяет построить программное обеспечение аналогичным образом – в виде отдельных функциональных программных модулей [23].

Поскольку СУБО обеспечивает выполнение функций уровня гарантии проектирования «А», то согласно DO-178C / КТ-178C и DO-254 / КТ-254 требуется резервирование. Предлагаемое четырёхкратное резервирование достигается путём реализации модуля управления БО на четырёх вычислителях. Следовательно, центральными элементами предлагаемой архитектуры СУБО являются четыре модуля управления БО, управляющие бортовым оборудованием в соответствии с заданными алгоритмами и осуществляющие информационное взаимодействие с другими системами БРЭО и вычислителями сопрягаемых самолётных систем [6, 7, 13, 14].

Поскольку вычислители БРЭО выполняют значительное количество функций необходимо обеспечить высокую пропускную способность сети. Указанному требованию удовлетворяет AFDX (Avionics Full Duplex Switched Ethernet Network) – бортовая сеть передачи данных, построенная в соответствии со спецификацией ARINC 664. Оконечные устройства осуществляют обмен информацией без необходимости предварительного сообщения для установки специальных каналов передачи или путей данных. Данные передаются по виртуальным каналам VL (Virtual Links), реализованным на базе физической топологии «звезда» с коммутаторами SW, которые являются условным центром сети. Скорость передачи по сети составляет до 100 Мбит/с. Преимуществами использования AFDX являются высокая надёжность, контроль целостности передаваемой информации и обеспечение временного детерминизма. Сеть является дублированной и имеет разнородные каналы [3].

На борту самолёта организованы две сети в соответствии с ARINC 664. Первая является общесамолётной: по ней осуществляется информационное взаимодействие между системами ЛА. Вторая – внутрисистемной: она объединяет все модули платформы ИМА. Ввиду расположения МПИ на борту с целью уменьшения массы кабельной сети, необходимо соединить МПИ с остальными модулями через коммутаторы, которые устанавливаются в центральной части самолёта.

СУБО функционирует следующим образом. Каждый модуль управления БО осуществляет приём данных от МПИ по внутрисистемным КЛС в соответствии с ARINC 664 и от сопрягаемых самолётных систем по КЛС в соответствии с ARINC 429, ARINC 825 и ARINC 664. Получив информацию, модуль производит её обработку по заданным алгоритмам и выдаёт соответствующие данные в сопрягаемые самолётные системы по КЛС в соответствии с ARINC 429, ARINC 825 и ARINC 664, а также в МПИ по внутрисистемным КЛС в соответствии с ARINC 664 [1, 3, 4]. Также предусмотрено ручное управление агрегатами БО с непосредственной выдачей команд с комплексного потолочного пульта.

В качестве примера в состав БО могут входить элементы следующих систем: гидравлической, противопожарной, противообледенительной, топливной, электроснабжения, уборки-выпуска шасси, торможения и стояночного торможения колёс, управления рулёмным устройством, внешнего светотехнического освещения, дверей, люков и трапов [22].

## Архитектура распределённого вычислителя

Архитектура центрального вычислителя с применением концепции распределённой ИМА состоит из вычислительной платформы и модулей, реализующих функции системы. ОСРВ обеспечивает работу модулей (включая модули СУБО) в едином вычислителе. Распределение ресурсов между различными приложениями строго детерминировано [ 11, 12,, 23].

На рисунке 7 изображена структурная схема вычислительной платформы в соответствии с концепцией распределённой ИМА [8, 18].



Рисунок 7 – Структурная схема вычислительной платформы в соответствии с концепцией распределенной ИМА

Модули являются независимыми. Все приложения используют общие вычислительные ресурсы платформы (например, память). В случае необходимости предполагается использование специального аппаратного или программного обеспечения.

ОСРВ взаимодействует с приложениями в соответствии со спецификацией ARINC 653, определяющей базовые требования к ОСРВ и функциональному программному обеспечению модулей для концепции ИМА [2].

## Архитектура МПИ

На рисунке 8 приведена архитектура МПИ.

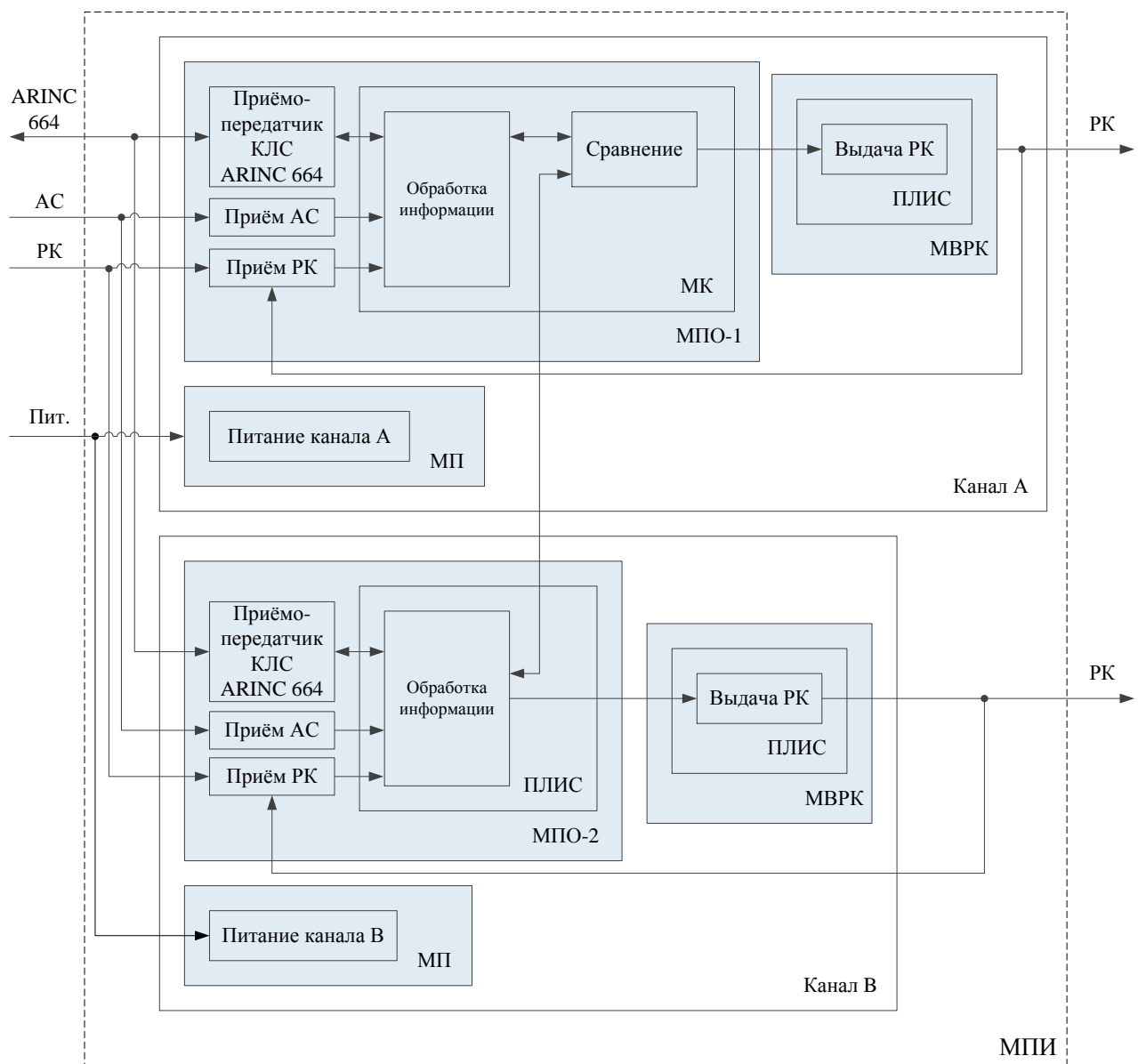


Рисунок 8 – Архитектура МПИ

Предлагаемая архитектура МПИ предусматривает разнородное двухканальное исполнение. Параметры от датчиков систем, выполняющих функции уровня гарантии проектирования «А», поступают на вход обоих каналов. Оцифрованные значения сравниваются в канале А. Если разница между ними превышает допустимое значение для конкретного типа сигнала, то данным устанавливается признак недостоверности.

Каждый канал блока получает информацию от центрального вычислителя о необходимости выдачи определенной разовой команды (РК). Выдаваемые МПИ РК, предназначенные для управления агрегатами самолётных систем, разделены на две группы. Ложная выдача сигналов первой группы может привести к катастрофической или аварийной ситуации. Ложная выдача сигналов второй группы не должна приводить к подобным ситуациям. РК первой группы подготавливаются двумя каналами и сравниваются между собой в канале А. В случае их несовпадения РК не выдаётся. Аналогичное сравнение для РК второй группы не выполняется. Также осуществляется эхо-контроль выдаваемых разовых команд.

В случае нештатных ситуаций предусмотрено ручное управление агрегатами БО от комплексного потолочного пульта: команда на управление агрегатом выдаётся без участия вычислителя МПИ, задействуются только его цепи выдачи РК. МПИ информирует центральный вычислитель о выдаче команды от комплексного потолочного пульта.

Аппаратная разнородность обеспечивается путем реализации каналов на базе устройств с разным принципом работы: обработка информации в канале А



производится на базе микроконтроллера (МК), а в канале В – на базе программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС). ПО для каждого канала разрабатывается разными группами программистов.

Канал А состоит из модуля приёма и обработки информации МПО-1, модуля выдачи РК МВРК и модуля питания МП.

МПО-1 обеспечивает выполнение следующих функций:

- приёма и выдачи информации по КЛС;
- приёма информации в виде РК;
- приёма информации в виде аналоговых сигналов;
- обработки информации на базе МК;
- сравнения выходной информации, подготовленной каналами А и В.

МВРК обеспечивает выдачу РК.

МП обеспечивает:

- независимое питание канала А;
- формирование напряжений питания датчиков самолётных систем;
- защиту от электромагнитных полей высокой интенсивности HIRF (High-

Intensity Radiated Field).

Канал В состоит из модуля приёма и обработки информации МПО-2, модуля выдачи РК МВРК и модуля питания МП.

МПО-2 обеспечивает выполнение следующих функций:

- приёма и выдачи информации по КЛС;
- приёма информации в виде РК;

- обработки информации на базе ПЛИС;
- передачи обработанной информации в канал А для сравнения.

МВРК обеспечивает выдачу РК второй группы.

МП осуществляет:

- независимое питание канала В;
- формирование напряжений питания датчиков самолётных систем;
- защиту от HIRF.

Предложенная архитектура МПИ удовлетворяет требованиям к программному и аппаратному обеспечению уровня гарантии проектирования «А» в соответствии с DO-178C / КТ-178С и DO-254 / КТ-254 [6, 7, 13, 11, 14].

### **Заключение**

Предложена архитектура комплекса управления БО и архитектуры входящих в её состав комплектующих изделий с применением концепции распределенной ИМА. Данный подход обеспечивает большую гибкость по сравнению с проанализированными существующими архитектурами комплексов управления БО. Перспективный комплекс позволяет выполнять функции уровня гарантии проектирования FDAL «А» в соответствии с ARP4754A / P-4754A, его архитектура удовлетворяет требованиям руководящих документов авиационных властей России, Европы и США [5, 6, 7, 8, 13, 14, 18, 19].

В целом, предложенная архитектура позволяет уменьшить массу кабельной сети самолёта, повысить помехозащищённость передаваемой информации и увеличить надёжность работы комплекса.

### **Библиографический список**

1. ARINC Specification 429P1-17. MARK 33 Digital Information Transfer System (DITS). Part 1: Functional Description, Electrical Interface, Label Assignments and Word Formats, USA, Annapolis, 2004, 309 p.
2. ARINC Specification 653P1-3. Avionics application software standard interface. Part 1: Required Services, USA, Annapolis, 2010, 269 p.
3. ARINC Specification 664P1-1. Aircraft Data Network. Part 1: Systems Concepts and Overview, USA, Annapolis, 2006, 51 p.
4. ARINC Specification 825-2. General Standardization of CAN (Controller Area Network) Bus Protocol for Airborne Use, USA, Annapolis, 2011, 170 p.
5. ARP4754 Aerospace Recommended Practice. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems, Revision A, USA, Warrendale, 2010, 115 p.
6. DO-178C Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, USA, Washington, 2011, 144 p.
7. DO-254 Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware, The USA, Washington, 2000, 137 p.
8. DO-297 Integrated Modular Avionics (IMA) Development. Guidance and Certification Considerations, USA, Washington, 2005, 137 p.

9. Patent 0065669 United States, Int. Cl. G06F 7700. Aircraft equipment control system / W. Roux, J. Y. Vilain. Appl. No. 10/915.688; Filed 11.08.2004; Pub. Date. 24.03.2005.
10. Patent 017382 United States. Int. Cl. H04L 12/40. Remote data concentrator / T. Todd, T. Nitsche. Appl. No. 13/821.315; Filed 08.09.2011; Pub. Date. 04.07.2013.
11. Авакян А.А. Унифицированная интерфейсно-вычислительная платформа для систем интегральной модульной авионики // Труды МАИ. 2013. № 65. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35845>.
12. Зайцев Д.Ю., Неретин Е.С., Рамзаев А.М. Разработка архитектуры универсального модульного контроллера авионики // Труды МАИ. 2016. № 85. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=65216>.
13. Квалификационные требования КТ-178С. Требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники. – М.: АР МАК, 2016. - 131 с.
14. Квалификационные требования КТ-254. Руководство по гарантии конструирования бортовой электронной аппаратуры. – М.: АР МАК, 2011. – 89 с.
15. Кучерявый А.А. Авионика: Учебное пособие. – СПб: Издательство «Лань», 2017. – 452 с.
16. Попович К.Ф., Нарышкин В.Ю., Бебутов Г. Г. и др. Система управления общесамолётным оборудованием. Патент 2528127 РФ МПК G01C 23/00. Бюл. № 25, 10.07.2014.

17. Демченко О.Ф., Попович К.Ф., Нарышкин В.Ю. и др. Интегрированный комплекс бортового оборудования разнородной архитектуры. Патент 2592193 РФ МПК G01C 23/00 B64C 19/02. Бюл. № 20, 20.07.2016.
18. Руководство Р-297 по разработке и сертификации интегрированной модульной авионики. – М.: АР МАК, 2010. – 101 с.
19. Руководство Р-4754А по разработке воздушных судов гражданской авиации и систем. – М.: АР МАК, 2016. – 131 с.
20. Самолёт RRJ-95В. Руководство по летной эксплуатации (в четырёх частях). – М.: АО «ГСС», 2018. - 4673 с.
21. Самолёт Ту-204СМ. Руководство по эксплуатации. Раздел 39. Система управления общесамолётным оборудованием (СУОСО-204) – М.: ПАО «Туполев», 2010. – 74 с.
22. Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А., Неретин Е.С. и др. Современные подходы к проектированию систем управления беспилотными летательными аппаратами. - М.: Изд-во МАИ, 2015. – 132 с.
23. Федосов Е.А., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Интегрированная модульная авионика // Радиоэлектронные технологии. 2015. № 1. 66 - 71 с.