

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра электротехники
и авиационного электрооборудования

А.О. Давидов

МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Учебное пособие

*Утверждено редакционно-
издательским советом МГТУ ГА
в качестве учебного пособия*

Москва
ИД Академии Жуковского
2023

УДК 629.7.064.5+621.31

ББК 0562

Д13

Печатается по решению редакционно-издательского совета
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

Решетов С.А. (МГТУ ГА) – д-р техн. наук, профессор;

Харьков В.П. (ООО «НПО НаукаСофт») – д-р техн. наук, профессор

Давидов А.О.

Д13

Методы исследования электротехнических комплексов воздушных судов
[Текст] : учебное пособие / А.О. Давидов. – М. : ИД Академии Жуковского,
2023. – 88 с.

ISBN 978-5-907699-83-0

В учебном пособии рассматриваются современные методы, которые используются для исследования электротехнических комплексов воздушных судов и их составных частей.

В данном пособии рассматриваются такие вопросы как: электротехнический комплекс, состав, структура, функции и задачи, решаемые современными электротехническими комплексами воздушных судов; моделирование электротехнических комплексов воздушных судов; применение моделей на различных стадиях разработки и эксплуатации электротехнических комплексов воздушных судов; разработка моделей электротехнических комплексов.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по направлениям подготовки 25.05.05 «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования» и 25.04.02 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов», а также может быть использована для всех специальностей очного и заочного обучения при изучении электротехнических комплексов воздушных судов.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 22.09.2023 г. и методических советов по направлению 25.04.02 – 26.09.2023 г. и по специальности 25.05.05 – 26.09.2023 г.

УДК 629.7.064.5+621.31

ББК 0562

Св. тем. план 2023 г.

поз. 28

ДАВИДОВ Альберт Оганезович

МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 07.12.2023 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 5,5 Усл. печ. л. 5,115

Заказ № 999/1020-УП09 Тираж 30 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского

125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (495) 973-45-68 E-mail: zakaz@itsbook.ru

ISBN 978-5-907699-83-0

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2023

Введение

В учебном пособии «Методы исследования электротехнических комплексов воздушных судов» рассматриваются современные методы, которые используются для исследования электротехнических комплексов воздушных судов и их составных частей.

Для понимания и глубокого освоения дисциплины необходимо знать принципы построения и управления систем электроснабжения и авиационного электрооборудования.

Тенденция к повышению электрификации бортового оборудования требует от специалистов по эксплуатации авиационных электросистем постоянно совершенствовать свои знания, изучая научно-технологические достижения ведущих производителей и разработчиков систем электрооборудования.

В работе рассматриваются такие вопросы как: электротехнический комплекс, состав, структура, функции и задачи, решаемые современными электротехническими комплексами воздушных судов, Моделирование электротехнических комплексов воздушных судов. Применение моделей на различных стадиях разработки и эксплуатации электротехнических комплексов воздушных судов. Разработка моделей электротехнических комплексов.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по направлению подготовки 25.04.02 Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования и специальности 25.05.05 Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, а также может быть использована для всех специальностей очного и заочного обучения при изучении электротехнических комплексов воздушных судов.

1. ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

1.1 Электротехнический комплекс

Электроэнергетический комплекс современных воздушных судов – сложная система взаимосвязанных источников, преобразователей, накопителей электрической энергии, а также вспомогательной измерительной, коммутационной аппаратуры и цифровых вычислительных и телекоммуникационных средств.

Самолетные системы электроснабжения (СЭС) подразделяются на:

- первичные системы, источниками которых служат генераторы, приводимые во вращение от авиационных двигателей или вспомогательных установок;
- вторичные системы, питаемые от первичных с помощью преобразовательных устройств;
- аварийные системы, энергонезависимые от источников первичных систем.

В качестве первичных СЭС в настоящее время на отечественных и зарубежных воздушных судах применяются следующие системы:

- постоянного тока низкого напряжения (27 В);
- переменного, трехфазного тока, напряжением 115/200 В, стабильной частоты 400 Гц;
- переменного тока нестабильной частоты, а также их различные комбинации.

Кроме того, самолёты иностранного производства, такие как Боинг 787, Airbus 380 и др. используют новые виды электрической энергии, например – 270 В (540 В) постоянного тока для питания электромеханических и электрогидростатических рулевых приводов.

В каналах генерирования первичных систем постоянного тока в качестве источников электрической энергии используются коллекторные, либо бесщеточные генераторы с интенсивным воздушным или комбинированным охлаждением. Примерами таких генераторов для отечественных самолетов являются: СТГ-12ТМО, ГС 18НО, ГСР-СТ12/40А, ГСР-СТ12/70КИС, ГСБК18П, ГСР18БК КИС.

В качестве регулирующей и защитной аппаратуры в таких системах применяются угольные (РН-180, РУГ-83Т) или полупроводниковые (БРЗ-1,2; БРЗУ-27В) регуляторы напряжения, аппараты защиты и управления (ДМР-400, ДМР-600, АЗУ-400, АЗУ-600) на базе электромагнитных контакторов и аппараты защиты от недопустимых превышений напряжения (АЗПС-1, АЗПС-2М).

Мощности первичных систем постоянного тока изменяются от 12 кВт до 24 кВт на канал. Предусмотрена, как правило, параллельная работа каналов. Число каналов достигает восьми. Показатели удельной массы источников находятся в диапазоне (2,1-3,0) кг/кВт.

В каналах генерирования первичных систем переменного тока стабильной частоты источниками служат синхронные генераторы с приводами постоянной частоты вращения.

В настоящее время применяются бесконтактные трехкаскадные генераторы серии ГТ и генераторы комбинированного возбуждения серии СГК. Приводы используются пневматические, гидромеханические и гидродинамические, соответственно серий ППО, ГП и ПГЛ. Часть привод-генераторных установок имеет интегральное исполнение. Охлаждение каналов генерирования – воздушное, комбинированное испарительное или масляное, со сбросом тепла в топливо через радиаторы.

Основные марки генераторов: ГТ40ПЧ8, ГТ60ПЧ6, ГТ30НЖЧ12, ГТ60НЖЧ12, ГТ120НЖЧ12, СГК-30М, СГК-11/1,15; приводов: ППО-40, ППО-48, ПГЛ-40, ГП-21, ГП-22, ГП-23. Регулирующая и защитная аппаратура выполнена на релейной, транзисторной, магнитной и аналоговой микроэлектронной базе и обеспечивает все основные виды защит каналов генерирования и регулирования их выходных параметров.

Каналы генерирования работают, как правило, отдельно. Единичные мощности каналов – от 17 до 120 кВА; удельные характеристики – от 1,8 до 0,6 кг/кВА. В многоканальных СЭС обеспечивается резервирование каналов.

При отказах электропитания от источников, непосредственно преобразующих мощность маршевых авиадвигателей основная система получает электроэнергию от резервных источников вспомогательных силовых установок или от специальных турбоагрегатов, работающих в режиме энергоузла.

В качестве преобразователей для вторичных и аварийных систем на борту применяются статические и электромашинные преобразователи рода тока и уровня напряжения.

При основной системе переменного тока стабильной частоты для питания приемников напряжением 27 В используются нерегулируемые трансформаторно-выпрямительные устройства мощностью от 0,5 до 9 кВт с конвективным или интенсивным воздушным охлаждением. Управление и защита их осуществляется дифференциально-минимальным реле.

Преобразователями постоянного тока в переменный служат электромашинные преобразователи типов ПО и ПТ и статические полупроводниковые преобразователи типа ПТС, ПОС.

Мощность электромашинных преобразователей от 0,125 до 6 кВА. Они имеют низкий КПД и удельные характеристики и выполняются в виде коллекторных машин.

Аппаратура управления электромашинных преобразователей в большинстве случаев выполнена на устаревшей элементной базе. Мощность статических преобразователей ограничена десятками-тысячами вольт-ампер. КПД статических преобразователей существенно выше, чем у электромашинных.

В качестве аварийных источников постоянного тока используются аккумуляторные батареи:

- щелочные – никель-кадмиевые и серебряно-цинковые;
- кислотные – свинцовые.

Следует отметить, что на современном самолёте Boeing 787 нашли применение и новые литий-ионные аккумуляторные батареи, обладающие существенно лучшими массогабаритными характеристиками, но имеющие пока проблемы с точки зрения безопасности их эксплуатации.

Структура систем распределения (СР) во многом определяет живучесть СЭС и надёжность электропитания приемников. Защита элементов системы распределения осуществляется плавкими предохранителями и тепловыми автоматами. Конфигурация СР может быть радиальной, магистральной, замкнутой, смешанной. В СР предусмотрены основные и аварийные шины, к которым подключены приемники первой категории. Переход на питание от аварийных источников, а также резервирование каналов в многоканальных системах обеспечивается автоматически с помощью аппаратов, выполненных на релейно-контактной и полупроводниковой элементной базе низкой степени интеграции.

Контроль состояния элементов СЭС производится при наземном обслуживании с помощью разнообразной контрольно-поверочной аппаратуры. В полете экипаж контролирует работу СЭС по показаниям приборов и сигналам индикаторов, которые формируются блоками защиты и управления.

Серьезной нерешенной проблемой совершенствования электроэнергетических комплексов является фактическое отсутствие систем автоматического контроля и диагностики технического состояния их основных компонентов. Это значительно снижает эксплуатационную надёжность СЭС и затрудняет решение задачи обеспечения современных требований по безопасности образцов вооружения.

Последние достижения в области авиационных систем генерирования переменного тока постоянной частоты обеспечили значительное увеличение удельной мощности и уменьшение стоимости оборудования. В основном это было достигнуто за счет применения высокооборотных синхронных генераторов, усовершенствования конструкции гидромеханического привода и использования более компактных схем генератора.

Слабым звеном традиционных СЭС является привод постоянных оборотов (ППО). Положение особенно обостряется в связи с развитием концепции полностью электрифицированного самолета (ПЭС), которая требует установки источников большей мощности, решения более сложных задач распределения электроэнергии и повышения надёжности и живучести СЭС. В связи с этим большое внимание сейчас уделяется системам без ППО, а именно системам типа переменная скорость - постоянная частота (ПСПЧ), системе повышенного напряжения 270 В постоянного тока и системе типа переменное напряжение - переменная частота.

Наиболее перспективным направлением совершенствования систем интегральный привод-генератор (ИПГ), представляется более полная интеграция привода и генератора. С этой целью фирмой Sundstrand (США) разработана компоновка ИПГ, получившая название «ИПГ с параллельными валами». В данной компоновке привод и генератор располагаются не один за другим, как в обычной линейной компоновке ИПГ, а на параллельных валах в общем корпусе. Такая

конструкция имеет меньшие аксиальную длину и консольный момент. Уменьшена масса и увеличена надежность конструкции за счет исключения некоторых передач.

Разрабатываются два направления систем ПСПЧ, которые не требуют наличия привода постоянных оборотов и генерируют ток постоянной частоты исключительно за счет электромагнитного и электронного преобразования. Рассматриваются два типа таких систем: со звеном постоянного тока и с циклоконвертером. КПД и надежность обеих систем ПСПЧ считаются одинаковыми.

По сравнению с системами с ИПГ системы ПСПЧ обладают следующими преимуществами:

- высокое качество энергии: точность регулирования по частоте 0,1 Гц; точность регулирования по напряжению 1 В; искажение формы кривой напряжения не более 4 %; сохранение симметрии напряжения при несимметричной нагрузке, время переходных процессов по напряжению менее 0,008 с, переходные процессы по частоте отсутствуют;

- легкость обеспечения устойчивой параллельной работы каналов генерирования;

- КПД более 90 % (при использовании магнитоэлектрических генераторов с редкоземельными магнитами - МЭГ с РЗМ);

- возможность работы в режиме аварийного энергоузла (28 В постоянного тока) при частоте вращения двигателя 10-25 % от номинальной (режим авторотации);

- уменьшение массы энергоузла и оборудования на 25 %, потребляемой мощности на 5 %, стоимости обслуживания в 5 раз;

- возможность работы в стартерном режиме;

- высокая эксплуатационная технологичность, легкость обеспечения встроенного контроля и локализации отказов.

В СЭС повышенного напряжения 270 В постоянного тока вся мощность генератора переменного напряжения переменной частоты выпрямляется до 270 В постоянного тока (внутри генератора), а затем направляется непосредственно к нагрузкам. Часть мощности преобразуется в трехфазную систему частотой 400 Гц для питания типового оборудования переменного тока, а другая часть мощности питает бесконтактные двигатели постоянного тока.

По сравнению с другими системами данная система имеет следующие преимущества:

- большая эффективность, меньшая масса, меньшая стоимость;

- большая надежность и безопасность для обслуживающего персонала;

- возможность построения электроэнергетического комплекса самолета из ограниченного количества унифицированных элементов.

Анализ приемников электроэнергии ЛА показал, что питание большей части приемников (таких как противообледенительная защита крыла, обогрев, освещение, кухня, асинхронные двигатели) возможно переменным током, причем уровень напряжения и частоты не имеет решающего значения, в связи с этим

проявлен интерес к СЭС данного типа. Для вышеперечисленных нагрузок мощность переменного тока используется непосредственно. Небольшой процент мощности преобразуется до 270 В постоянного тока и до трехфазного 200 В 400 Гц (постоянное напряжение - постоянная частота) – это наипростейшая и очень эффективная система.

В результате анализа перспектив развития СЭС можно сделать вывод о том, что в ближайшее время сохранит свое лидирующее положение система электроснабжения переменного тока постоянной частоты, которая имеет сейчас лучшие удельные характеристики из всех СЭС. Однако уже скоро этой СЭС могут составить конкуренцию системы типа ПСПЧ и 270 В постоянного тока. При дальнейшем развитии элементной базы эти системы станут конкурентоспособными с СЭС переменного тока постоянной частоты по массоэнергетическим характеристикам, но при этом смогут обеспечить лучшую совместимость источников и приемников электрической энергии, то есть более высокое качество электроэнергии на борту ЛА.

1.2 Обзор и анализ существующих электроэнергетических комплексов воздушных судов

На современных самолетах в общем случае имеется энергетический комплекс, включающий в свой состав: силовую установку (двигатели и ВСУ), являющуюся первичной энергетической системой и вторичные энергетические системы: система электроснабжения; гидравлическая система и пневматическая система.

Тенденции развития энергетических комплексов наиболее четко проявляются на магистральных самолетах с большим взлетным весом, поэтому целесообразно рассмотреть энергетические системы самолетов данного класса.

Самолет Ил-96-300 имеет следующие источники электрической энергии:

а) система трехфазного переменного тока 115/200 В постоянной частоты 400 Гц – четыре интегральных привода-генератора ГП-23 мощностью 60 кВА каждый, установленные по одному на каждом двигателе, генератор ГТ-40ПЧ6 мощностью 40 кВА, установленный на ВСУ.

б) вторичная система постоянного тока с напряжением 27 В, разделенная на два канала – два выпрямительных устройства мощностью по 3 кВт в каждом канале, по одной аккумуляторной батарее 20НКБН-25 в каждом канале.

На самолете Ту-204 установлены следующие источники электрической энергии:

а) система трехфазного переменного тока 115/200 В постоянной частоты 400 Гц – два интегральных привода-генератора ГП-26 мощностью 90 кВА каждый, установленные по одному на каждом двигателе, генератор ГТ60ПЧ8Б мощностью 60 кВА, установленный на ВСУ;

б) вторичная система постоянного тока 27 В, разделенная на два канала – выпрямительное устройство ВУ-6БК мощностью 6 кВт в каждом канале, резервное выпрямительное устройство ВУ-6БК, две аккумуляторных батареи 20НКБН-25 в каждом канале.

В качестве представителя зарубежных самолетов, введенных в эксплуатацию в конце 80-х годов прошлого столетия, можно рассмотреть самолет Боинг 777. На самолете Боинг-777 установлены следующие источники электрической энергии (рис. 1.1):

а) первичные источники переменного тока – три интегральных привода-генератора (IDG) мощностью 120 кВА каждый, установленные по одному на каждом двигателе и на ВСУ;

б) резервные источники переменного тока – два генератора переменного тока с переменной частотой мощностью по 25 кВА, установленные по одному на каждом двигателе и один преобразователь с выходным напряжением 115/200 В, 400 Гц мощностью 20 кВА.

в) аварийная система электроснабжения – генератор с приводом от воздушной турбины мощностью 7 кВА, статический преобразователь постоянного напряжения 28 В в однофазное переменное напряжение 115 В мощностью 1 кВА;

г) источники электропитания электродистанционной системы управления самолета, четыре генератора с постоянными магнитами (PMG), установленные по два на обоих двигателях, три блока электропитания (PSA), на которые подается напряжение от генераторов PMG и «горячей шины» батареи, основная система постоянного тока 28 В, используемая для питания от наземного источника электроэнергии и от ВСУ на земле.

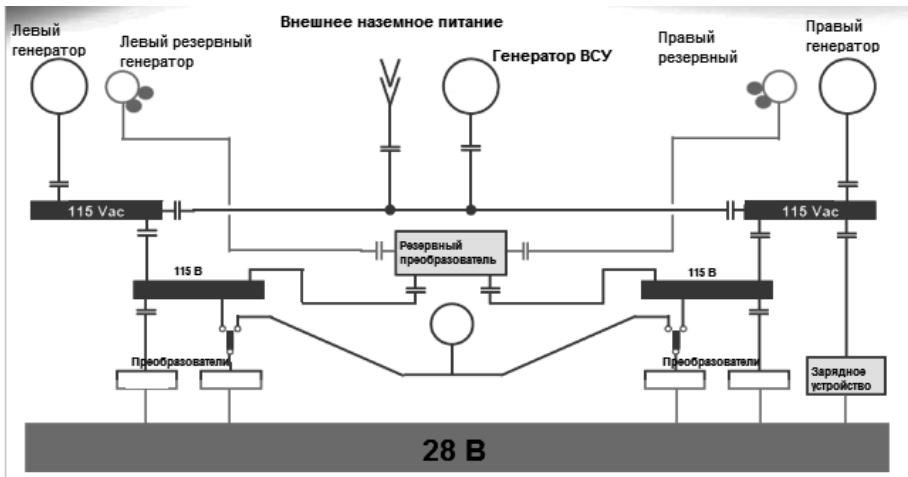


Рисунок 1.1 – Структура СЭС самолета Боинг-777

Особенности структуры системы электроснабжения самолета Боинг-777 (наличие развитой резервной системы электроснабжения, применение автоном-

ных генераторов с постоянными магнитами и блоков питания электродистанционной системы управления) обусловлены необходимостью надежного электропитания:

- системы штурвального управления самолета, в которой используются высокоскоростные шины передачи цифровой информации;
- системы передачи информации (AIMS), в которой высокоскоростные шины, соответствующие стандарту ARINC 629, связывают между собой все жизненно важные системы самолета.

Особенностью системы электроснабжения самолета Боинг-777 является также применение системы управления электрическими нагрузками (ELMS), построенной с использованием высокоскоростных шин передачи информации.

Эти особенности, обусловленные более широким применением последних достижений цифровой техники в бортовом оборудовании, отличают систему электроснабжения самолета Боинг-777 от систем электроснабжения отечественных самолетов того же поколения.

На самолете Airbus A 330/340, оснащенном двумя двигателями, установлены следующие источники электроэнергии (рис. 1.2):

а) система переменного тока 200/115 В, 400 Гц – два генератора мощностью 115 кВА, установленные по одному на двигателях, один генератор мощностью 115 кВА, установленный на ВСУ, один аварийный генератор мощностью 8,6 кВА с приводом от «зеленой» гидравлической системы;

б) система постоянного тока 28 В – два основных выпрямительных устройства с номинальным током 200 А, одно выпрямительное устройство для питания важных потребителей с номинальным током 100 А, одно выпрямительное устройство для заряда аккумуляторной батареи ВСУ и участия в запуске ВСУ.

Общей для поколения магистральных самолетов, к которым принадлежат Ил-96, Ту-204, Боинг 777 и Airbus A 330/340 является классическая структура энергетических комплексов, состоящих из:

- системы электроснабжения с мощностью, достаточной для питания традиционных потребителей электроэнергии;
- гидравлической системы, обеспечивающей работу гидромеханических приводов поверхностей управления самолета;
- пневматической системы, включающей систему кондиционирования воздуха и использующей воздух, отбираемый от двигателя.

Сравнение установленных мощностей источников электрической энергии на самолетах Ил-96, Ту-204 и А 330 показывает, что они являются величинами примерно одного порядка. Повышенная мощность и увеличение числа источников на самолете Боинг 777 объясняется, как указано выше, необходимостью надежного электропитания системы управления самолетом и бортовой системы передачи информации. Рост установленной мощности источников электроэнергии пассажирских самолетов показан на рис. 1.3.

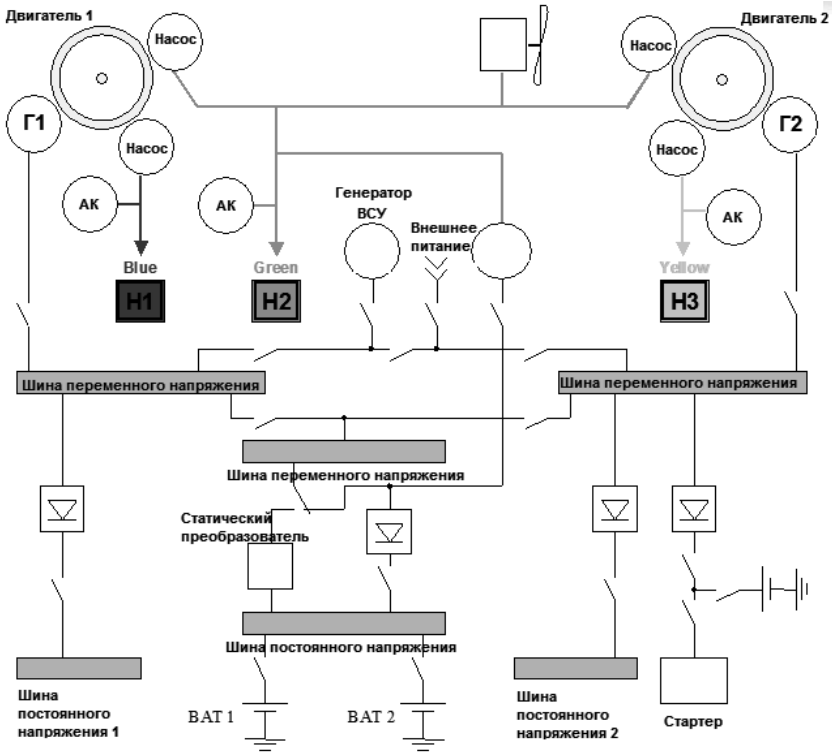


Рисунок 1.2 – Структура ЭС Airbus A 330/340

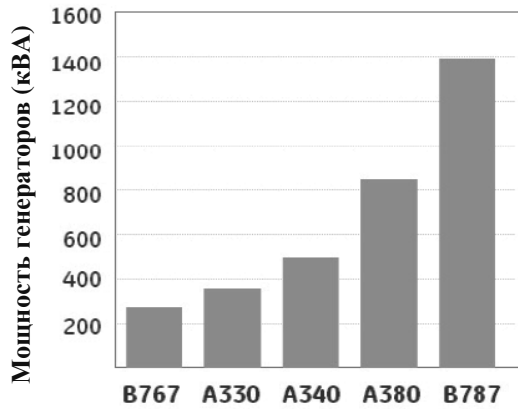


Рисунок 1.3 – Установленная мощность ЭЭ пассажирских самолетов

Преимущества электрической энергии по сравнению с пневматической и гидравлической энергиями, из которых определяющими являются возможность эффективного использования в любом виде бортового оборудования (БО), возможность трансформации с более значительным КПД в другие виды энергии, простота передачи на относительно большие расстояния, относительная простота построения автоматизированных энергосистем сложной конфигурации, с требуемой степенью резервирования, уровнем контролепригодности, возможности оптимального управления, контроля, диагностики и локализации отказов, а также достижения силовой электроники и цифровой техники привели к появлению концепции «полностью электрифицированного самолёта – ПЭС» (самолёта с повышенным уровнем электрификации).

Идея применения единой вторичной энергетической системы на базе только системы электроснабжения, т.е. создания полностью электрифицированного самолёта появилась за рубежом в результате исследований по программе энергетически эффективного средства транспорта. Данная программа предусматривала усовершенствование:

- аэродинамики и конструкции самолетов;
- силовых установок;
- бортового оборудования.

В области совершенствования бортового оборудования, в частности, рассматривалось проведение полной электрификации бортового оборудования, включая рулевые приводы системы управления самолетом и агрегаты системы кондиционирования воздуха, сопровождающейся исключением гидравлической и пневматической энергосистем (рис. 1.4).

На полностью электрифицированном самолете система электроснабжения обеспечивает электроэнергией основную и вспомогательную систему управления полетом (включая рулевые приводы), систему кондиционирования, противообледенительную систему, систему управления выпуском и уборкой шасси, систему электрического запуска основных и вспомогательных силовых установок самолета.

На традиционно построенном самолёте общий баланс энергетической мощности распределяется между системами ПС, ГС и СЭС относительно равномерно, наибольшая – ПС, далее – ГС и меньше всего – СЭС.

На БЭС (существенно электрифицированном самолёте) ПС практически исключается из распределения общего баланса энергетической мощности за счет устранения использования отбираемого от двигателя воздуха (за исключением небольшого объёма воздуха, отбираемого для обеспечения устойчивости работы двигателя на режимах холостой работы и для обогрева мотогондол двигателей на самолёте В 787).

Доля ГС также уменьшается (за счет децентрализации и электрификации третьего контура ГС на самолёте А 380). При этом на БЭС существенно возрастает доля СЭС в распределении общего баланса энергетической мощности.



Рисунок 1.4 – Программа полной электрификации самолета

Согласно зарубежным данным полная электрификация самолета обеспечивает снижение взлетной массы и стоимости самолета, уменьшение расхода топлива, упрощение бортового оборудования за счет исключения гидравлической и пневматической систем, снижение затрат на эксплуатацию и наземное обслуживание, уменьшение массы и удельного расхода топлива силовой установки двигателей за счет исключения системы отбора сжатого воздуха. Интеллектуальное управление источниками электроэнергии на различных этапах полета, с учетом потребностей приемников получило развитие в так называемой концепции SmartGrid, что позволяет рационально использовать располагаемую мощность на борту с целью бесперебойного и надежного обеспечения приемников электроэнергией (рис. 1.5).

К настоящему времени идея полной электрификации частично реализована на самолетах Airbus A 380 и Боинг 787, считающихся «существенно электрифицированными» (more electric) самолетами.

Самолет Airbus A 380

В качестве основной системы электроснабжения на самолете применена система переменного тока переменной частоты 370 – 770 Гц, в которой источниками являются 4 генератора мощностью 150 кВА, установленные по одному на каждом из четырех двигателей. Вспомогательная силовая установка приводит во вращение два генератора переменного тока постоянной частоты 400 Гц. Кроме

того, на самолете в качестве резервного источника применен генератор с приводом от воздушной турбины мощностью 90 кВА, частота которого изменяется в пределах от 480 до 640 Гц.

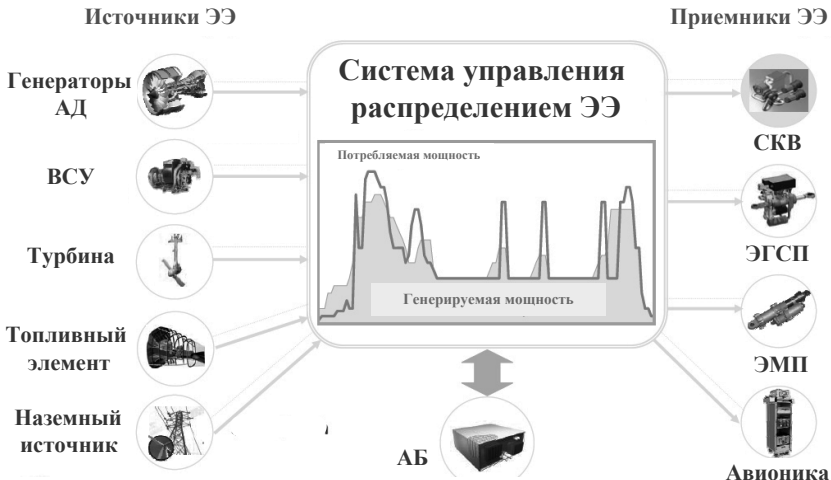


Рисунок 1.5 – Концепция SmartGrid авиационной системы электроснабжения

В системе распределения электроэнергии самолета А 380 широко применяются гибридные автоматы защиты, в которых исполнительным органом является полевой ключ, но при больших токах короткого замыкания разрыв цепи осуществляется биметаллическим элементом. Контактные системы распределения энергии имеют практически бескорпусную конструкцию, и устанавливаются в распределительных устройствах в виде модулей подобно модулям стоек интегральной модульной авионики. В этих же устройствах размещаются модули управления электрическими энергоузлами, выполняющие функции БРЗУ, БКНА, БКМШ и т.п. Таким образом тенденции интеграции устройств авионики прослеживаются и применительно к системам электрооборудования (рис. 1.6).

Первичная и вторичная системы управления самолетом (FCS) получают энергию от электрической системы вместо гидравлической, поэтому гидравлические трубопроводы в крыле и хвосте самолета практически отсутствуют. Работы в области «существенно электрифицированного самолета» привели к внедрению в системы FCS электро-гидростатических исполнительных устройств (ЕНА) и гидравлических исполнительных устройств с электрическим резервным контуром (ЕВНА).

В устройстве ЕНА локальное преобразование электрической энергии в гидравлическую производится с помощью электрического двигателя и насоса, подающего жидкость в гидроцилиндр для перемещения штока. Гидравлический

контур, заключенный внутри исполнительного устройства, полностью изолирован от самолетной гидравлической системы, что упрощает состав этой системы и снижает ее вес. Конструкция устройств ЕВНА более традиционна, так как у них сохраняется связь с основными гидравлическими системами самолета, которые снабжают эти устройства энергией в нормальном режиме работы; питание от электросистемы поступает только при включении резервного электрического контура. Хотя исполнительные устройства ЕВНА менее эффективны по стоимости и весу, они имеют повышенную надежность за счет наличия резервного контура, используемого при отказе гидравлической системы.

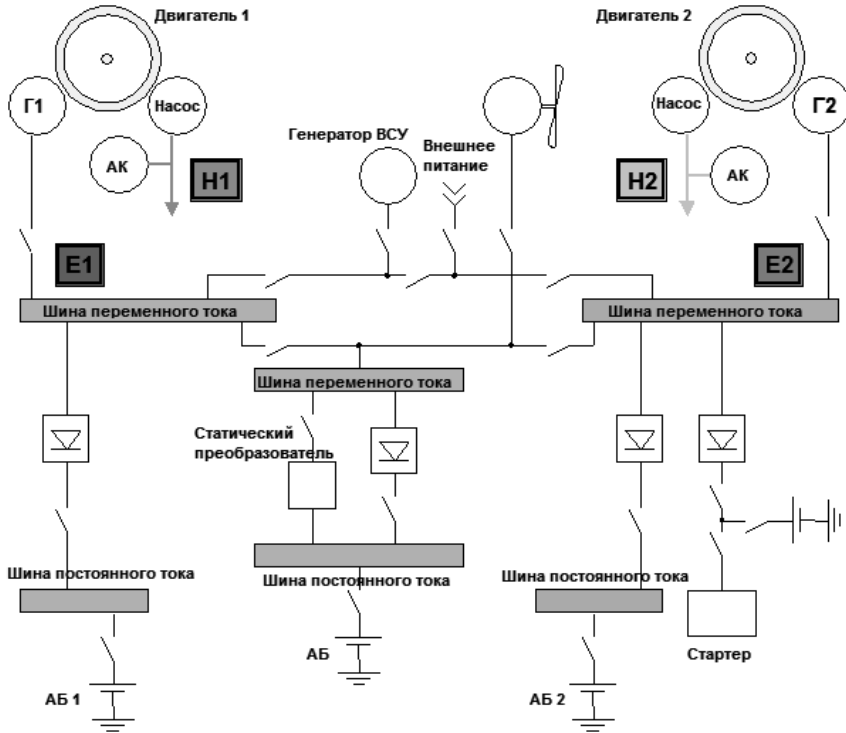


Рисунок 1.6 – Структура СЭС самолёта А 380

Общие сведения об энергетических системах самолёта А 380 приведены на рис. 1.7.

Самолет Боинг 787. Система электроснабжения (рис. 1.8).

Система электроснабжения		Гидравлическая система	Пневматическая система
Первичная система электроснабжения	115/200 В переменного тока, частотой 370 - 770 Гц	<ul style="list-style-type: none"> – две основные системы с насосами EDP с приводом от двигателя (обычно три системы); – аварийная система с насосами EMP (с электроприводом). 	<p>4-е канала генерации воздуха с отбором воздуха от компрессоров двигателей для кондиционирования воздуха в салонах. Общая мощность – 470 кВт.</p> <p>Воздушная система запуска маршевых двигателей с использованием пневматической энергии, вырабатываемой ВСУ.</p>
Общая мощность источников электроэнергии	840 кВА 4 x 150 кВА 2 x 120 кВА		
Вторичные системы электроснабжения	<ul style="list-style-type: none"> – 115 В, 400 Гц переменного тока; – 27 В постоянного тока 		

Более электрическое оборудование самолёта А 380

На самолете существенно электрифицирована система управления полетом.

Для управления аэродинамическими поверхностями самолета применяются пять типов приводов:

- гидравлические приводы – гидроцилиндры (руль высоты, элероны);
- гидравлические приводы ЕВНА с электрическим резервированием (руль направления, спойлеры);
- электрогидростатические приводы ЕНА с питанием электроэнергией (руль высоты, элероны);
- гидромоторы (стабилизатор, предкрылки, закрылки);
- электрические двигатели, резервирующие гидромоторы (стабилизатор, предкрылки).

Рисунок 1.7 – Энергосистема самолёта А 380

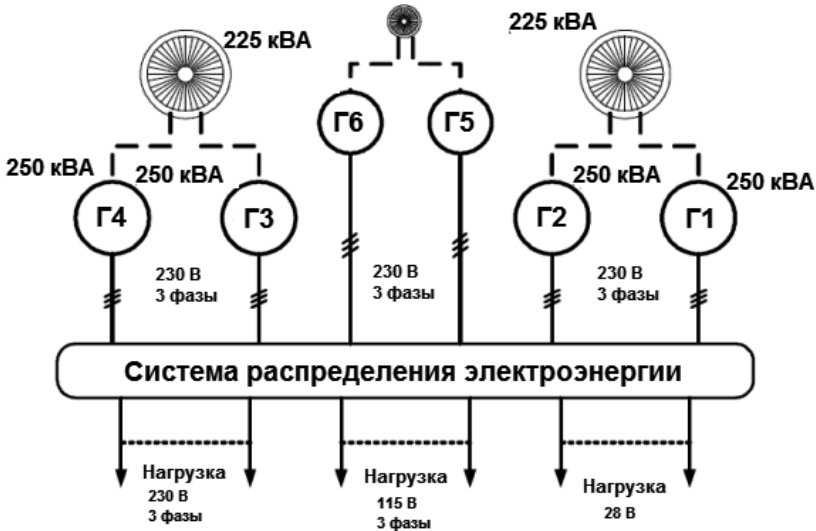


Рисунок 1.8 – Структура СЭС самолёта В 787

На двух двигателях самолета попарно установлены четыре стартера-генератора переменного тока мощностью 250 кВА каждый. Генераторы не имеют приводов постоянных оборотов, частота переменного тока меняется в пределах от 360 до 800 Гц. Напряжение на выходе электрической системы равно 115 В и 230 В. На ВСУ установлены два стартера-генератора мощностью 225 кВА каждый.

Устройства, требующие питания переменным током 115 В с традиционной постоянной частотой 400 Гц, получают электроэнергию от преобразователей небольшой мощности. Кроме того, для систем авионики предусмотрено питание постоянным током 28 В.

Использование системы с переменной частотой позволяет повысить весовую отдачу энергоузлов за счет исключения тяжелых и громоздких приводов постоянных оборотов.

Шести полюсные генераторы с максимальной частотой 800 Гц при скорости вращения 16000 об/мин имеют вес около 200 фунтов каждый.

Постоянное напряжение внутри системы имеет необычно высокую величину, равную 540 В (в действительности ± 270 В); это напряжение, получаемое выпрямлением выходного напряжения генераторов, затем преобразуется в переменное напряжение с регулируемой частотой, которое используется для питания мощных двигателей. Двойное преобразование переменного тока в постоянный и, затем, постоянного тока в переменный выбрано потому, что наиболее эффективным методом регулирования частоты вращения больших двигателей переменного тока является частотный метод.

В системе управления самолета Боинг 787 используется ряд электрогидравлических приводов и три централизованных гидравлических системы с давлением 4850 psi (фунтов на кв. дюйм). Эти системы также являются электрифицированными: в левой и правой гидравлической системе установлены насос с электроприводом EMP (electric motor pump) и насос с приводом от двигателя EDP (engine-driven pump), а центральная гидравлическая система имеет два насоса с электроприводом EMP. Насосы EMP и EDP имеют одинаковый расход, равный 27 галлонов в минуту, что в четыре раза превышает расход применявшихся ранее насосов с электроприводом. Мощность приводного двигателя насоса EMP равна 100 кВА, 88 л.с. Устройство управления двигателем меняет частоту вращения при изменении нагрузки, поэтому собственная система регулирования расхода насоса используется редко.

На самолете Боинг 787 устранили использование отбираемого от двигателя воздуха, за исключением небольшого объема для обеспечения устойчивости работы двигателя на режимах холостой работы и защиты от обледенения гондолы двигателя. В результате не требуется наличие сети титановых трубопроводов, производство которых дорогое и добавляет сотни фунтов к массе самолета.

Для нужд кондиционирования воздуха на самолете Боинг 787 устанавливаются четыре компрессора для наддува салона, размещенные по два в двух блоках кондиционирования, которые установлены в обтекателях мест соединения крыла самолета с фюзеляжем. Компрессор повышает давление забортного воздуха примерно до 15 psia, а температуру – до 200°F. В салоне объемом 6000 кубических футов давление составляет 11,8 psia. Рабочее колесо компрессора диаметром около одного фута вращается со скоростью 42 000 об/мин на воздушных подшипниках, не требующих смазки маслом, хотя на практике скорость вращения двигателя с постоянными магнитами меняется. Каждый двигатель может развивать мощность равную 90 – 100 л.с. Катализатор для удаления озона нормально используется при температуре около 350°F, но требуется обеспечить его работоспособность при температуре 200°F.

При низком давлении компрессора для удаления тепла турбохолодильный агрегат не требуется, поскольку для охлаждения используется падение давления. Вместо этого у нового агрегата требуется увеличить размеры радиатора для передачи тепла забортному воздуху, что увеличивает лобовое сопротивление самолета. Агрегат низкого давления потребляет меньше энергии, но повышает лобовое сопротивление. Смеситель холодного воздуха с воздухом, прошедшим через систему рециркуляции, имеет значительно меньшие размеры, поэтому его можно установить внутри агрегата, не занимая места в грузовом отсеке.

Грузовой отсек имеет электрический подогрев. Система кондиционирования воздуха включает в себя контур жидкостного охлаждения для мощных блоков управления двигателями и холодильных установок кухни.

Общие сведения об электроэнергетических системах самолета Боинг 787 приведены на рис. 1.9.



Рисунок 1.9 – Электроэнергетический комплекс Боинг 787

Приведенные материалы показывают, что в настоящее время концепции БЭС (концепции существенно электрифицированного самолёта) в наибольшей степени соответствуют самолёт Боинг 787, чей энергетический комплекс в значительной степени является электроэнергетическим комплексом (ЭЭК), в котором основную роль в качестве вторичной энергосистемы выполняет система электроснабжения. При этом практически исключено использование пневматической энергии, а в гидросистеме используются насосы с электроприводом.

В связи с повышением роли электроэнергии общая генерируемая мощность СЭС Боинг 787 составляет 1450 кВА, что значительно больше, чем даже на самолёте А 380 (840 кВА), имеющим в 2,5 раза большую взлетную массу. При этом существенно возрастает напряжение первичной системы электроснабжения переменного тока (до 230/400 В) и вторичной системы электроснабжения постоянного тока (до ±270 В).

В военной сфере (США) самолет F-35 JSF (Joint Strike Fighter) прочно связан с концепцией более электрифицированного самолета [1]. В рамках программы JSF рассматривались некоторые положения концепции БЭС: комплекс опытно-конструкторских работ по автономным рулевым приводам, технико-экономическое обоснование концепции единой энергосистемы и автономных рулевых приводов на базе постоянного тока напряжением 270 В, комплекс лабораторных и летных испытаний исполнительных механизмов на пилотируемых и беспилотных летательных аппаратах и др. На самолете полностью исключена гидросистема, что позволило значительно снизить массу самолета. Имеется информация о применении на прототипе самолета 5-го поколения JSF встроенного стартер-генератора, в качестве которого использовалась вентильно-индукторная машина, как наиболее простая из возможных альтернативных вариантов.

В настоящее время оцениваются и проверяются значительно более сложные архитектуры энергетических систем. На рисунке 1.10 показана схема СЭС от корпорации Нортроп Грумман для более электрического самолета, цель которой заключалась в замене гидравлических, пневматических и механических мощностей электрическими эквивалентами для общего снижения затрат на обслуживание. Ликвидация централизованной гидравлической системы обеспечивает основное преимущество с точки зрения расходов за весь жизненный цикл. Архитектура MADMEL (рис. 1.10) – гибридная система, обеспечивающая 115 В переменного тока частотой 400 Гц и 28 В постоянного тока, но самое главное – напряжение 270 В постоянного тока.

Основное распределение мощности – 270 В постоянного тока, которое осуществляется по 3 каналам: два от главных двигателей и один от ВСУ. Выход регулятора затем может разделяться на шину питания приводов и шину питания оборудования самолета. Шина питания приводов имеет менее строгие требования по качеству электроэнергии (например, не полностью соответствующие стандартам) и менее требовательна к помехам, чем шина питания оборудования, которая снабжает электроэнергией чувствительные потребители, такие как САУ, управление оружием и БЦВМ. Каждый из трех каналов содержит генератор и систему управления, которая контролирует генератор, регулятор СЭС и два канала диагностики шины. Система управления генератором также выполняет диагностику канала, сообщает о состоянии системы и шины данных.

В качестве основного источника электроэнергии предлагается использование интегрированных приводов-генераторов (рис. 1.11) с приводом постоянных оборотов.

Или генераторы переменной частоты (рис. 1.12), в котором отсутствует самый ненадежный элемент – привод постоянных оборотов.

В качестве аварийных сетей предлагается использовать схему, представленную на рис. 1.13. В этом решении реализуется два канала аварийного электроснабжения: аварийная турбина и аккумуляторная батарея (или другой накопитель, например суперконденсаторы). Типовой состав аварийного канала и принцип работы показан на рисунке.

Таким образом, создание высокоэффективных систем электроснабжения для перспективных самолётов требует:

- повышения уровня электрификации оборудования и последовательного перехода к полной электрификации самолёта;
- комплексного решения проблемы согласования характеристик приемников и источников электрической энергии;
- обеспечения единства силовой и информационной структур СЭС.

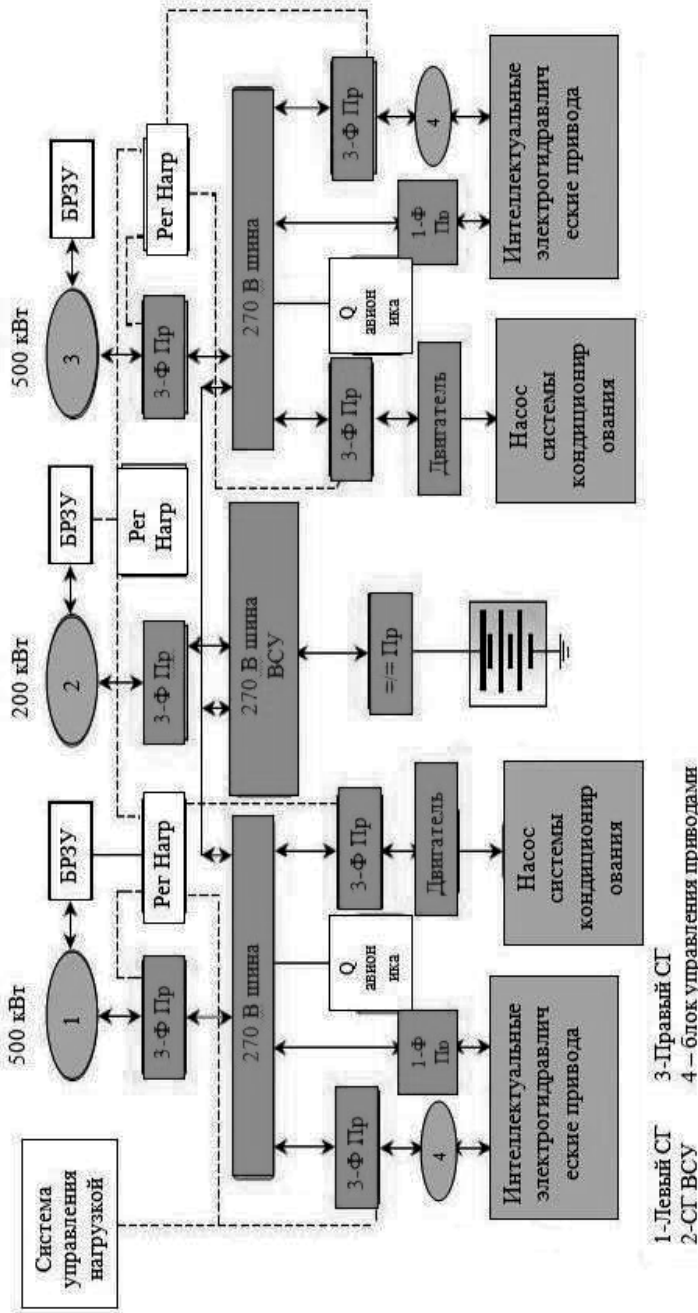


Рисунок 1.10 – Архитектура перспективной СЭС повышенного напряжения

Интегрированный привод-генератор

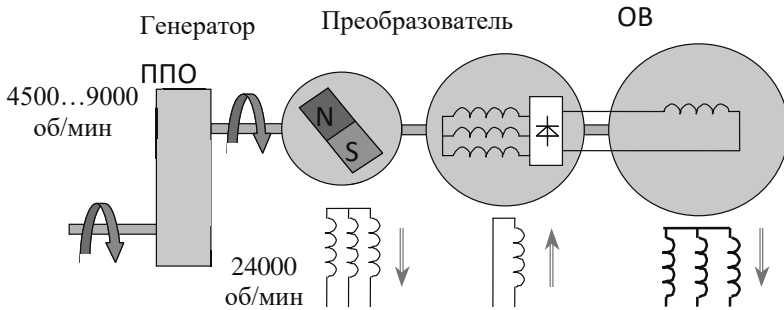


Рисунок 1.11 – Интегрированный привод-генератор
Генератор переменной частоты

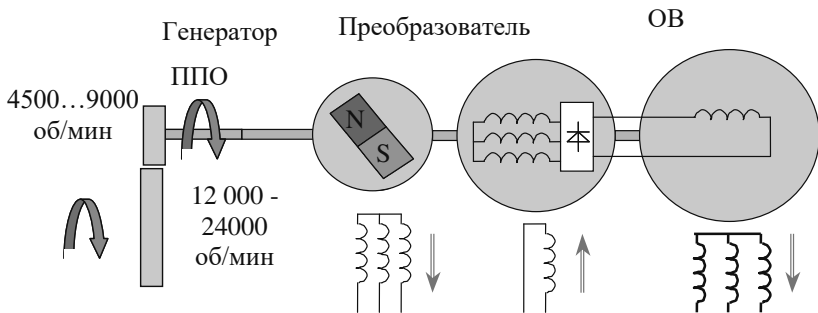


Рисунок 1.12 – Генератор переменной частоты

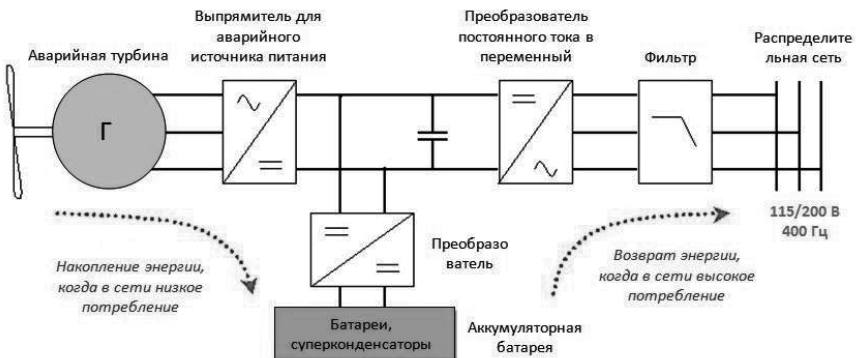


Рисунок 1.13 – Аварийная сеть СЭС

1.3 Анализ задач, выполняемых современными электроэнергетическими комплексами воздушных судов

Электроэнергетический комплекс на современных воздушных судах представляет собой комплекс, состоящий из устройств, предназначенных для производства, преобразования и распределения электрической энергии, а также регулирующей, управляющей и защитной аппаратуры.

Современные электроэнергетические комплексы воздушных судов обеспечивают выполнение следующих функций рис. 1.14.

Основные задачи, которые решают современные электроэнергетические комплексы воздушных судов, заключаются рис. 1.15.

ЭЭК является одной из важнейших бортовых систем, непосредственно влияющей на эффективность всего авиационного комплекса и безопасность полётов. Это влияние обусловлено существованием связи массоэнергетических показателей ЭЭК с лётно-техническими характеристиками ВС и критериями эффективности всего авиационного комплекса. Однако основным показателем самолётной ЭЭК является качество генерируемой электрической энергии, определяемое, прежде всего точностью стабилизации напряжения в точке регулирования и на клеммах приёмников электрической энергии (ПЭЭ).

Нестабильность напряжения питания влияет на функциональные, массогабаритные характеристики и надёжность практически всего авиационного и радиоэлектронного оборудования, что обусловлено изменением электрических и тепловых режимов работы. Известно, что даже кратковременное повышение напряжения питания на 10 % приводит к выходу из строя компонентов микроэлектронной аппаратуры.

Количественная оценка влияния нестабильности напряжения питания на тактико-технические и экономические показатели авиационного и радиоэлектронного оборудования требует рассмотрения его внутренней структуры и выявления причинно-следственных связей этих показателей с соответствующими параметрами качества электрической энергии. Пример подобной зависимости для бортового электротехнического оборудования приведен на рисунке 1.16.

Непрерывного повышения качества электрической энергии требует расширяющееся применение на самолётах систем автоматического управления, цифровых вычислительных машин. В то же время значительная часть потребляемой на самолётах ВВС мощности самолётных ЭЭК приходится на долю систем кондиционирования воздуха. Работа этих приёмников электроэнергии, имеющих импульсно-периодический характер нагрузки, существенно ухудшает качество электрической энергии на борту ВС. В результате снижаются точностные характеристики ряда самолетных систем.



Рисунок 1.14 – Функции электроэнергетических комплексов воздушных судов



Рисунок 1.15 – Задачи, решаемые электроэнергетическими комплексами воздушных судов

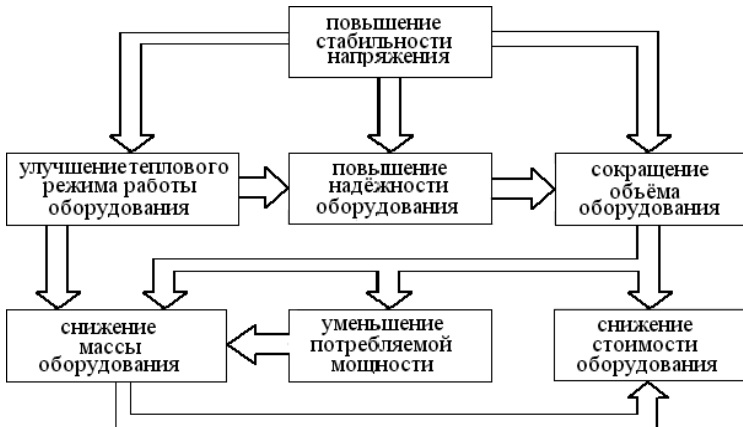


Рисунок 1.16 – Причинно-следственные связи бортового электротехнического оборудования

В настоящее время отсутствует достаточно полная информация о чувствительности ПЭЭ к изменению параметров электроэнергии самолетных ЭЭК. Но те исследования, которые были проведены, показали, что ухудшение качества электроэнергии при включении даже относительно небольшой по величине (7 % от номинальной мощности генератора) импульсно–периодической нагрузки вызывает увеличение на 30 – 40 % погрешности счисления ортодромических координат в навигационном комплексе и на 10 – 15 % статической ошибки автопилота при стабилизации угла тангажа.

Кроме влияния качества электроэнергии на функциональные характеристики различного оборудования, следует отметить и тот факт, что от точности стабилизации напряжения существенно зависит масса системы распределения электрической энергии и многочисленного самолетного оборудования. По оценкам уменьшение ошибки регулирования напряжения с $\pm 2\%$ до $\pm 1\%$ позволяет уменьшить массу оборудования на 2 – 4 %.

Требования к качеству электрической энергии самолетных ЭЭК изложены в ряде нормативно–технических документов и научно-исследовательских работ. Наиболее полно эти требования сформулированы в ГОСТ Р 54073–2010. Этот документ отражает современный уровень развития СЭС отечественных самолетов и в основном соответствует принятым мировым стандартам, что видно из анализа данных в таблице Таблица 1.1, в которой приведены требования некоторых документов к точности поддержания напряжения переменного тока.

Следует заметить, что существующий метод формирования требований к качеству электрической энергии основан на анализе достигнутого, а не требуемого уровня развития СЭС. Существующие нормативы определяются в основном возможностями реализации современных самолетных СЭС, а не полным удовлетворением требований приёмников электрической энергии.

Таблица 1.1 – Характеристики нормативно-технической документации

Показатели напряжения переменного тока	Режим работы СЭС	Нормативно – технические документы		
		ГОСТ Р 54073–2010	MIL–STD 704 B	ИСО 1540.3
Установившееся значение в точке регулирования, В	нормальный	114 – 118	116 – 119	112 – 116
	ненормальный	105 – 125	–	–
	аварийный	112 – 120	–	–
Установившееся значение на клеммах ПЭЭ, В	нормальный	108 – 119	108 – 118	108 – 118
	ненормальный	100 – 127	100 – 125	98 – 132
	аварийный	104 – 122	102 – 124	104 – 122
Небаланс напряжений в фазах, В	нормальный	3	3	3
	аварийный	4	–	–
Сдвиг фаз,	нормальный	116 – 124	118 – 122	118 – 122
Переходное значение, В	нормальный	80 – 155	80 – 180	58 – 160
	ненормальный	0 – 165	0 – 180	0 – 180
Перерывы питания	нормальный, мс	80	50	200
	ненормальный, с	7	7	7

В настоящее время при питании значительной части аппаратуры на борту ЛА от СЭС, обеспечивающих качество электроэнергии в соответствии с ГОСТ Р 54073–2010, разработчики вынуждены устанавливать встроенные источники питания, которые увеличивают массу самолетного оборудования.

Кроме того, испытания самолетных СЭС на соответствие требованиям документов производятся при изменении мощности статической нагрузки от 10 % до 160 % и от 160 % до 10 % номинальной мощности канала. Подобные испытания не охватывают все возможные режимы эксплуатации СЭС. На современных самолётах находят широкое применение электродвигатели различного типа, обладающие даже при относительно небольшой номинальной мощности значительными пусковыми токами. При этом создаваемая ими нагрузка на канал генерирования является существенно переменной во времени.

Проведение специальных проверок СЭС при запуске мощных асинхронных двигателей (АД) показало, что не всегда удастся удовлетворить требования ГОСТ Р 54073–2010 к величине переходного напряжения.

В последнее время отмечается явно выраженная тенденция к увеличению мощности электродвигателей, используемых в устройствах механизации крыла и выпуска шасси, гидравлических и топливных насосах. Еще более широкое использование мощных электродвигателей предусматривает концепция создания полностью электрифицированного самолёта. В связи с этим растёт актуальность задачи повышения качества электрической энергии на борту ЛА при работе самолетной СЭС на нагрузки такого типа.

Важность проблемы повышения качества электрической энергии подтверждает также сравнение требований ГОСТ Р 54073–2010 с требованиями ранее действовавшего стандарта ГОСТ 1970-89. Это сравнение свидетельствует о введении более жёстких требований к ряду показателей качества электрической энергии. Аналогичная тенденция присуща и появившимся в более позднее время зарубежным нормативным документам DO-160 и ARINC-413A.

Ужесточение требований последних нормативно-технических документов говорит о том внимании, которое уделяется проблеме повышения качества электрической энергии на борту ЛА. Это, в свою очередь, обусловлено теми преимуществами, которых можно достичь, улучшив качество электрической энергии. Среди этих преимуществ можно выделить основные:

- улучшение условий функционирования ПЭЭ;
- снижение массы распределительной сети и СЭС в целом;
- снижение массы самолетного оборудования за счёт уменьшения количества и массы вторичных источников питания;
- повышение надёжности бортового оборудования.

1.4 Анализ уровня электрификации самолетов и перспектив создания более электрического самолета

Согласно ГОСТ Р 54073-2010 в настоящее время на борту ВС могут быть применены следующие виты энергии:

- переменный ток постоянной частоты 400 Гц напряжением 200/115 В;
- переменный ток переменной частоты от 360 до 800 Гц напряжением 200/115 В;
- переменный ток постоянной частоты 400 Гц напряжением 400/230 В;
- переменный ток переменной частоты от 360 до 800 Гц напряжением 400/230 В;
- постоянный ток напряжением 27 В;
- постоянный ток напряжением 270 В.

Структура перспективного комплекса электрооборудования и его характеристики определяются особенностями летательного аппарата, на котором будет установлен комплекс. К этим особенностям можно отнести следующие:

- применение электрифицированных систем кондиционирования воздуха, в которых источниками сжатого воздуха являются нагнетатели с электрическим приводом;
- замена гидравлических исполнительных органов системы управления самолетом электрическими и электрогидравлическими механизмами;

- применение электродистанционных систем управления самолетом;
- применение новых электрических противообледенительных систем;
- применение высокочастотных линий передачи информации в системе управления самолетом и в бортовом оборудовании, включая электрооборудование;
- применение новых систем вооружения;
- использование электронных цифровых систем управления авиационными двигателями.

Система электроснабжения перспективного более электрифицированного самолёта должна отличаться следующими характеристиками:

- повышенной мощностью источников электроэнергии,
- показателями надежности, достаточными для обеспечения электропитания важных потребителей, таких как электродистанционная система управления, высокочастотные линии передачи информации, электронные цифровые системы управления двигателями,
- высоким уровнем контролепригодности, диагностики и локализации отказов.

Структура системы электроснабжения должна определяться конкретным составом электрифицированных систем самолета, потребляемую ими мощностью и характеристиками надежности электропитания. При выборе оптимальной структуры помимо традиционных систем трехфазного переменного тока 115/200 В, 400 Гц и постоянного тока 27 В могут рассматриваться системы переменного тока с повышенным напряжением и переменной частотой и системы постоянного тока с повышенным напряжением.

К основным принципам построения структур систем электроснабжения можно отнести следующие:

- использование многоканальных структур, число каналов которых соответствует числу каналов систем управления самолета;
- сведение к минимуму вторичных систем электроснабжения и организация преобразования видов электрической энергии в блоках потребителей энергии, что стало возможным благодаря повышению мощности силовых полупроводниковых приборов;
- использование принципов интегральной модульной авионики при разработке устройств системы распределения электроэнергии.

Исследования по определению облика системы электроснабжения перспективного более электрифицированного самолёта проводились по следующим направлениям:

- система генерирования и запуска двигателей;
- система генерирования и запуска ВСУ;
- система распределения электроэнергии;
- статические преобразователи электроэнергии;
- бесконтактные аппараты защиты и коммутации;
- гибридные аппараты защиты и коммутации;
- аккумуляторные батареи;

- система управления СЭС.

Основные тенденции развития авиационной энергетики заключаются в:

- увеличение сложности и объёма решаемых задач современными ЭЭК;
 - автоматизация и интеграция бортового оборудования;
 - переход на электродистанционные системы управления полётом с широким использованием электроприводов;
 - рост мощности установленного оборудования и усложнение характера создаваемой им нагрузки;
 - стремление к повышению экономической эффективности эксплуатации.
- Основные задачи развития современных ЭЭК заключаются в:
- повышение уровня электрификации оборудования (разработка более совершенных источников электрической энергии повышенной мощности и разработка высокоэффективных двигателей постоянного и переменного тока, а также создание на их базе электромеханических приводов различных бортовых систем);
 - комплексное решение проблемы согласования характеристик приемников и источников электрической энергии (разработка новых типов систем электроснабжения и устройств управления);
 - обеспечение единства силовой и информационной структур ЭЭК (разработка перспективных структур с расширенными возможностями адаптации).

1.5 Анализ составных частей современных электроэнергетических комплексов их достоинства и недостатки

Статические преобразователи электрической энергии обеспечивают преобразование напряжения первичной системы электроснабжения (230/400 В переменного тока частотой 360...800 Гц) в следующие виды напряжения:

- постоянного тока напряжением 540 В (± 270 В);
- трехфазного переменного тока напряжением 115/200 В частотой 400 Гц;
- постоянного тока напряжением 27 В.

Постоянное напряжение 540 В (± 270 В) используется для питания стартеров-генераторов в режимах запуска, мощных вентильных приводов компрессоров системы кондиционирования воздуха, приводов гидравлических насосов, приводов системы управления полётом и других приводов. Исходя из мощности, потребной для запуска одного двигателя (100 кВт), мощность таких выпрямительных устройств (ВУ) может составлять до 120 кВА.

Такие преобразователи выполняются на базе трёхфазного двухполупериодного выпрямителя и имеют входной и выходной фильтры. Схема преобразователя приведена на рис. 1.17. По предварительным оценкам такие преобразователи с жидкостным охлаждением этилен-гликолем могут иметь удельную массу не более 0,15 кг/кВт. Таким образом, масса такого преобразователя мощностью 120 кВА составит не более 18 кг.

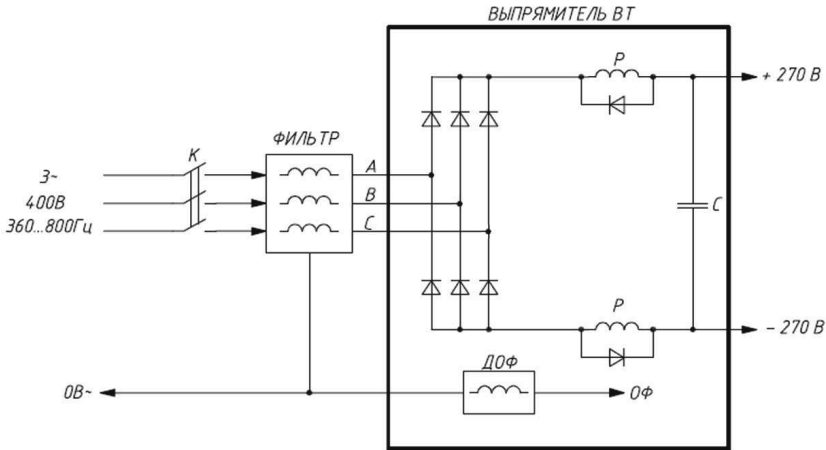


Рисунок 1.17 – Принципиальная электрическая схема выпрямительного устройства ВУ – 540 (± 270) В

Для обеспечения электропитания ранее разработанного бортового оборудования, в частности, систем и комплексов пилотажно-навигационного и радиотехнического оборудования, требующего электропитания переменным током постоянной частоты 400 Гц напряжением 115/200 В, создаются преобразователи переменного тока переменной частоты в переменный ток постоянной частоты 400 Гц.

Все современные самолеты не могут обойтись без применения бортового оборудования, рассчитанного на электропитание постоянным током напряжением 27 В, поэтому является оправданным в составе БЭС вторичной системы электроснабжения постоянным током напряжением 27 В.

Ниже проводится предварительная оценка массы электронных преобразовательных устройств, необходимых для функционирования электроэнергетического комплекса, а именно:

- 3-х фазного статического преобразователя мощностью 12 кВА для питания потребителей, требующих питание стабилизированной частотой 400 Гц;
- статического преобразователя мощностью 12 кВт для питания потребителей постоянного тока напряжением 27 В.

Для достижения высокой энергетической эффективности при обеспечении требуемой надёжности в условиях жёстких ограничений по массе и номенклатуре компонентов в трёхфазный преобразователь частоты с выходным напряжением 115/200 В стабилизированной частоты 400 Гц мощностью 12 кВА использована следующая совокупность мероприятий:

- выбрана структура преобразователя частоты (ПЧ) с малым числом преобразований энергии;

- применены в качестве силовых ключей мощные (импортные) МДП-транзисторы;
- выбрана повышенная частота промежуточных преобразований в диапазоне 40 – 50 кГц для уменьшения габаритов силовых реактивных элементов;
- использовано в качестве материалов сердечников высокочастотных дросселей аморфное железо с малыми удельными потерями;
- применены в составе низкочастотных фильтров электролитические конденсаторы (импортные) с большими допустимыми переменными токами;
- применена технология поверхностного монтажа для изготовления устройств на печатных платах информационной части ПЧ;
- с целью оптимизации ПЧ по выбранным критериям проведено компьютерное моделирование энергетических процессов в силовой части преобразователя.

По результатам моделирования определен расчётный КПД и суммарная масса компонентов прототипа ПЧ.

Суммарные потери мощности в преобразователе определяются следующим образом:

$$P_{ПЧ} = P_{кон} + P_{инв} + P_{вип}, \quad (1.1)$$

где $P_{кон}$ – потери в конверторе;

$P_{инв}$ – потери в инверторе;

$P_{вип}$ – потери во встроенном источнике питания.

Суммарные потери в ПЧ составляют около 840 Вт, а его КПД в номинальном режиме – около 93 %.

Масса комплектующих ПЧ определяется следующим выражением:

$$M_{ПЧ} = M_T + M_D + M_{ТР} + M_{ДР} + M_C + M_{ВИП} + M_{СУ} \quad (1.2)$$

Суммарная масса транзисторов (т) и диодов (д) составляет около 1,4 кг, суммарная масса дросселей (др) и трансформаторов (тр) – 4,1 кг, конденсаторов (с) входного, промежуточного и выходного фильтров – 3,2 кг, суммарная масса устройств на печатных платах ПЧ (ВИП + СУ) – 0,4 кг.

В итоге суммарная масса комплектующих – 9,1 кг. Используя конструктивный коэффициент на уровне 2,1, ..., 2,2, можно прогнозировать конструктивную массу преобразователя порядка 20 – 21 кг.

Статический преобразователь (трансформаторно-выпрямительное устройство – ТВУ) с выходным напряжением 27 В постоянного тока мощностью 12 кВт

Для обеспечения минимальных массогабаритных характеристик преобразователя применяется структура импульсного стабилизатора напряжения (ИСН) на транзисторах. При этом требуемый уровень характеристик достигается за счёт:

- увеличения частоты переключения силовых транзисторов на уровне 40 – 50 кГц;

- увеличения номинальных значений коэффициентов заполнения путём использования структуры с понижающими выходными трансформаторами;
- для уменьшения пульсаций входного тока и ёмкости конденсаторов входного фильтра применяется многофазная структура ИСН.

В диагонали мостов включены первичные обмотки восьми высокочастотных трансформаторов. Сигналы управления ячейками сдвинуты на 0,25 периода для создания четырёхфазного ИСН. Вторичные обмотки трансформаторов включены к выходному фильтру через диоды Шоттки.

Сердечники трансформаторов – из материала ГМ 54ДС, К50*32*15, $W_1 = 40$, $L_1 = 200$ мкГн. Силовые ключи – на МДП-транзисторах типа IRFPS40N50L (4 транзистора в ключе), выпрямительные диоды типа 11CNQ100 ($U_{\text{пор}} = 0,25$ В, $r = 0,005$ Ом). Конденсаторы входного фильтра – типа 361R680M400HV2, конденсаторы выходного фильтра – типа 301R102M040FQ2 (680 мкФ, 40 В; $R_C = 0,033$ Ом).

Исходя из опыта ранее разработанной аппаратуры аналогичного назначения на предприятии, конструктивный коэффициент составляет величину в диапазоне 2,1 – 2,3, что позволяет прогнозировать конструктивную массу преобразователя порядка 8,0...9,0 кг.

Аппаратура защиты и коммутации. Возрастающие требования к функциональным возможностям, экономичности и надежности летательных аппаратов диктуют необходимость разработки и внедрения автоматизированных бортовых комплексов, использующих новейшие достижения силовой электроники и микроэлектроники. В области авиационного электрооборудования – это системы нового типа, основанные на бесконтактном преобразовании и распределении электрической энергии с помощью полупроводниковых приборов.

В составе таких комплексов важное место отводится бесконтактной коммутационно-защитной аппаратуре (КЗА) распределительных систем, осуществляющей дистанционное управление приемниками электроэнергии (ПЭ) и защиту сетей от аварийных перегрузок по току. Степень технического совершенства этого класса устройств в значительной мере определяет такие параметры системы электроснабжения как качество электропитания в нормальных и аварийных режимах, полное время реконфигурации системы распределения, контролепригодность и надежность. Основными требованиями к коммутационно-защитной аппаратуре являются высокое быстродействие и надежность при ликвидации аварийных режимов СЭС, селективность защиты, экономичность, малые остаточные напряжения и токи, высокая удельная мощность, большой ресурс работы, универсальность по отношению к нагрузкам различного характера, стабильность основных технических параметров.

В традиционных СЭС функции дистанционной коммутации выполняются электромеханическими контакторами и реле, а функции защиты – контактными (тепловыми) аппаратами.

К достоинствам контактной КЗА следует отнести: относительно малые напряжения на включенных коммутационных аппаратах, нулевые остаточные

токи в отключенном состоянии, высокую удельную мощность, особенно при токах в десятки-сотни ампер.

Контактная КЗА имеет ряд существенных недостатков:

- низкую надежность вследствие окисления, эрозии и пригорания контактов;
- невысокое быстродействие, являющееся причиной значительных перерывов питания приемников электроэнергии при КЗ в СЭС, а также больших временных интервалов реконфигурации систем электропитания;
- чувствительность контактов реле к индуктивным и моторным нагрузкам, двукратное уменьшение ресурса при их управлении;
- искрение и дугообразование, дребезг контактов, создающие помехи электронным устройствам;
- существенную температурную и технологическую нестабильность характеристик тепловых аппаратов защиты, вынуждающую переразмеривать сечение питающих проводов;
- низкие эксплуатационные качества, ограниченный ресурс, необходимость замены КЗА в среднем 1 – 2 раза за срок службы планера.

Недостатки контактной КЗА могут быть частично устранены в гибридной полупроводниково-контактной аппаратуре. Известны попытки разработки гибридных аппаратов с использованием различных комбинаций контактных и полупроводниковых силовых ключей с целью обеспечения коммутационных режимов контактов, защитных аппаратов на основе контакторов, дополненных электромагнитными блоками, формирующими термостабильные время-токовые характеристики.

Однако все выше перечисленные устройства не способны ограничивать аварийные токи и имеют низкое быстродействие.

Транзисторные АЗК объединяют в одном устройстве следующие функциональные возможности: коммутацию ПЭ, защиту сетей и функцию диагностики СЭС.

Применение транзисторных АЗК взамен контактных устройств повышает надежность и быстродействие КЗА, позволяет ограничивать по амплитуде токи КЗ на уровне неаварийных токов, что исключает ощутимые провалы напряжений на неповрежденных участках, позволяет при необходимости ограничивать по амплитуде неаварийные переходные токи неприемлемо большой краткости, реализует плавное включение и отключение нагрузок без ощутимых помех в сеть.

Таким образом, использование транзисторных АЗК в составе авиационных систем распределения электроэнергии – это одно из современных и перспективных средств повышения их эффективности.

Однако внедрение бесконтактной аппаратуры в автоматику автономных объектов сдерживается их относительно высокая сложность и невысокая удельная мощность.

Поэтому основной проблемой создания полупроводниковых АЗК является обеспечение высокой удельной мощности, предельной для силовых транзисторных устройств вообще и превосходящей удельную мощность контактной аппаратуры в условиях интенсивных нестационарных электротепловых нагрузок на силовые элементы, возможности работы в аварийных режимах, качественного разнообразия потребителей, тяжелых условиях эксплуатации и ограничений по параметрам силовых полупроводниковых приборов.

Следует отметить, что внедрение транзисторных АЗК может осуществляться двумя путями:

- посредством замены части контактной КЗА в традиционных СЭС;
- применением в перспективных СЭС полностью бесконтактных аппаратов защиты и коммутации.

Общие особенности аппаратов защиты и коммутации бесконтактных (АЗКБ).

Силовые ключи АЗКБ выполнены только на мощных n-канальных МДП-транзисторах, что обеспечивает высокую экономичность во включенном состоянии.

Для функционирования схемы управления используется вспомогательное внешнее питание, что упрощает АЗКБ и уменьшает его массу. Такое решение является следствием объединения отдельных АЗКБ, вспомогательных ИВЭП, микропроцессорных средств управления и централизованных подсистем охлаждения в едином конструктиве – центре управления нагрузками (ЦУН), размещенном вблизи от питающей шины.

Функциональные узлы АЗКБ реализованы с применением следующих компонентов: стандартных и специализированных бескорпусных полупроводниковых микросхем (ППМС), дискретных бескорпусных транзисторов, оптронов в малогабаритных корпусах, бескорпусных конденсаторов, микротрансформаторов, плоских навесных резистивных датчиков тока. Компоненты объединены на керамических подложках гибридных интегральных микросхем (ГИМС). Мало-мощные АЗКБ на токи до 4 А предназначены для установки на печатных платах посредством пайки, мощные АЗКБ устанавливаются на теплоотводящие поверхности. Все АЗКБ размещены в специальных тонкостенных стальных корпусах и герметизированы.

Все АЗКБ имеют гальваническую развязку цепей управления и контроля от силовых цепей, что повышает их помехоустойчивость.

Все АЗКБ имеют блокировку аварийного отключения, для снятия которой необходимо отключить и вновь подать управляющий сигнал.

АЗКБ должны иметь гальваническую развязку, блокировку аварийного отключения, возможность включения РС нагрузки с ограниченной емкостью. Аппараты не должны иметь вспомогательного питания.

Практическая реализация АЗКБ требует разработки специализированных силовых МДП-транзисторов, специализированных полупроводниковых микро-

схем (ППМС) для узлов управления, защиты и контроля, разработки специализированных ГИМС ИВЭП, СЗ, СТК, нестандартных герметизированных корпусов с теплопроводящим основанием.

Внедрение отечественной бесконтактной аппаратуры коммутации и защиты до настоящего времени сдерживалось ее относительной сложностью и, как следствие, значительными массогабаритными характеристиками при использовании традиционных схемотехнических и конструктивных решений их построения.

В настоящее время отечественный стандарт ОСТ 101078-98 [2]. Общие технические требования» в соответствии с требованиями которого аппараты должны разрабатываться со следующей шкалой номинальных токов – 1 А, 2 А, 3 А, 5 А, 7,5 А, 10 А и с двумя типами время-токовых характеристик:

- тип 1 – обратозависимая при токах перегрузки с «отсечкой» (максимальным быстродействием) при токах КЗ, равных 12-ти кратному значению номинального тока аппарата;

- тип 2 – обратозависимая при токах перегрузки с ограничением токов КЗ на уровне 8-ми или 3-х кратного значения номинального тока аппарата.

АЗКБ с время-токовой характеристикой, имеющей ограничение тока КЗ на уровне 8-ми кратного значения номинального тока аппарата, является универсальным и позволит обеспечить защиту и коммутацию цепей практически всех видов бортовых приемников электроэнергии.

АЗКБ, выполненные с ограничением токи на уровне 3-х кратного значения номинального тока аппарата, будут иметь меньшую массу и могут использоваться, в основном, для защиты и коммутации цепей без пусковых токов.

АЗКБ, выполненные с отсечкой при токах КЗ, равных 12-и кратному значению номинального тока аппарата, будут иметь значительное преимущество по массе перед АЗКБ, выполненных с ограничением тока, но они не во всех случаях могут обеспечить коммутацию цепей с пусковыми токами из-за возможности их ложного срабатывания.

Управление АЗКБ будет осуществляться от цифровой техники сигналами напряжения ТТЛ уровня – $3,7 \pm 1,3$ В при включении и $0,22 \pm 0,22$ В при выключении. Сила тока в цепи управления АЗКБ будет не более 10 мА.

Аппарат будет иметь блокировку отключенного состояния после срабатывания его в результате перегрузки по току или КЗ, а также при перегреве. Для повторного включения аппарата будет необходимо снять, а затем подать сигнал управления.

Мощность рассеяния отечественных АЗКБ будет составлять у аппаратов на номинальный ток 2 А – (0,5 – 1) Вт, на номинальный ток 5 А – 2,5, ... 3 Вт.

АЗКБ будут иметь встроенные средства контроля, позволяющие диагностировать следующие состояния аппарата и коммутируемой цепи:

- нормальное включение/отключение;
- срабатывание аппарата из-за перегрузки по току, КЗ или перегрева;
- отказ аппарата;
- отсутствие напряжения питания;

- обрыв коммутируемой цепи.

Исходной задачей проектирования АЗКБ является разработка технических требований к этому новому классу аппаратов.

В первую очередь это массоэнергетические требования. Так, например, удельная масса АЗКБ постоянного тока с номинальным напряжением 27 В не должна превышать 0,25,...0,35 кг/кВт при токах до 10 А. Коэффициент полезного действия должен быть не ниже 96,...97 %. Интенсивность отказов желательно иметь на один-два порядка меньше, чем у контактных устройств 10^{-6} ,... 10^{-7} 1/час. Остаточное напряжение – не выше, чем у последовательно соединенных контактных коммутаторов и аппаратов защиты $\leq 0,5$,...1,0 В. Времена включения и отключения АЗКБ могут быть соизмеримы с электрическими постоянными времени нагрузок (единицы мс).

Наибольшие трудности возникают с определением время-токовых характеристик (ВТХ) АЗКБ, связывающих время включенного состояния с током перегрузки. Совпадение ВТХ АЗКБ с ВТХ тепловых аппаратов защиты на постоянном токе (чего обычно добиваются разработчики СЭС) не является гарантией их взаимозаменяемости из-за различной физической природы электронной и тепловой защиты и различной их реакции на токи неустановившихся режимов. Абсолютное решение задачи – моделирование электронной защитой АЗКБ процесса нагревания защищаемого провода, выбранного с учетом номинального тока нагрузки.

Следующая задача проектирования АЗКБ – обеспечение их универсальности по отношению к нагрузкам и управляющим воздействиям.

Цепи приемников электроэнергии по характеру их сопротивлений можно разделить на следующие группы – нелинейные сопротивления (лампы накаливания, устройства обогрева), резистивно-индуктивные цепи (обмотки управления электромагнитными механизмами), резистивно-индуктивные цепи с противоэдс (обмотки электродвигателей) и индуктивно-емкостные цепи с емкостным импедансом (фильтры ИВЭП РЭА). В первых трех группах переходные токи при включении могут быть значительными (до $10 I_{ном}$... – $20 I_{ном}$), но они ограничены внутренними сопротивлениями нагрузок. В четвертой группе зарядные токи практически не ограничены и требуют введения токоограничения в АЗКБ.

В общем случае АЗКБ должны быть рассчитаны на беспрепятственное пропускание (или допустимое ограничение) переходных токов нагрузок второй и третьей групп и ограничение переходных токов нагрузок первой и четвертой групп.

Универсальность АЗКБ по отношению к управляющим сигналам вырастает в проблему из-за разнообразных и зачастую противоречивых требований от разработчиков многочисленных вариантов автоматизированных систем управления. Известны, например, варианты включения авиационных АЗКБ сигналами с напряжением бортсети, сигналами, соответствующими логическим уровням микросхем, «сухими» контактами, по нескольким входам с различными приоритетами и др. Не менее разнообразны и требования к контрольным сигналам. Универсальность АЗКБ по входу требует избыточности входных цепей.

Важная задача проектирования АЗКБ – обеспечение их помехоустойчивости. Проблема обостряется тем, что в отличие от других силовых устройств АЗКБ являются «проходными», т.е. включаются в разрыв питающей линии и не могут иметь сколько-нибудь мощных последовательных заградительных фильтров. Между тем, уровень помех в автономных СЭС достаточно высок, а сами помехи разнообразны.

Так, например, в авиационных СЭС нормируются высокочастотные помехи радиодиапазона, низкочастотные помехи звукового диапазона, коммутационные помехи по цепи питания и управления, а также импульсные перенапряжения в сотни вольт с высокочастотным наполнением. Высокочастотные помехи нарушают работоспособность АЗКБ, проникая в схемы управления через межэлектродные емкости приборов и подложки ГИМС. Низкочастотные помехи создают дополнительные токи в нагрузках, вызывая ложные срабатывания защит. Коммутационные помехи нарушают работу цифровых микросхем. Импульсные напряжения могут разрушить силовые цепи. Проблема помехоустойчивости АЗКБ требует особого внимания при выборе его функциональной схемы.

Завершающая задача проектирования – обеспечение высоких массоэнергетических характеристик. Основными путями миниатюризации являются:

- использование и разработка силовых транзисторов с оптимальным для АЗКБ сочетанием ключевых параметров;
- разработка и использование методов уменьшения тепловых потерь в статических состояниях;
- применение прогрессивных конструктивно-технологических методов при реализации;
- оптимизация электротепловых режимов по критерию минимума массы.

Основным типом силовых приборов для АЗКБ следует считать мощные МДП-транзисторы с индуцированными каналами. Расчеты показывают, что их применение обеспечивает существенные массоэнергетические преимущества перед АЗКБ на биполярных транзисторах, тем больше, чем больше номинальные токи.

В отраслевом стандарте ОСТ 101078-98 предусмотрена возможность разработки АЗКБ двух классов (типов): АЗКБ первого класса с обратнoзависимой ВТХ при токах перегрузки и с «отсечкой» при токах КЗ, равных 12-ти кратному значению номинального тока аппарата и АЗКБ второго класса, которые могут быть выполнены с ограничением тока КЗ на уровне 3 $I_{ном}$ или 8 $I_{ном}$.

Анализ приемников электроэнергии самолет и вертолет показывает, что АЗКБ с время-токовой характеристикой, имеющей ограничение тока КЗ на уровне 8-ми кратного значения номинального тока аппарата, является наиболее универсальным и позволит обеспечить защиту и коммутацию цепей практически всех видов бортовых приемников электроэнергии.

Необходимо отметить различия между бесконтактными реле (Solid State Relay или SSR – твердотельное реле) и бесконтактными аппаратами защиты и коммутации (Solid State Power Controller или SSPC– твердотельное силовое устройство управления).

Обычно SSPC в отечественной терминологии трактуются как бесконтактные аппараты защиты и коммутации (АЗКБ). В АЗКБ срабатывание обычно определяется цепями контроля тока при перегрузке и цепями, формирующими необходимую время-токовую характеристику (I^2t).

В зарубежных источниках SSPC трактуются несколько шире. В данный вид устройств иногда включаются аппараты, обеспечивающие срабатывание при перегрузке или коротком замыкании за счет тепловой защиты, но не формирующие требуемую время-токовую характеристику. В данную категорию иногда включаются некоторые виды SSR.

В бесконтактных реле, имеющих защиту от перегрева, срабатывание при перегрузке или коротком замыкании происходит по достижении критической температуры коммутирующего элемента. Таким образом, в бесконтактных реле, время-токовая характеристика определяется не величиной тока в коммутируемой цепи, а тепловой защитой коммутирующего элемента.

Аппараты зарубежного производства для цепей переменного тока обеспечивают:

- устанавливаемую границу мгновенного отключения от 400 до 1200 % номинального тока;
- внутреннюю тепловую защиту;
- оптически изолированные цепи управления и контроля;
- изменение номинального значения тока АЗКБ в пределах от 5 до 25 А;
- возможность изменения время-токовой характеристики;
- низкое падение напряжения (менее 1,2 В);
- возможность работы при частоте в пределах от 47 до 440 Гц;
- включение нагрузки в момент перехода напряжения через нулевое значение и отключение её в момент перехода тока через нулевое значение;
- качество электроэнергии в соответствии с требованиями MIL-STD-704;
- возможность применения в многофазных цепях;
- герметичный корпус;
- высокую надежность;
- низкую стоимость.

Цепи управления и контроля аппарата совместимы с микросхемами TTL/CMOS. Аппарат формирует два сигнала состояния:

- состояние 1 – срабатывание аппарата вследствие перегрузки по току или короткого замыкания;
- состояние 2 – срабатывание тепловой защиты аппарата.

Два сигнала состояния позволяют контролировать срабатывание аппарата при перегрузке и при срабатывании тепловой защиты. Включение аппарата происходит при прохождении напряжения через 0, а отключение при прохождении тока через 0, что позволяет минимизировать переходные процессы.

Аппараты данной серии допускают работу в многофазных цепях. Для чего в аппарате предусмотрен двунаправленный вывод сигнала состояния срабатывания аппарата при перегрузке. Если необходимо при возникновении перегрузки в

одной фазе и срабатывании защиты отключить остальные фазы, выводы сигналов состояния нескольких аппаратов соединяются. В этом случае, срабатывание защиты любого аппарата приводит к автоматическому срабатыванию всех соединенных аппаратов.

Аппараты имеют встроенное устройство защиты от перенапряжения (УЗП) в силовой цепи.

Особенностью данного аппарата является возможность изменения номинального тока от 5 до 25 А и границы мгновенного срабатывания от 400 до 1200 % от номинального тока аппарата. Для установки рабочего тока и тока мгновенного срабатывания в аппарате предусмотрены специальные выводы для подключения двух внешних резисторов. Одним резистором устанавливается требуемый рабочий ток, другим – ток мгновенного срабатывания.

Наиболее часто используемыми функциями контроля состояния бесконтактных аппаратов защиты и коммутации, как переменного, так и постоянного тока являются:

- контроль включенного состояния;
- контроль тока нагрузки;
- контроль срабатывания аппарата;
- контроль напряжения на выходе;
- контроль температуры аппарата;
- контроль сигнала управления.

Сигнал включенного состояния формируется независимо от сигнала управления и определяется по наличию тока и напряжения на нагрузке. Сигнал формируется от источника тока нагрузки, что вызывает дополнительную утечку тока в выключенном состоянии от 0,5 до 2,0 мА.

Сигнал контроля формируется по наличию тока в нагрузке. Порог срабатывания и выдача сигнала может составлять от 5 до 20 % от номинального тока аппарата во включенном состоянии.

Сигнал контроля показывает наличие напряжения на нагрузке. Порог срабатывания и выдача сигнала составляет от 30 до 70% номинального напряжения.

Сигнал срабатывания формируется, когда активизирована защита от короткого замыкания или перегрузки и отключена нагрузка.

Многие бесконтактные аппараты имеют тепловую защиту от перегрева при перегрузке. При достижении критической температуры коммутирующего элемента происходит отключение аппарата и выдается сигнал превышения допустимой температуры. После снижения температуры обычно аппарат возвращается в исходное состояние.

Данный тип контроля обеспечивает непрерывно контроль сигнала управления. Данный тип контроля иногда используется в тех случаях, когда требуется контролировать сигнал управления аппаратом защиты, и сигнал управления не совместим со средствами контроля.

В существующих серийных аппаратах защиты и коммутации обычно используются не более двух видов контроля. Во многом это определяется его функциональным назначением. В аппаратах защиты и коммутации, обеспечивающих

электропитанием несколько потребителей обычно используется контроль напряжения на выходе аппарата и контроль срабатывания при перегрузке и коротком замыкании. При использовании аппарата для коммутации одной нагрузки обычно используется контроль тока нагрузки и контроль включенного состояния.

Аккумуляторные батареи. Аккумуляторные батареи на БЭС предназначаются для:

- автономного наземного запуска ВСУ и запуска ВСУ в полете в случае остановки авиационных двигателей;

- электропитания ограниченного состава оборудования (приемников электроэнергии первой категории), обеспечивающего безопасное завершение полета и посадку самолета при аварийной работе СЭС;

- питания бортового оборудования в наземных условиях при неработающих ВСУ и отсутствии аэродромных источников электроэнергии.

Для обеспечения бесперебойного питания приемников электроэнергии и подзаряда на борту, аккумуляторные батареи после запуска ВСУ должны работать в буфере (параллельно) с основными источниками электроэнергии постоянного тока. При таких условиях применения в случае запусков ВСУ от аэродромных источников электроэнергии и большой продолжительности полетов может происходить перезаряд батарей.

С учетом назначения и условий применения к аккумуляторным батареям для БЭС предъявляются следующие основные технические требования:

- при запуске ВСУ батареи должны обеспечивать выполнение цикла: холодная прокрутка, ложный запуск, запуск – с качеством электроэнергии, соответствующим требованиям НТД на СЭС и технических заданий (ТЗ) на электрические системы запуска;

- при отказе или отключении основных источников электроэнергии батареи должны обеспечивать электропитание приемников первой категории в течение времени, устанавливаемого в НТД на самолет, или до момента включения другого аварийного источника электроэнергии. Согласно требованиям НТД на самолеты аварийные источники электроэнергии должны обеспечивать безопасную работу приемников первой категории не менее 30 минут;

- батареи должны обеспечивать необходимую для работы оборудования величину тока и напряжения в заданном диапазоне рабочих температур. Приемлемым для разработчиков авиационной техники является диапазон рабочих температур батарей от плюс +50 °С до минус 20 °С, обеспечиваемый современными авиационными батареями;

- батареи должны допускать работу в буфере с СЭС постоянного тока с качеством электроэнергии в соответствии с НТД на СЭС и быть устойчивыми к перезаряду.

В настоящее время на отечественной авиационной технике в СЭС постоянного тока номинальным напряжением 27В применяются стартерные аккумуляторные батареи трех типов электрохимической системы, определяемой используемыми в аккумуляторах активными материалами и электролитом: никель-

кадмиевой, свинцово-кислотной и серебряно-цинковой. Батареи этих типов в различной степени соответствуют предъявляемым требованиям. По большинству технических характеристик преимущество среди них имеют никель-кадмиевые батареи, что и определило их наиболее широкое применение в авиации.

Достоинства никель-кадмиевых батарей приведены на рис. 1.18.

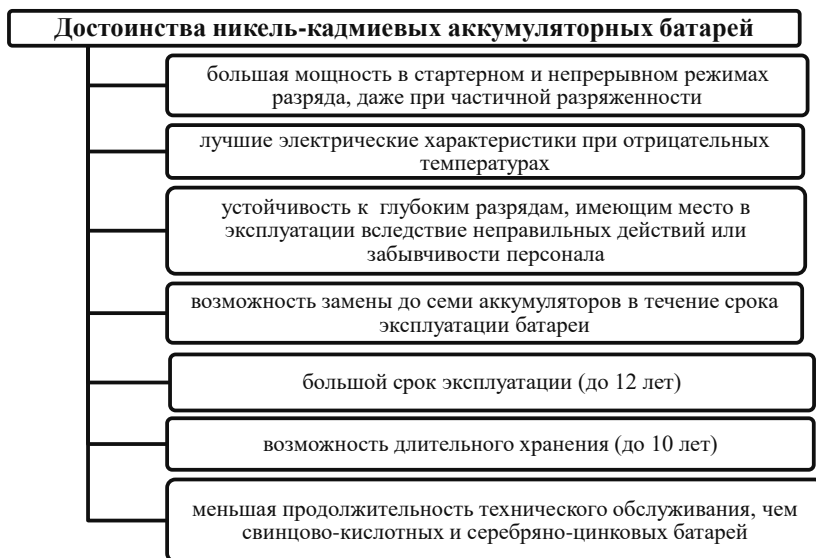


Рисунок 1.18 – Достоинства никель-кадмиевых АБ

Никель-кадмиевые батареи устойчивы к длительному перезаряду, но в отдельных случаях при работе батарей в буфере с бортовой СЭС сочетание определенных неблагоприятных факторов (внешние условия и внутреннее состояние аккумуляторов) может вызвать явление, называемое тепловым разгоном. Это явление характеризуется самоускоряющимся ростом зарядного тока и температуры батареи в условиях перезаряда при постоянном напряжении и может привести в конечном итоге к разрушению батареи и даже ее воспламенению, если своевременно не отключить батарею от СЭС.

Причиной возникновения теплового разгона являются нарушения в структуре сепарации отдельных аккумуляторов батареи и их внутренние короткие замыкания, связанные с длительной эксплуатацией при повышенной температуре окружающей среды (частыми запусками ВСУ от батарей, высоким напряжением в СЭС) и неправильным техническим обслуживанием батарей (низким уровнем электролита в аккумуляторах).

Для предотвращения возможных негативных последствий теплового разгона никель-кадмиевые батареи, используемые для запуска ВСУ, в соответствии с требованиями НТД на транспортные самолеты АП 25 (FAR 25), должны быть оснащены системой контроля теплового состояния, включающей в себя датчики

температуры и устройство сигнализации экипажу о критической температуре батареи (65,...70)°С. После отключения от СЭС, в случае достижения критической температуры, батареи могут использоваться до завершения полета в режиме разряда для запуска ВСУ и питания приемников первой категории при аварийной работе СЭС.

Никель-кадмиевые батареи превосходят свинцово-кислотные по удельным электрическим характеристикам, особенно при отрицательных температурах и больших токах разряда.

К преимуществам свинцово-кислотных батарей можно отнести их относительно небольшую стоимость и более высокую безопасность при работе в буфере с бортовой СЭС (НТД на самолеты не требуют оснащения их системой контроля температуры). Однако, первое из этих преимуществ нивелируется их значительно меньшим сроком службы (2 года), а второе – оснащением никель-кадмиевых батарей датчиками температуры.

Серебряно-цинковые батареи применяются в России только на самолетах МиГ. Эти батареи имеют удельную энергию по массе почти в два раза большую, чем никель-кадмиевые. Однако, несмотря на это преимущество, применение серебряно-цинковых батарей на БЭС нецелесообразно по причине использования в них большого количества драгметалла, небольшого срока службы (2 года) и меньшего диапазона отрицательных рабочих температур (до минус 5°С).

В связи с отмеченными выше недостатками свинцово-кислотных и серебряно-цинковых батарей, в последние годы наблюдается тенденция по замене этих батарей эксплуатантами российской авиационной техники на разработанные никель-кадмиевые батареи, взаимозаменяемые с ними по габаритным и присоединительным размерам.

Таким образом, из традиционных для авиации типов аккумуляторных батарей наиболее предпочтительными для применения на БЭС являются никель-кадмиевые батареи «полуоткрытого» типа с металлокерамическими электродами, оборудованные датчиками температуры.

Интенсивное развитие в последние десятилетия литиевых технологий привело к созданию за рубежом литий-ионных аккумуляторных батарей с приемлемым для авиации уровнем безопасности, мощности и токов в импульсном (стартерном) и непрерывном режимах разряда. Литий-ионные батареи по удельным электрическим характеристикам значительно превосходят традиционные для авиации типы батарей. В последние годы в США проводятся работы по внедрению литий-ионных аккумуляторных батарей на некоторых типах серийных и новых самолетов гражданского и военного назначения.

Так, на самолете Boeing 787 в СЭС постоянного тока напряжением 27 В будут применяться литий-ионные батареи японской фирмы «GS Yuasa», предназначенные для запуска ВСУ и электропитания основного оборудования при аварийной работе СЭС. Эти батареи отдают в два раза большую энергию, чем никель-кадмиевые батареи одинаковых с ними размеров, и требуют значительно меньшего технического обслуживания.

На демонстрационном самолете с топливной батареей компании «Boeing» будут применяться литий-ионные батареи фирмы «SAFT» (Франция), предназначенные для запуска ВСУ и использования в качестве резервных источников электроэнергии.

Приведенные в сравнительные характеристики никель-кадмиевой батареи емкостью 17 Ач, применяемой на истребителе F-16, и литий-ионной батареи емкостью 16 Ач показывают преимущества последней по массе – на 60 %, по объему – на 36 %, по удельной энергии по массе – на 50 % и по удельной энергии по объему – на 30 %.

Исследовательской лабораторией ВВС США разработана литий-ионная батарея для применения на самолете B-2 Spirit. Эта батарея имеет удельную емкость по массе в пять раз большую, чем используемая на этом самолете никель-кадмиевая батарея. Проведены работы по применению этой батареи на истребителе 5-го поколения F-35.

Новые разработки в области литиевых технологий – литий-полимерные аккумуляторные батареи с гелевым электролитом корейской фирмы «Kokam» нашли применение на беспилотных самолетах. Эти батареи имеют примерно одинаковые с литий-ионными батареями характеристики.

Основной проблемой, которую приходится решать разработчикам литиевых аккумуляторов и батарей, является обеспечение их безопасной эксплуатации. Эта проблема связана с неустойчивостью батарей к перезаряду и глубокому разряду. Перезаряд приводит к неуправляемому повышению температуры внутри батареи, что может вызвать ее воспламенение. Глубокий разряд приводит к укорачиванию электродов аккумуляторов в результате коррозии подложек электродов, что снижает емкость батареи и ее долговечность.

Для обеспечения безопасности и долговечности литиевых батарей каждый аккумулятор должен быть оборудован системой контроля и защиты по температуре, напряжению и току заряда/разряда, отключающей батарею от источника заряда или нагрузки при достижении предельно допустимого значения хотя бы одного из этих параметров.

Температура батареи при заряде/разряде не должна превышать 50⁰С. Система встроенного контроля батареи должна обеспечивать защиту от токов короткого замыкания. Предельно допустимое напряжение аккумулятора при заряде равно 4,2В, а при разряде – 2,7В.

В связи с этими особенностями литий-ионных аккумуляторных батарей возникают вопросы о возможности применения их в буфере с бортовой СЭС постоянного тока.

Разработанные за рубежом для СЭС постоянного тока напряжением 27 В литий-ионные батареи состоят из семи последовательно соединенных аккумуляторов. Предельно допустимым напряжением этих батарей при заряде является напряжение 29,4 В. В соответствии с ГОСТ Р 54073–2010 установившееся напряжение при нормальной работе СЭС постоянного тока 27В не должно превышать

29,4 В. Следовательно, напряжение батарей при нормальной работе СЭС не может превысить своего предельно допустимого значения при заряде и не будет происходить отключение батарей от СЭС.

При ненормальной работе СЭС, являющейся редким случайным событием, согласно ГОСТ Р 54073–2010 установившееся напряжение не должно превышать 31,5 В. Из-за отсутствия информации по характеристикам заряда литий-ионных батарей при постоянном напряжении, сложно определить как будет расти напряжение батареи при ненормальной работе СЭС и за какое время оно достигнет своего предельно допустимого значения при таких величинах напряжения заряда.

Для подтверждения возможности использования литий-ионных батарей в буфере с другими источниками электроэнергии необходимы экспериментальные исследования опытных образцов аккумуляторов в режимах подзаряда при постоянном напряжении, соответствующем требованиям НТД на СЭС.

Тем не менее, зарубежный опыт использования литий-ионных батарей на самолетах и высокий уровень их удельных электрических характеристик позволяют рассматривать эти батареи, как наиболее перспективные для применения в СЭС постоянного тока напряжением 27 В.

В случае использования на БЭС электроэнергии постоянного тока номинальным напряжением 270 В для питания электроприводов механизмов системы управления самолетом необходимо обеспечить электропитание приемников первой категории этих систем при аварийной работе СЭС.

При большой мощности приемников первой категории целесообразно использовать для этих целей автономный турбогенератор (АТГ, «ветрянку»). Однако, в этом случае при аварийной работе СЭС будет возникать перерыв электропитания приемников, связанный с приведением АТГ в рабочее состояние (выпуском в набегающий поток воздуха, раскруткой турбины и включением генератора). В связи с этим, возникает потребность в дополнительных к АТГ аварийных источников электроэнергии, в качестве которых можно рассматривать никель-кадмиевые и литий-ионные аккумуляторные батареи.

Характеристики аккумуляторных батарей для СЭС постоянного тока зависят от параметров приемников первой категории и СЭС – мощности приемников, диапазона допустимых значений установившегося напряжения при нормальной и аварийной работе СЭС и падения напряжения на фидере. Для определения возможности использования аккумуляторных батарей в СЭС постоянного тока напряжением 270 В необходима оценка их электрических, массовых и объёмных характеристик при заданных значениях этих параметров.

Целесообразность применения аккумуляторных батарей в качестве дополнительных аварийных источников электроэнергии СЭС постоянного тока напряжением 270 В может быть определена по результатам комплексной оценки эффективности использования электроэнергии этой СЭС для электропитания оборудования систем управления самолетом с учетом характеристик батарей или каких либо альтернативных источников электроэнергии.

Целесообразно также рассмотреть возможность использования в качестве аварийных источников электроэнергии электрохимических генераторов на основе топливных элементов.

В таблице 1.2 представлены результаты сравнительного анализа АБ различных электрохимических систем.

На основании изложенного можно сделать следующие выводы.

Из традиционных для авиации типов аккумуляторных батарей наиболее предпочтительными для применения на БЭС в СЭС постоянного тока номинальным напряжением 27 В являются стартерные никель-кадмиевые батареи «полуоткрытого» типа с металлокерамическими электродами, оборудованные датчиками температуры.

Наиболее перспективными для применения на БЭС в СЭС постоянного тока напряжением 27 В являются новые разработки химических источников тока на основе лития – литий-ионные аккумуляторные батареи. Эти батареи имеют лучшие удельные характеристики среди всех существующих на сегодняшний день аккумуляторных батарей и уже внедряются на зарубежных самолетах. Применение литий-ионных батарей позволяет снизить массу аккумуляторных батарей на самолете примерно на 60 % по сравнению с никель-кадмиевыми или увеличить вдвое возможности по обеспечению электропитания бортового оборудования при одинаковой массе сравниваемых батарей.

Для определения возможности и целесообразности применения аккумуляторных батарей в качестве дополнительных к АТГ аварийных источников электроэнергии СЭС постоянного тока напряжением 270 В необходима оценка их электрических, массовых и объемных характеристик при заданных параметрах приемников первой категории и СЭС.

Целесообразно осуществить разработку и экспериментальные исследования демонстрационных образцов литий-ионных аккумуляторов, что позволит создать литий-ионные батареи для использования в СЭС постоянного тока полностью электрифицированного самолета.

Топливный элемент (ТЭ) представляет собой ХИТ, в котором химические реакции протекают между активными веществами (топливом и окислителем), непрерывно подводящимся к электродам из нейтральных материалов со скоростью пропорциональной токовой нагрузке. При этом продукты токообразующей реакции должны из ТЭ непрерывно выводиться.

В настоящее время известно большое количество различных видов ТЭ, например:

- с твердым, жидким или газообразным горючим (водород, гидразин, алюминий, углерод);
- с газообразным или жидким окислителем (кислород, азотная кислота, перекись водорода);
- с кислым или щелочным, жидким или твердым электролитом, а также без электролита (ионообменными мембранами).

Таблица 1.2 – Сравнительные характеристики АБ

Наименование параметра	SLA	NiCd	NiMH	Li-ion	Li-polymer
Плотность энергии (Втч/кг)	30	40 - 60	60 - 80	100	150 - 200
Число рабочих циклов заряда/ разряда (уменьшение емкости до 80 %)	200 - 500 ²	1500 ¹	500 ²	500 - 1000 ²	100 - 150 ²
Минимальное время заряда, часов	8 - 16	1.5	2 - 4	3 - 4	8 - 15
Устойчивость к перезаряду	Высокая	Средняя	Низкая	Очень низкая	
Саморазряд за месяц	5 %	20 % ³	30 % ³	10 % ⁴	
Напряжение на элемент, вольт	2.0	1.25 ⁵	1.25 ⁵	3.6	2.7 ⁶
Ток нагрузки	0.2 С	>2 С	0.5-1.0С	<1 С	0.2 С
Диапазон рабочих температур ⁸ , °С	-20...60	-40...60	-20...60	-20...60	
Периодичность обслуживания, дней	90 - 180	30	90		

Примечания:

1) При условии правильного и регулярного обслуживания число рабочих циклов заряд/разряд может достигать 4000 против 1500 циклов гарантируемых производителем. Без проведения тренировочных циклов число рабочих циклов может уменьшиться в три раза.

2) Число рабочих циклов зависит от глубины разряда. Малая глубина разряда обеспечит больше циклов.

3) Саморазряд практически прекращается после первых 24 часов после полной зарядки аккумулятора. Саморазряд Ni-Cd аккумуляторов составляет 10% в течение первых 24 часов, затем снижается до 10% в месяц. Саморазряд увеличивается при увеличении температуры.

4) Встроенная схема защиты потребляет около 3% в месяц.

5) 1,25 – значение напряжения одного элемента, 1,2 – часто встречается в литературе и описаниях. Оба значения относятся к одному типу элемента.

6) 2,5-3,0 в зависимости от материала положительного электрода.

7) Допускается кратковременный ток нагрузки до 1С.

8) Относится только к разряду; диапазон температур заряда более ограничен.

Удельная энергоемкость водорода и кислорода (3600 Вт*ч/кг) выше чем у других применяемых реагентов, что обусловило широкое развитие и применение ТЭ именно этой электрохимической системы.

ЭДС большинства топливных элементов находится в пределах 1–2 В, поэтому для обеспечения требуемых выходных параметров СЭС элементы последовательно объединяют в батарею. Из принципа действия ТЭ следует, что для своей работы в отличие от других ХИТ они нуждаются в различных вспомогательных системах, обеспечивающих хранение и подготовку реагентов, подвод топлива и окислителя, отвод продуктов реакции, поддержание требуемого теплового режима, автоматическое управление энергетической установкой.

Плотность тока в зависимости от конструкции ТЭ составляет 0,15–2 А/м² на один элемент. КПД электрохимических генераторов на базе ТЭ высокий и составляет 50–70% при рабочем ресурсе несколько тысяч часов. Значения удельной массы установок в настоящее время составляет 10–50 кг/кВт, а удельный расход реагентов 0,3–2 кг/(кВт*ч).

При использовании электрохимических генераторов в качестве аварийных источников энергии в СЭС необходимо провести дополнительные исследования, связанные в сравнении их с другими ХИТ, в частности с перспективными никель-водородными батареями, а так же источниками, построенными на других физических принципах.

Особенности типовых электроэнергетических комплексов современных воздушных судов приведены на рис. 1.19.



Рисунок 1.19 – Особенности типовых ЭЭК современных ВС

2. ПОВЫШЕНИЕ ЭЛЕКТРИФИКАЦИИ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Доля ГС также уменьшается (за счет децентрализации и электрификации третьего контура ГС на самолёте А 380). При этом на БЭС существенно возрастает доля СЭС в распределении общего баланса мощности.

Согласно зарубежным данным полная электрификация самолёта обеспечивает снижение взлетной массы и стоимости самолета, уменьшение расхода топлива, упрощение бортового оборудования за счет исключения гидравлической и пневматической систем, снижение затрат на эксплуатацию и наземное обслуживание, уменьшение массы и удельного расхода топлива силовой установки двигателей за счет исключения системы отбора сжатого воздуха.



Рисунок 2.1 – Программа полной электрификации самолета

Интеллектуальное управление источниками электроэнергии на различных этапах полёта, с учетом потребностей приемников получило развитие в так называемой концепции SmartGrid, что позволяет рационально использовать располагаемую мощность на борту с целью бесперебойного и надежного обеспечения приемников электроэнергией (рис. 2.2).

К настоящему времени идея полной электрификации частично реализована на самолетах Airbus A 380 и Боинг 787, считающихся «более электрифицированными» (more electric) самолетами.

Следует различать уровни электрификации летательных аппаратов. Самолёт с повышенной электрификацией оборудования (СПЭО) – это летательный аппарат, в котором тяга создаётся традиционными газотурбинными или поршневыми двигателями, а большая часть оборудования для своего функционирования получает энергию от централизованной системы электроснабжения. Полностью

электрический самолёт (ПЭС) – это такой летательный аппарат, в котором всё функциональное оборудования получает для своей работы только электрическую энергию, а движение летательного аппарата осуществляется с помощью электрической силовой установки. Промежуточным вариантом ПЭС является гибридный самолёт, в котором для получения электроэнергии (или дополнительной механической энергии) могут использоваться двигатели внутреннего сгорания.



Рисунок 2.2 – Концепция SmartGrid авиационной системы электроснабжения

2.1 Электрический самолёт: прошлое.

Применение электричества на летательных аппаратах началось ещё в XIX веке (8 октября 1883 года), когда французский воздухоплаватель Гастон Тиссандье совершил первый полёт на дирижабле с использованием электрического двигателя. Широкое применение электроприводов на самолётах началось в первой половине XX века. Так, на советском бомбардировщике Пе-2 (рис. 2.3), который по праву можно назвать первым в мире электрическим самолётом, было установлено около 50 электродвигателей (от 2 до 30 Вт). Они приводили в действие триммеры, посадочные и тормозные щитки, жалюзи водяных радиаторов, обеспечивали управление стабилизатором и насосом, поддерживающим давление в гидросистеме шасси. Для улучшения взлетно-посадочных качеств устанавливались предкрылки с электромеханической системой управления. Электрически осуществлялось изменение шага лопастей винтов. Бомбы сбрасывались с помощью электрического бомбосбрасывателя ЭСБР-6. Первый полёт он совершил 22 декабря 1939 года на аэродроме ЛИИ в г. Жуковском. За рубежом первым самолётом с повышенной электрификацией можно считать Focke-Wulf FW-190 (1941 год), на котором было усилено шасси, оснащённое электромеханическим

механизмом выпуска. Самолёт оснастили прообразом бортового компьютера — управляющим устройством, которое выполняло функции регулировки шага винта, поддержания состава топливовоздушной смеси, форсирования двигателя и выдерживания заданных оборотов на валу. Кроме того, в состав оборудования входили электромеханические закрылки, триммеры, системы управления и перезарядки оружия. Электромеханическое оборудование обладало большей живучестью по сравнению с гидравлическим, и его применение положительно сказалось на боевых характеристиках самолёта.



Рисунок 2.3 – Первый электрический самолёт Пе-2

Первым научным трудом в области электрификации самолётов считается монография «Авиационные магнето высокого напряжения», написанная основателем научной школы «Авиационная электроэнергетика» академиком В.С. Кулебакиным в 1921 году.

Дальнейшее развитие авиации, связанное с увеличением скоростей и высот полёта, отодвинуло внедрение электрических систем самолёта. Приводы аэродинамических рулей, шасси стали гидравлическими, система кондиционирования воздуха обеспечивалась централизованной пневматической системой.

Интерес к существенной электрификации самолётов возобновился в 80-х годах XX века, когда зарубежными исследователями было проведено несколько фундаментальных работ по энергоэффективности газотурбинных двигателей и оборудования самолёта. Среди них Helsley S.W., Bird D.K., Cronin M.J., Wood N.E., Parker R.E., Voight A.A. и др. Несколько позже проработкой концепции «Полностью электрического самолёта» занялись и советские учёные Савенко В.А., Воронович С.А., Голота С.А. (ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского), Лёвин А.В., Алексеев И.В. (АКБ «Якорь»), Сучков В.Н. (НИИАО), Кондаков Л.Н., Жуков Ю.Н., Качалов Б.А., Кушнерёв В.В., Довгалёнок В.М. (МАЗ «Дзержинец»), Бут Д.А., Ковалёв Л.К. (МАИ), Харитонов С.А. (НЭТИ), Гуревич О.С. (ЦИАМ), Кувшинов В.М. (ЦАГИ) и др.

Ключевым принципом концепции ПЭС являлось полное исключение централизованных гидравлической и пневматической систем и перевод всего оборудования самолёта на питание от централизованной электрической системы. Это позволяло оптимизировать работу газотурбинных двигателей, снизить суммарную массу оборудования и систем распределения энергии, уменьшить удельный расход топлива, затраты на техническое обслуживание. Наибольшие преимущества полная электрификация самолётов давала для больших пассажирских и транспортных самолётов.

Проблемы российской авиационной промышленности 1990-х годов не позволили реализовать разработанную концепцию, работы по электрификации самолётов практически не проводились. В то же время за рубежом интенсивно проводились работы по проектам МЕА (More Electric Aircraft), РОЕ (Power Optimized Aircraft), МОЕТ (More Open Electrical Technologies). В результате этих проектов созданы и серийно выпускаются пассажирские самолёты Boeing-787, Airbus-350 и Airbus-380, военные самолёты F-35, «Барракуда» и др.

2.2 Электрический самолёт: настоящее.

Несмотря на существенный прогресс в авиационной отрасли, уровень электрификации современных самолётов ещё не очень высок (рис. 2.4). В большей степени электрифицированы беспилотные летательные аппараты. Электрификация в основном затрагивает бортовое оборудование и исполнительные приводы. Силовые установки остаются традиционными.

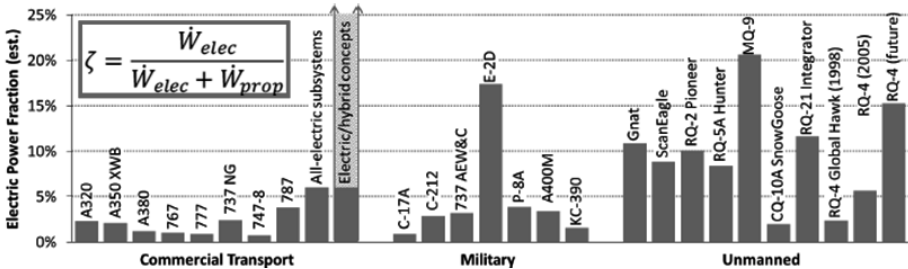


Рисунок 2.4 – Уровень электрификации современных самолётов

Создание самолётов на электрической тяге ограничивается возможностями электроприводов силовых установок, источников и накопителей электроэнергии. Проведённые исследования влияния аэродинамических характеристик планеров и скорости полёта на требуемую мощность силовой установки (рис. 2.5) показали, что на современном уровне развития технологий создания источников, накопителей и преобразователей энергии, применение электрической тяги возможно на самолётах с полной массой до 1500 кг, летающих на крейсерской скорости до 200 км/час и с аэродинамическим качеством не менее 16.

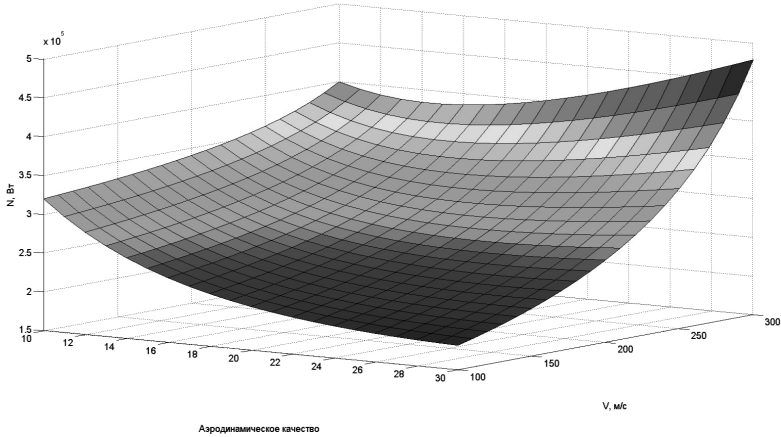


Рисунок 2.5 – Зависимость мощности силовой установки от скорости полёта и аэродинамического качества планера

Результаты исследований подтверждаются практической реализацией самолётов на электрической тяге – Airbus E-fan (рис. 2.6), Pipistrel Panthera Electro и Taurus G4 (рис. 2.7), Yuneec International E430 (рис. 2.8) и др.

Применение нового поколения аккумуляторных батарей на основе литий-ионных технологий, обладающих неоспоримым преимуществом по сравнению с другими видами электрохимических систем (никель-кадмиевых, свинцово-кислотных, серебряно-цинковых), явилось предпосылкой к созданию большого количества новых электрических самолётов в начале 2000-х годов (рис. 2.9 и 2.10). Видно, что мощность силовой установки ограничена 160 кВт при взлётном весе до 1500 кг, что также подтверждает проведённые исследования.

Однако применение аккумуляторных батарей в качестве основных источников электроэнергии на борту ЛА ограничивает время его автономного полёта. Большинство таких самолётов могут автономно летать не более 1 часа.



Рисунок 2.6 – Электрический самолёт Airbus E-fan



Рисунок 2.7 – Электрический самолёт Pipistrel Panthera Electro



Рисунок 2.8 – Электрический самолёт Yuneec International E430

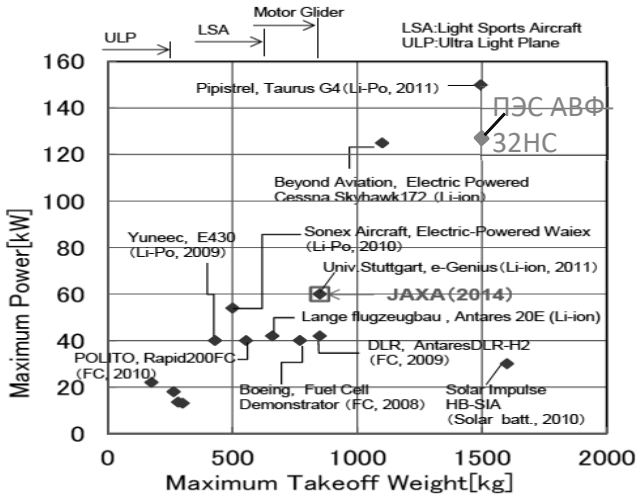


Рисунок 2.9 – Взлётный вес и мощность современных электрических самолётов.

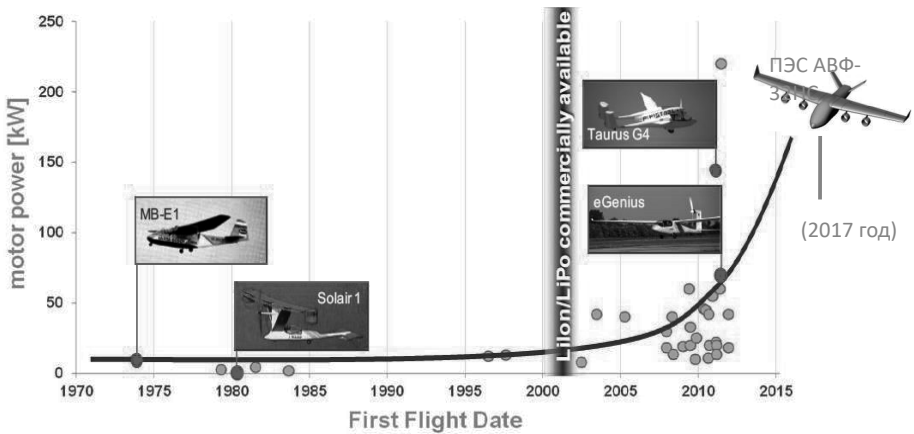


Рисунок 2.10 – Этапы создания электрических самолётов.

Необходимость расширения эксплуатационных возможностей новых ЛА (увеличения дальности и времени полёта, грузоподъёмности) поставила вопрос о поиске альтернативных вариантов получения электроэнергии на борту летательного аппарата. В качестве таких источников рассматриваются:

- солнечные батареи, осуществляющие прямое преобразование энергии солнечного излучения в электроэнергию;
- электрохимические генераторы, преобразующие водород в электроэнергию; однако при этом встаёт вопрос о получении чистого водорода на автономном объекте;
- гибридные электроэнергетические установки, в которых осуществляется двойное преобразование энергии – сначала в механическую посредством двигателей внутреннего сгорания, а потом в электрическую с помощью электромеханических устройств (электрических генераторов).

Использование энергии солнечного излучения ограничено погодными условиями, режимами полёта и массогабаритными характеристиками, и эффективностью первичных преобразователей – солнечных панелей. Характерным представителем самолётов, использующих исключительно солнечную энергию, является швейцарский пилотируемый самолёт Solar Impulse (рис. 2.11), вторая версия которого обладает рекордными характеристиками и возможностями – при максимальной взлётной массе 2300 кг:

- размах крыла – 72 м (почти как у Airbus-380);
- суммарная мощность электродвигателей силовой установки – 70 л.с.;
- высота полёта – до 12000м;
- возможность нахождения в воздухе практически неограниченное время за счёт использования необходимого количества накопителей электроэнергии, которые используются в период отсутствия солнечного излучения.

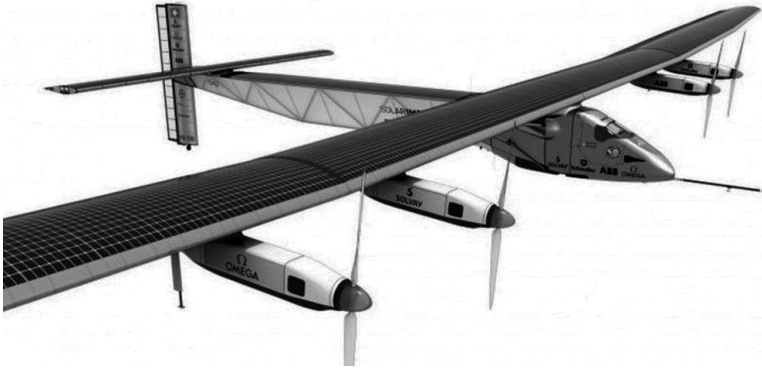


Рисунок 2.11 – Электрический самолёт на солнечных батареях Solar Impulse-2.

Применение водородных топливных элементов в настоящее время ограничено их ресурсом и сложностью получения чистого водорода на борту ЛА. Наиболее приемлемым в настоящее время является использование сжатого «готового» водорода, при этом основное ограничение накладывается на его объём. Однако экспериментальные образцы таких ЛА создаются и проходят испытания. Например, разработанный Pipistrel совместно с компанией Hydrogenics и учеными из университетов Ульма (рис. 2.12), работающий на водороде четырехместный одномоторный способен при оптимальных условиях полета преодолеть до 1500 километров. Следует отметить, что российские разработчики водородных топливных элементов не отстают по характеристикам от мировых лидеров. В лаборатории ионизирующего твердого тела ИПХФ РАН (г. Черноголовка), созданы топливные элементы с удельными характеристиками – до 1 кВт/кг, которые планируется запустить в серийное производство. Экспериментальные беспилотные вертолеты малой размерности, использующие топливные элементы лаборатории, не уступают лучшим зарубежным образцам. После решения проблем, связанных с ресурсом топливных элементов и их стоимостью, применение водородных источников электроэнергии в авиации может существенно расширяться.



Рисунок 2.12 – Электрический самолёт на водородных топливных элементах H₂.

Применение гибридных технологий рассматривается в трёх вариантах – путём выработки электрической энергии поршневыми и газотурбинными двигателями для питания электроприводов тяговых установок, суммированием механической энергии, осуществляющей привод тяговых винтов или вентиляторов, а также суммированием тяги от электрических и традиционных силовых установок. Преимущества применения гибридных технологий обусловлены более экономичным режимом работы двигателей внутреннего сгорания, оптимизированным с учётом траекторий и режимов полёта соотношением номинальных мощностей первичных преобразователей энергии. В результате решаются проблемы невысокой энергоёмкости аккумуляторных батарей, и обеспечивается требуемая длительность и дальность полёта.

В компании «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» с учётом особенностей различных источников электроэнергии спроектирован и находится в разработке самолёт на электрической тяге АВФ-32НС (рис. 2.9, 2.10, 2.13).



Рисунок 2.13 – Проект отечественного электрического самолёта АВФ-32НС

В качестве источников электроэнергии используются литий-ионные аккумуляторные батареи, водородные топливные элементы и, опционально, солнечные батареи. Соотношение массы, объёма и мощности различных источников оптимизированы в зависимости от заданного режима полёта и ограничений на массу оборудования и объём планера. Характеристики самолёта АВФ-32НС приведены в таблице 2.1.

Самолёт может использоваться как в пилотируемом, так и в беспилотном варианте, что позволяет разработанная комплексная система управления и навигации, позволяющая осуществлять управление на всех режимах полёта (взлёт, маневрирование, посадка).

2.3 Электрический самолёт: будущее.

В настоящее время мировые лидеры в области авиационной техники ставят амбициозные экологические цели, и в первую очередь снижение уровней выбросов в атмосферу вредных газов и снижение шумности (таблица 2.2). Достижение таких показателей становится в принципе невозможно при применении традиционных газотурбинных и поршневых двигателей (рис. 2.14), использующих углеводородные топлива.

Таблица 2.1 – Характеристики самолёта АВФ-32НС

Характеристика	Значение характеристики
1. Габаритные размеры:	
- длина	7,0 м
- высота	3,0 м
- размах крыла	16 м
2. Масса:	
- пустого самолета	1100 кг
- полезной нагрузки	400 кг
- максимальная взлетная	1500 кг
3. Силовая установка	Вентиляторная электрическая
4. Мощность силовой установки	4 x 30 кВт
5. Максимальная дальность полета	600 км
6. Максимальная скорость полета	360 км/ч
7. Крейсерская скорость полета	180 км/ч
8. Высота полета на крейсерской скорости	3000 м
9. Длина разбега	300 м
10. Длина пробега	350 м

Таблица 2.2 – Экологические требования по снижению уровня выбросов

ЭФФЕКТ ОТ ВНЕДРЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ*	ПОКОЛЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ (уровень готовности технологий TRL = 4-6)		
	N+1 (2015)	N+2 (2020)**	N+3 (2025)
Шумность (включая границы относительно этапа 4)	-32 dB	-42 dB	-52 dB
Выбросы оксидов азота на крейсерском режиме полета (относительно лучших в классе на 2004 г.)	-60%	-75%	-80%
Выбросы оксидов азота на взлете/посадке (см. документ CAEP 6)	-55%	-70%	-80%
Потребление топлива/энергии самолетом ¹ (относительно лучших в классе на 2005 г.)	-55%	-70%	-80%

* Прогноз при условии достаточно зрелого развития технологий и внедрения их в промышленность. Эффект зависит от размеров летательного аппарата и выполняемых им задач. Значения в столбцах N+1 и N+3 относятся к лайнерам типа 737-800 с двигателями CFM56-7B, а значения в столбце N+2 относятся к лайнерам типа 777-200 с двигателями GE90.

**Пофазный подход проекта ERA включает перспективные технологии с уровнем готовности TRL6 к 2015 году.

¹ Эффект снижения выбросов CO₂ зависит от объема выбросов CO₂ за период жизненного цикла лайнера, определяемого видом используемого топлива и/или используемого источника энергии.

Исследования американских учёных показали, как влияют отдельные факторы на снижение выбросов CO₂. Видно, что только применение биотоплива и дополнительных технологий (в первую очередь сверхпроводимости) может помочь в решении поставленных задач.

Стало понятно, что главной задачей является создание самолётов на электрической тяге (рис. 2.15). Суммарные мощности силовых установок в зависимости от количества пассажиров находятся в диапазоне от 0,5 до 60 МВт.

При этом ключевым вопросом, к которому приходит большинство исследователей, становится создание электрических машин мощностью 1 МВт, которые должны стать базисом для создания систем с распределённой тягой.

Исследования по созданию электрических самолётов будущего определили ряд направлений, от которых зависит реализуемость проектов экологически чистых самолётов:

- создание распределённых электрических и гибридных силовых установок;
- разработка электромеханических преобразователей (генераторов и двигателей) с повышенной энергетической эффективностью;
- повышение эффективности статических преобразователей;
- увеличение энергоёмкости электрохимических накопителей;
- создание электрохимических преобразователей на основе использования водорода в качестве топлива;
- решение системных вопросов при проектировании электрических и гибридных самолётов.

Проектирование распределённых силовых установок предполагает совместную оптимизацию аэродинамики планера и проточной части вентиляторов (рис. 2.16). Как правило, в качестве источников электроэнергии используются гибридные газотурбинные двигатели с встроенными генераторами. Кроме генерации электроэнергии они могут самостоятельно создавать минимальную тягу.

Создание высокоэффективных электромеханических преобразователей (ЭМП) связано с повышением напряжения питания электродвигателей до 1 кВ и увеличением частот вращения электрогенераторов.

Отдельно следует рассмотреть применение сверхпроводящих материалов при проектировании электрических машин. Эффект от применения явления сверхпроводимости можно получить только при достаточно больших значениях мощности, когда доля вспомогательного оборудования существенно меньше основных устройств. Это же касается и бортовой электрической сети.

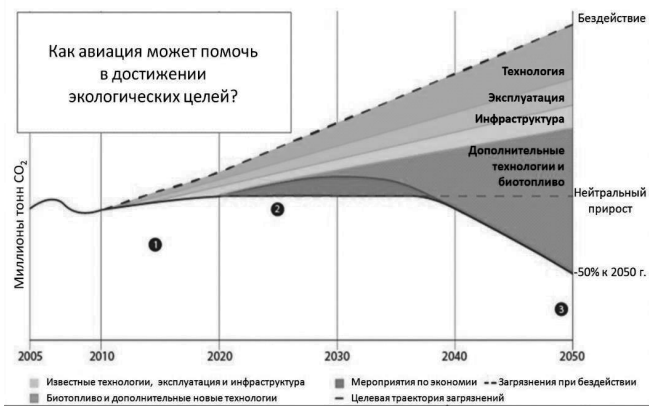


Рисунок 2.14 – Пути достижения экологических целей.

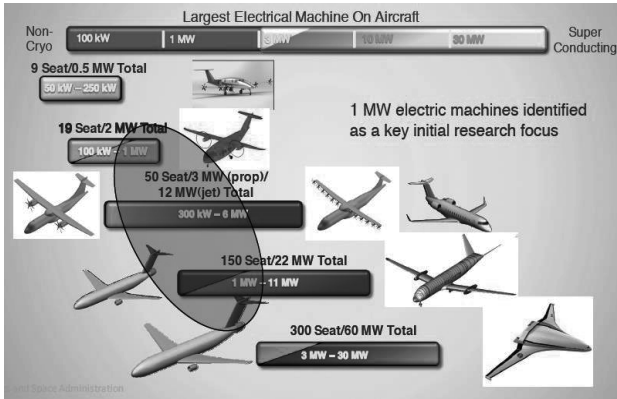


Рисунок 2.15 – Требования к мощности силовых установок.

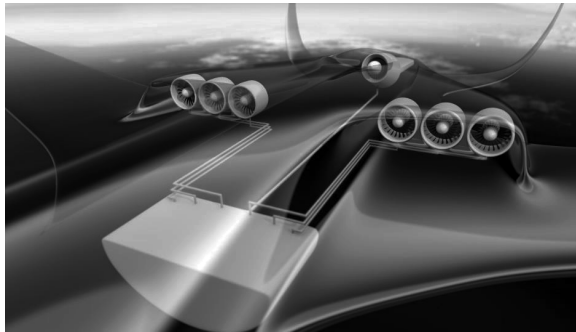


Рисунок 2.16 – Пример оптимизации распределённой силовой установки и планера.

3. МОДЕЛИРОВАНИЕ НА РАЗЛИЧНЫХ СТАДИЯХ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

3.1 Задачи моделирования СЭС на различных стадиях жизненного цикла

Проектирование СЭС проходит одновременно с проектированием ЛА в целом, начиная с самых ранних стадий. Это обусловлено как тесной связью параметров СЭС с характеристиками ЛА и их существенным влиянием на облик и компоновку ЛА, так и с сопоставимостью сроков разработки СЭС и ЛА.

Будучи составной частью сложного технического комплекса, каким является современный ЛА, СЭС, в свою очередь, также обладает рядом признаков, позволяющих квалифицировать ее как сложную техническую систему. Хотя к настоящему времени и не выработано общепризнанное строгое определение **сложной технической системы**, но на качественном уровне сформулирован ряд признаков, при наличии которых система может быть отнесена к категории сложных:

1. **Целостность и членимость.** Первое говорит о том, что система представляет собой взаимодействующую совокупность составных частей, изъятие или изменение любой из которых приводит к изменению характеристик системы вплоть до полной неработоспособности. В тоже время из системы должно быть возможно выделить функционально законченные составные части (агрегаты), каждый из которых также может быть подвергнут иерархическому членению.

2. **Связанность.** Необходимо, чтобы агрегаты системы имели между собой и с окружением системы существенные и устойчивые связи вещественного, энергетического и информационного характера.

3. **Организованность.** Должна иметь место функциональная, параметрическая и пространственно-временная координация сопряжения агрегатов, направленная на достижение единой цели – выполнение целевой функции системы.

4. **Интегративность.** Необходимо, чтобы существовали такие качества, которые присущи только системе в целом, но не свойственны в полном объеме ни одному из отдельно взятых агрегатов и не являются простой их суммой.

Целостность проявляется в том, что изменение параметров любого из агрегатов (генератор, аккумулятор, защитно-коммутационные устройства) вызывает деформацию характеристик всей системы и, в конечном итоге, чревато прекращением ее существования как производителя электроэнергии. Вместе с тем упомянутые составные части могут быть технически и организационно **вычленены** из системы и описаны конечным набором параметров и состояний, причем каждый из агрегатов допускает **декомпозицию** на несколько уровней. СЭС ЛА интенсивно и длительно (на протяжении всего времени существования ЛА) взаимодействует с внешней средой и другими системами ЛА. Собственно, главные электроэнергетические показатели СЭС, соответствующие ее целевому назначению, зависят от характеристик внешней среды, с которой СЭС находится в

непрерывно-циклическом энергетическом обмене, воспринимая энергию топлива и сбрасывая в окружающую среду часть ее, не преобразованную в электричество. Наряду с этим СЭС может нормально функционировать только при условии сопряжения с другими системами ЛА. Это взаимодействие осуществляется как по энергетическим каналам (системы ЛА выступают как электрическая нагрузка СЭС), так и по информационным, параметрическим и пространственно-временным связям. Вещественные связи СЭС локализованы внутри системы, в аккумуляторной батарее, где имеет место перенос вещества при зарядно-разрядных процессах.

СЭС является **высокоорганизованной системой**, ибо функционирование всех ее составных частей подчинено единой задаче – энергоснабжению ЛА, выполнение которой обеспечивается соответствующим выбором параметров энергетических агрегатов (генераторов, аккумуляторных батарей) и координирующей и управляющей функциями относительно них.

Интегративность СЭС подтверждается бесперебойностью энергоснабжения ЛА в течение всего полета, которая не может быть реализована ни одним из входящих в СЭС агрегатов в отдельности. В частности, генератор не вырабатывает электроэнергию на переходных режимах, аккумуляторная батарея не может восстановить уровень заряженности без генератора, оба эти агрегата не могут взаимодействовать между собой и с другими системами ЛА без защитно-коммутационных устройств и аппаратуры регулирования, которая сама по себе не способна производить электроэнергию.

Технические параметры и эксплуатационные качества СЭС не являются математической или логической суммой параметров и качеств агрегатов, а представляют собой продукт их синтеза при разработке системы (например, выходное напряжение СЭС – результат преобразования с участием регулятора напряжения).

Проведенный качественный анализ свойств СЭС ЛА по признакам системности подтверждает ее соответствие понятию «**сложная техническая система**», что обосновывает возможность применения для проектирования и экспериментальной отработки СЭС всего методического и математического арсенала системотехники, эффективным средством которого является моделирование. Под моделированием в данном контексте понимается создание, исследование и применение различного рода моделей реальной СЭС, представляющих собой систему компонентов, воспроизводящую с той или иной степенью адекватности определенные стороны, связи и функции. Знаковая модель воспроизводит реальный объект путем словесного, логического, графоаналитического или математического описания. Последним принадлежит исключительная роль, ибо благодаря возможности реализации на вычислительных комплексах математические модели обеспечивают в сжатые сроки и в большом объеме такие исследования и процедуры, которые труднореализуемы или вообще не могут быть физически воспроизведены при разработке системы.

Действенным приемом системотехнического подхода служит **декомпозиция**.

Качество моделирования при использовании декомпозиции определяется корректностью математических описаний выделенных элементов СЭС и задачей их взаимодействия между собой и с внешней средой. На начальных этапах проектирования, в условиях неполноты исходной информации и неопределенности многих параметров СЭС разработчик в лучшем случае располагает весьма приближенными описаниями даже на первом, агрегатном уровне декомпозиции, а первоначальные концепции построения и предварительный облик СЭС, как и других систем ЛА, описываются предельно упрощенно, порой по интуитивным посылкам или аналогиям.

Наряду с методами декомпозиции в практике моделирования СЭС используется и композиционная методология, предусматривающая синтез системы на основе созданной и постоянно пополняемой базы данных типовых составных частей сложной технической системы определенного класса. Эта база отражает реально располагаемые возможности в разработках компонентов систем данного класса, соответствующих достигнутому научно-техническому потенциалу. Однако при создании моделей СЭС авиационного назначения в целом композиционный метод применим сравнительно редко (чаще всего при модернизации ранее разработанных СЭС), так как разработки СЭС столь специфичны и индивидуальны для ЛА различных типов, что прямые заимствования из ранее выполненных или параллельных разработок, по крайней мере, на агрегатном уровне, чрезвычайно редки.

Положение меняется на более низких уровнях декомпозиции, где преемственность гораздо выше, а банк данных элементов и их моделей существенно объемнее и насыщеннее. Все же творческий процесс, каковым является моделирование, в том числе и математическое, СЭС ЛА невозможно втиснуть в идеальные рамки какой-то одной теоретической методологии, и наиболее рационально применять их компромиссное сочетание в зависимости от конкретной ситуации на той или иной стадии разработки СЭС.

Разновидностью математического моделирования является имитационное или кибернетическое моделирование, в основу которого положена концепция «черного ящика», т.е. описание конкретного объекта как преобразователя входных воздействий в выходные параметры без стремления к раскрытию внутренней структуры и реальных свойств системы сверх минимально необходимых для целей моделирования пределов. Принципы кибернетического моделирования служат также теоретической основой для построения и применения различных имитаторов агрегатов системы при физическом и комбинированном моделировании.

Физическая (вещественная) модель воспроизводит объект с сохранением или масштабированием основных сторон его физической природы, сохраняя сходство с оригиналом по основным признакам. Она дает возможность изучения тех объектов и явлений, которые не имеют удовлетворительных математических описаний (например, поле электромагнитных помех на выходе СЭС) или недостаточно точно воспроизводятся математическими методами (в частности, деградация характеристик аккумуляторной батареи при комплексном действии

эксплуатационных факторов). Комбинированная (аналого-физическая) модель сочетает в себе свойства двух предыдущих видов моделей, ее эффективность зависит от корректности соотношения математических и физических моделей в ее составе, отнесенных к агрегативному уровню.

Моделирование является неотъемлемой частью всего процесса создания СЭС как сложной технической системы, однако задачи (объекты) моделирования и виды используемых моделей различны на разных стадиях разработки.

В соответствии с комплексом стандартов «Единая система конструкторской документации», а также установившейся практикой разработки космической техники можно обозначить следующие стадии разработки СЭС:

1. Согласование технического задания (ТЗ), на которой устанавливаются технические требования и характеристики, оговариваются условия эксплуатации и накладываются ограничения на параметры.

ТЗ – это область в основном математического моделирования, где используются статистические данные по выполненным аналогичным устройствам (предназначенным для других изделий), экспериментальные данные автономных стендовых испытаний, полученные на отдельных новых элементах (аккумуляторах, генераторах и др.) или их аналогах, а также на системах-аналогах других изделий.

Разработка и использование при формировании ТЗ математических моделей СЭС, основанных на указанной информации, не только сокращает сроки формирования ТЗ на СЭС и ее элементы, но и позволяет оперативнее формировать обоснованные уточнения ТЗ смежным организациям – разработчикам отдельных агрегатов и подсистем.

Физическое моделирование на стадии разработки ТЗ может присутствовать лишь на уровне выработки концепций и ТЗ на физические модели отдельных агрегатов. Необходимые экспериментальные данные получают на аналогах-агрегатах и подсистемах-аналогах, предназначенных для других изделий.

2. Техническое предложение, на которой анализируются возможные варианты системы, отвечающие требованиям технического задания, осуществляется выбор состава и структуры системы, оцениваются возможные диапазоны ее внутренних параметров и вырабатываются требования к агрегатам.

Техническое предложение – это область преимущественно математического моделирования; физическое моделирование здесь возможно на уровне агрегатов (или их аналогов) – генератор, аккумуляторная батарея, подсистем (или их аналогов).

Математические модели здесь строятся на основе экспериментальных исследований аналогов агрегатов (или их частей), предназначенных, как правило, для других изделий.

Физическое моделирование в большей степени решает вопросы построения математических моделей и отчасти – проверки параметров и характеристик агрегатов и подсистем СЭС.

На математических моделях решаются оптимизационные задачи, уточняющие состав, облик и характеристики не только СЭС в целом, но и отдельных

подсистем. Здесь же подбираются (разрабатываются) специальные математические методы оптимизации.

3. Эскизное проектирование (ЭП), на которой осуществляется углубленная разработка схемных и конструктивных решений выбранного варианта системы, уточняются технические и экономические показатели, составляются программы экспериментальной отработки, изготавливаются и испытываются макеты отдельных узлов. Моделирование используется для решения следующих вопросов:

- уточнение рациональных технических решений (и схем) по построению СЭС; при этом оценивается соответствие полученных характеристик заданным;
- уточнение параметров и характеристик отдельных агрегатов, предварительная отработка агрегатов на физических моделях; определение областей допустимых режимов работы агрегатов (т.е. определение ограничений на режимные параметры) и на основании этих данных – уточнение ТЗ для организаций – разработчиков агрегатов;

- выбор и отработка режимов функционирования агрегатов в составе СЭС в имитируемых условиях применения.

ЭП – это область математического и физического моделирования.

Решение перечисленных вопросов осуществляется:

- на экспериментально обоснованных моделях, с помощью которых реализуются преимущественно оптимизационные задачи (оптимизация состава СЭС параметров и режимов работы);
- на физических моделях агрегатов (масштабных), подсистем СЭС.

Кроме того, проводятся направленные экспериментальные исследования в целях построения математических моделей.

4. Техническое проектирование, на которой выпускается весь объем конструкторской и эксплуатационной документации, необходимой для изготовления и эксплуатации системы, изготавливаются опытные образцы агрегатов и СЭС в целом. Технический проект предполагает использование моделирования для решения следующих вопросов:

- проверка соответствия полученных характеристик заданным;
- уточнение области допустимых режимов работы агрегатов и систем;
- экспериментальная отработка агрегатов и подсистем СЭС, уточнение технических решений и требований к этим элементам и подсистемам;
- проверка и уточнение принятых алгоритмов функционирования агрегатов, подсистем и систем СЭС в условиях, приближенных к реальным;
- предварительная оценка эффективности работы агрегатов, подсистем и систем СЭС;
- отработка СЭС и ее систем перед проведением натурных испытаний;
- обоснование и отработка программ и методов проведения различных видов испытаний СЭС, ее систем, подсистем и агрегатов.

Технический проект – область математического и преимущественно физического моделирования. На физических моделях (натурных агрегатах) проводится большое число экспериментальных исследований по решению перечисленных выше вопросов.

На математических моделях, уточненных и обоснованных физическими экспериментами, решаются преимущественно задачи энергобалансного типа в целях уточнения вопроса согласования параметров и режимов работы агрегатов в составе системы; кроме того, решаются и оптимизационные задачи по определению эффективности работы агрегатов и подсистем в составе СЭС.

Решение задач на математических моделях проводится в рамках перечисленных выше вопросов.

5. Экспериментальная отработка, предусматривающая всестороннюю проверку и оценку характеристик СЭС на опытных образцах в составе стендов и ЛА.

6. Натурные (летные) испытания, подтверждающие соответствие характеристик СЭС требованиям технического задания.

Таким образом, анализ задач, решаемых на различных стадиях проектирования СЭС, показывает возможность рационального комплексного использования и сочетания математического и физического моделирования.

В таблице 3.1, исходя из содержания стадий разработки, представлены виды, средства и задачи моделирования СЭС на каждой из них.

На каждой последующей стадии разработки СЭС проводится уточнение моделей и исходных данных, совершенствуется технология моделирования и повышается степень адекватности моделей реальной системе и условиям ее фактического функционирования.

3.2 Проблема рационального моделирования СЭС и основные концепции ее решения

Рассматриваемая проблема имеет теоретические и экспериментальные аспекты.

Теоретические аспекты решения проблемы включают в себя разработку:

- развитой структуры и простой технологии построения моделей, простой методики информационного обеспечения математических моделей и построение на этой основе комплекса математических моделей требуемой информативности для соответствующих задач и стадий проектирования;

- рациональных методических подходов применения построенных моделей при решении новых проектных и испытательных задач.

Таблица 3.1 – Характеристики моделирования СЭС на разных стадиях разработки

Стадия разработки	Характеристики моделирования		
	Виды	Средства	Задачи
Обсуждение и согласование технического задания	Словесное, математическое (в том числе имитационное)	Речь, ЭВМ	Требования к системе и условия ее применения Вариантность возможной реализации Концепции построения СЭС Предварительный облик системы
Техническое предложение	Математическое (в том числе имитационное)	ЭВМ	Структура и состав системы Пространственное положение СЭС Электроэнергетические и тепловые расчеты Основные эксплуатационные параметры Технико-экономические показатели Требования к агрегатам Алгоритмы управления и контроля
Эскизное проектирование	Математическое (в том числе имитационное), аналого-физическое	ЭВМ, АФМ	Синтез структурно-функциональных схем Энергобалансные расчеты Диагностирование технического состояния Электродинамические процессы Показатели надежности и эффективности Поведение в нештатных ситуациях и живучесть Программы экспериментальной отработки Технология испытаний
Техническое проектирование	Математическое (в том числе имитационное), аналого-физическое, физическое	ЭВМ, АФМ, стенды	Энергетические и тепловые процессы Диагностирование неисправностей и восстановление работоспособности Поведение в нештатных ситуациях и живучесть Деградационные явления Взаимодействие с электрической нагрузкой Показатели надежности и эффективности Сопряжение с контрольно-проверочной аппаратурой

Продолжение таблицы 3.1

Стадия разработки	Характеристики моделирования		
	Виды	Средства	Задачи
Экспериментальная отработка	Математическое (в том числе имитационное), аналого-физическое, физическое	ЭВМ, АФМ, стенды	Режимы испытаний Влияние факторов космического пространства Взаимодействие СЭС с сопряженными системами ЛА Имитация нештатных ситуаций и восстановление работоспособности системы Помеховая обстановка Электромагнитная совместимость Показатели надежности
Летные испытания	Математическое (в том числе имитационное), аналого-физическое, физическое	ЭВМ, АФМ, стенды	Адаптация моделей к реальным условиям полета и параметрам СЭС Возникающие нештатные ситуации и методики выхода из них Электроэнергетическое обеспечение оперативного планирования работы ЛА Поведение и параметры СЭС за пределами гарантийного срока Модернизация алгоритмов обработки информации и диагностирования Показатели надежности и эффективности

Экспериментальные аспекты решения проблемы содержат следующие направления:

- создание многоцелевой автоматизированной экспериментальной базы на основе натуральных агрегатов, физических моделей и специализированных средств измерений;

- получение на разработанной экспериментальной базе специфической информации для построения, дополнения или оперативной корректировки математических моделей;

- проведение специализированных экспериментов (или испытаний), имеющих самостоятельное значение, на созданных многоцелевых экспериментальных моделирующих стендах.

Указанные аспекты решения этой проблемы могут быть сведены к реализации двух основных концепций:

- 1) рационального создания эффективных моделирующих средств СЭС и их составных частей (рис. 3.1), основанной на реализации известных принципов

системного анализа и синтеза в целях разработки: простой технологии построения и информационного обеспечения математических и физических моделей; оптимальных алгоритмов, пакетов вычислительных программ и специализированных математических методов; многоцелевых экспериментальных моделирующих стендов (рис. 3.2);

2) применения созданного комплекса моделирующих средств, основанной на разработке и применении новых методических подходов для решения проектных и испытательных задач современных СЭС (рис. 3.3).

Блок-схема алгоритма рассматриваемой концепции, представленная на рис. 3.1, отражает последовательность операций: задание исходных условий моделирования – декомпозицию – информационное обеспечение – синтез модели – проверка адекватности и уточнение (идентификация) модели.

На соответствующей стадии проектирования формулируются проектная (или испытательная) задача или класс задач и на базе этого – условия моделирования (блок 1): основные функциональные параметры СЭС; структурная схема СЭС; условия эксплуатации и др.

Затем вступает в силу схема системного анализа. В качестве одной из систем ЛА выделяется СЭС и определяются ее внешние связи (блок 2), отражающие заданные условия эксплуатации. Далее (блок 3), исходя из требуемых в поставленной задаче функциональных параметров, которые должны быть представлены в модели СЭС, устанавливается уровень достаточной информативности модели. В качестве следующего шага, применяя метод декомпозиции в соответствии с заданной структурной схемой, определяется уровень декомпозиции системы (блок 4), соответствующий принятому уровню достаточной информативности модели. Затем строится (блок 8), конкретизируется (блоки 5, 6, 9) и проверяется на адекватность (блоки 7, 10) структура функциональных связей СЭС на выбранном уровне декомпозиции, которая в зависимости от формы конкретизации образует математическую или физическую модель СЭС.

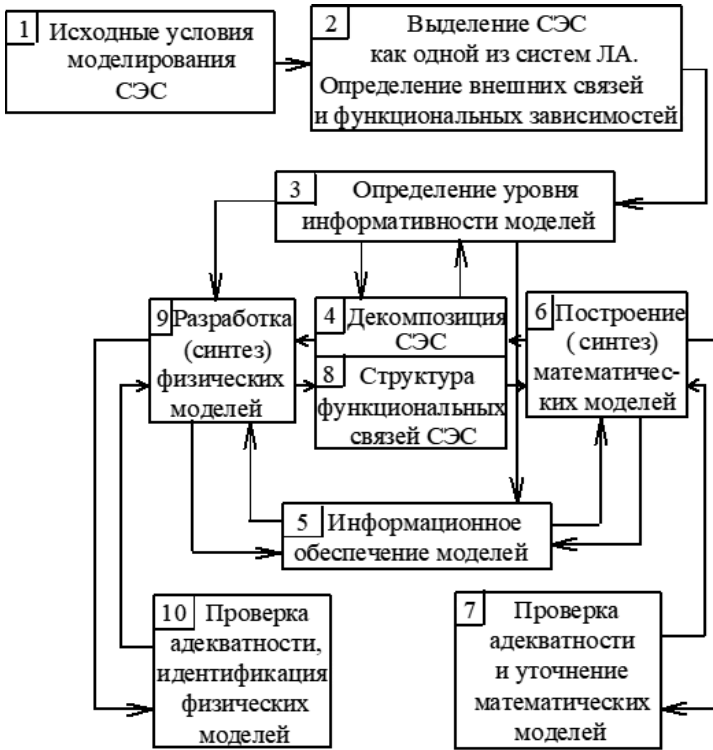


Рисунок 3.1 – Блок-схема концепции разработки математических и физических моделей СЭС

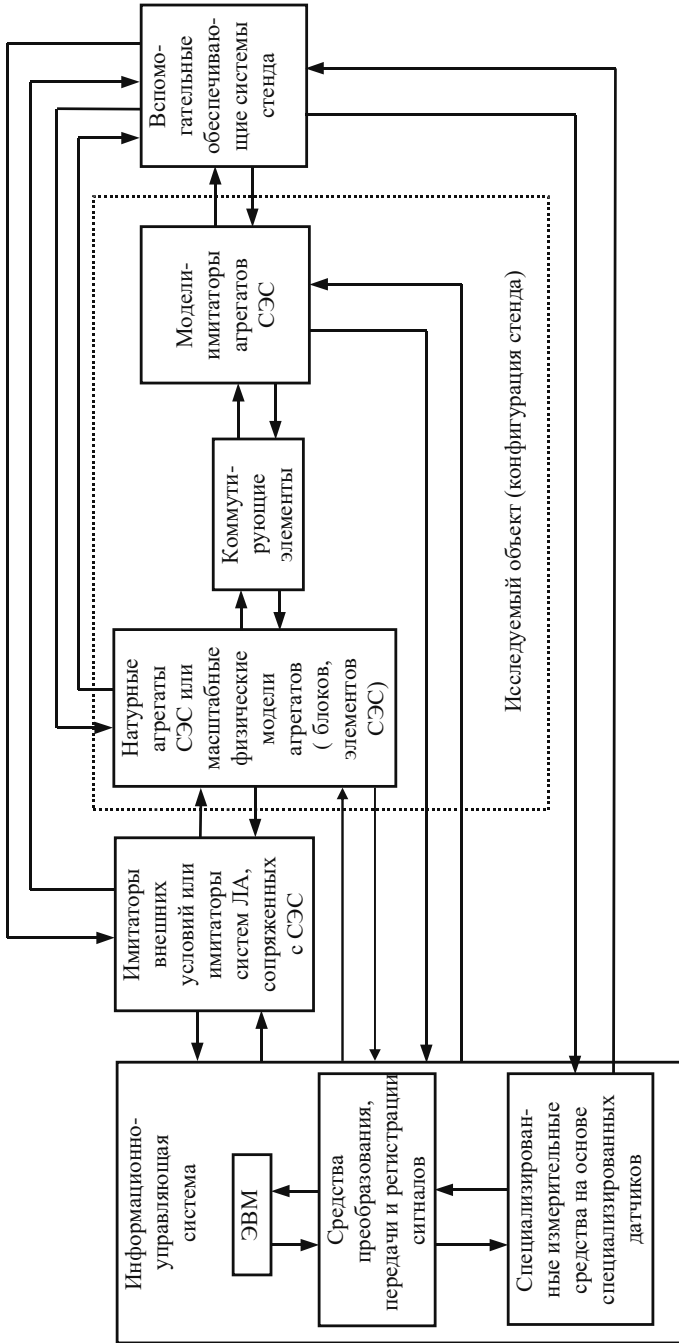


Рисунок 3.2 – Блок-схема структуры многоцелевого стенда СЭС

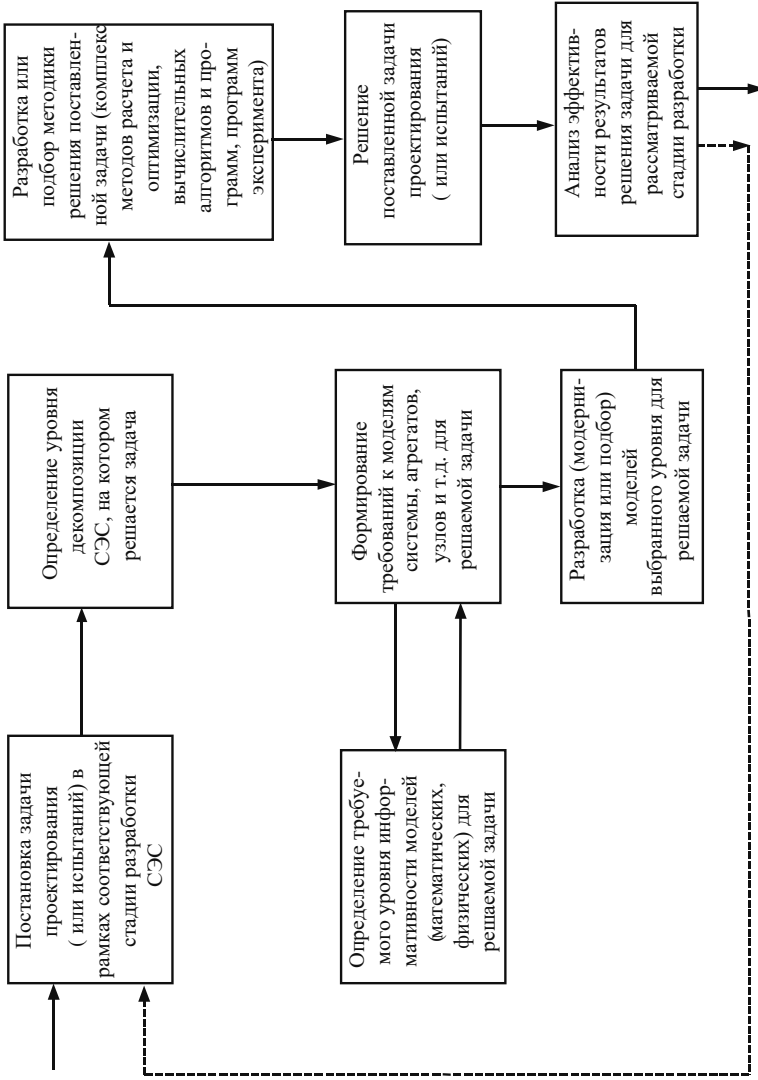


Рисунок 3.3 – Схема комплексного применения математического и физического моделирования СЭС

При установлении функциональных связей, исходя из назначения агрегата (узла, элемента) в рамках одной модели выделяются базовые группы зависимостей, описывающие одинаковые свойства (характеристики) объекта: массовые, электрические, тепловые, ресурсные, надежность, конструкционные и т.д. Такой подход облегчает использование в дальнейшем при синтезе моделей методов эквивалентирования или агрегирования.

В рамках информационного обеспечения моделей осуществляется конкретизация функциональных зависимостей, полученных при анализе выявленных связей и структур. При этом для идентификации математических моделей (при их неадекватности) вводятся дополнительные условия для элементов (узлов, агрегатов и системы), зависящие от соответствующей стадии проектирования. Функциональные зависимости, составляющие модель, могут быть получены сочетанием следующих путей в рамках одной модели: использованием имеющихся в литературе готовых выражений (или модернизацией их), аналитически – из основных уравнений процессов в агрегатах, построением регрессивных выражений в результате статистической обработки данных численного или физического экспериментов (при этом могут использоваться экспериментальные данные либо уже имеющиеся в специализированных организациях, либо получаемые непосредственно разработчиком путем проведения целевых экспериментов). Очевидно, что указанные пути составления функциональных выражений неравнозначны и должны применяться с учетом конкретных условий проектирования.

Синтезированные математические модели проверяются на адекватность моделируемому объекту в целях оценки качества разработанных моделей. Для этого на базе обзорного материала выбрана одна из известных методик оценки адекватности модели реальному объекту. Методика основана на сравнении дисперсий выходных расчетных параметров модели и экспериментальных параметров реального объекта при одинаковых значениях входных параметров.

Комплекс необходимых моделирующих средств должен включать в себя совокупность:

- экспериментально обоснованных имитационных математических моделей СЭС, их агрегатов и элементов, учитывающих новые требования к разрабатываемым объектам;
- вычислительных алгоритмов, пакетов программ и специализированных математических методов для решения различных проектных (или испытательных) задач разработки (или модернизации) СЭС и их отдельных автономных частей;
- масштабных физических моделей и физических моделей-имитаторов агрегатов СЭС.

В комплекс входит также многоцелевое экспериментальное стендовое оборудование на базе натуральных агрегатов СЭС, их масштабных физических моделей и физических моделей-имитаторов, единой автоматизированной информационно-управляющей системы и специализированных средств измерений.

Указанный комплекс математических и экспериментальных средств должен обеспечить необходимый уровень информативности, уменьшение затрат и времени при решении разнообразных задач проектирования и испытаний.

Перечислим основные задачи, решаемые при исследованиях, объединив их в две группы:

1. Для реализации концепции рационального создания моделирующих средств СЭС требуются следующие компоненты:

- единый комплекс взаимосвязанных математических и физических моделей генераторов, аккумуляторов, регуляторов и на их основе – моделей СЭС, которые обладают новыми свойствами, учитывающими специфику решаемых проектных задач и новые требования к перспективным энергосистемам;

- простая технология построения взаимосвязанных достоверных математических и физических моделей, которая базируется на принципах системного анализа и синтеза и приемлема для практического использования в проектных организациях и на производстве (см. рис. 3.1);

- простой методический подход к информационному обеспечению моделей, использующий различные способы получения составляющих функциональных выражений в рамках одной модели (аналитический и статистический, основанный на собственных экспериментах или данных различных организаций и т.д.);

- принципиально новые экспериментальные данные для построения или дополнения разрабатываемых моделей и их частей, полученные с помощью использования специализированных экспериментальных средств;

- комплекс рациональных алгоритмов решения проектных задач СЭС, пакетов вычислительных программ и специализированных математических методов решения задач нелинейного программирования в смешанном пространстве дискретных и непрерывных переменных;

- комплекс физических моделей-имитаторов генераторов, аккумуляторов, регуляторов, бортового оборудования и других, которые в совокупности с масштабными физическими моделями и натурными агрегатами используются в составе взаимосвязанных экспериментальных систем различной структуры;

- специализированные измерительные средства, позволяющие проводить принципиально новые эксперименты (например, прямые измерения тепловыделений агрегатов и систем СЭС в зависимости от их режимов работы и др.);

- комплекс быстроперестраиваемых специализированных экспериментальных систем различной структуры (см. рис. 3.2), использующих натурные агрегаты, физические модели, единую автоматизированную информационно-управляющую систему, общие обеспечивающие системы, образующие в совокупности многоцелевую стендовую базу для решения многочисленных разнородных и нестандартных экспериментальных задач; указанные системы в процессе экспериментов должны обеспечивать фиксирование или варьирование любого числа измеряемых параметров, определяемого спецификой проводимых исследований.

2. Для реализации рационального применения разработанного комплекса моделирующих средств необходимы:

- методика рационального использования математических моделей разных уровней информативности (для отдельных частей СЭС) в сочетании с полноразмерными моделями на уровне элементов в рамках решения конкретной проектной задачи;

- разработка и применение новых методических подходов при экспериментальных исследованиях элементов и агрегатов СЭС в целях получения нетрадиционных зависимостей и характеристик, необходимых для построения математических моделей;

- создание методов и алгоритмов использования полученных моделирующих средств для решения проектных и испытательных задач с учетом специфики и новых требований к перспективным энергосистемам; примерами таких алгоритмов могут служить: решение проектных оптимизационных задач СЭС в смешанном пространстве непрерывных и дискретных переменных с применением моделей разного уровня информативности; решение энергобалансных задач СЭС по «мгновенным» текущим значениям параметров на полноразмерных моделях; решение оптимизационных задач СЭС с постоянной и переменной структурами функционирования по различным критериям и на моделях разного уровня информативности; решение задач испытаний, имитирующих либо бортовые условия работы агрегатов и их состояние, либо комплексные натурные испытания подсистем и системы в целом.

3.3 Технология построения структур моделей СЭС, их отдельных узлов и элементов

В целях более полной иллюстрации возможностей сформулированной концепции построения моделей рассмотрим построение структуры модели СЭС для применения на стадиях эскизного и технического проектирования при решении различного типа оптимизационных задач в пространстве массовых, режимных, конструктивных, надежностных и других параметров. Один из вариантов структурной схемы СЭС представлен на рисунке 3.4. Основными агрегатами СЭС, построенной по параллельной схеме, являются: генератор (Г), аккумуляторная батарея (АКБ), аппаратура регулирования и контроля (АРК). Бортовая аппаратура (БА) и элементы системы терморегулирования (СТР) являются нагрузкой для СЭС.

Основные агрегаты СЭС (Г, АКБ, АРК) функционально связаны между собой и в процессе работы СЭС в составе ЛА достаточно сложно взаимодействуют друг с другом. При проектировании того или иного агрегата (Г, АКБ и др.) эти взаимодействия следует учитывать, что возможно, если применить к разработке агрегата системный подход, рассматривая СЭС как сложную техническую систему.

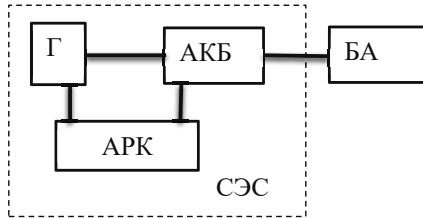


Рисунок 3.4 – Структурная схема СЭС

Согласно схеме разработки структур моделей (см. рис. 3.1) определяются внешние для СЭС функциональные связи (см. блок 2 на рис. 3.1), которые обусловлены их функциональным назначением и могут быть разделены на две группы: связи с внешними условиями и связи с другими системами внутри ЛА.

Связь СЭС с внешними условиями в основном определяется условиями функционирования генератора (n, P), связь с другими системами ЛА – условиями обеспечения электроэнергией бортовых потребителей и созданием условий функционирования агрегатов СЭС. Это сводится к обеспечению заданных параметров графика электропотребления бортовой аппаратуры ($I_{БА}, t_{БА}, U_{БА}$) с учетом поддержания необходимой температуры $T_{вх}^{СЭС}$ для создания требуемого температурного режима агрегатов СЭС. Последнее подразумевает установление взаимосвязи между тепловыделением СЭС и $T_{вх}^{СЭС}$, имитирующей взаимодействие СЭС и системы терморегулирования.

Для полноты учета внешних связей следует отразить еще ряд косвенных связей, например, надежность СЭС, ресурс, внешние воздействующие факторы.

По мере детализации модели указанные аргументы будут либо дифференцироваться между частными зависимостями, либо исключаться из зависимостей после соответствующего анализа функционирования системы.

Если полученный уровень информативности модели не удовлетворяет поставленной задаче (см. блок 3 на рис. 3.1), продолжаем декомпозицию системы до уровня агрегатов (рис. 3.5). При этом ряд функциональных связей дифференцируется между агрегатами согласно их функциональному назначению. Структура функциональных связей на уровне агрегатов представлена на рис. 3.6.

На рисунке 3.5 приведена схема декомпозиции СЭС на агрегаты (Г, АКБ, АРК).

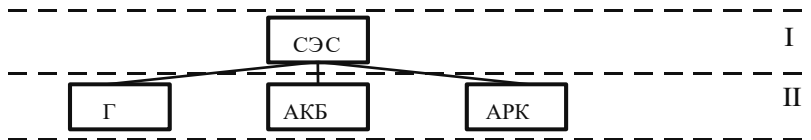


Рисунок 3.5 – Схема декомпозиции СЭС на агрегаты:

I – уровень системы; II – уровень агрегатов

Используя структурную схему СЭС (см. рис. 3.4) и схему декомпозиции СЭС (см. рис. 3.5), формируется структура функциональных связей агрегатов СЭС.

СЭС обеспечивает электроэнергией бортовых потребителей, при этом АРК СЭС стабилизирует выходное напряжение и распределяет электроэнергию между АКБ и БА. Связь с АКБ осуществляется путем увязки требуемого $I_{\text{АКБ}}$ и получающегося при этом $U_{\text{АКБ}}$ (зарядно-разрядная характеристика). Генератор – первичный источник электроэнергии, поэтому связь с Г заключается в обеспечении взаимосвязи между заданным $U_{\text{Г}}$ и получаемым при этом $I_{\text{Г}}$ (внешняя характеристика).

Следует отметить, что на агрегатном уровне приобретает неопределенность такая внешняя связь, как $T_{\text{вх}}^{\text{СЭС}}$, поскольку в зависимости от конкретной схемы охлаждения входные температуры хладагента могут различаться для каждого агрегата. Данная связь дифференцируется между агрегатами и конкретизируется при структурном проектировании.

Необходимо отметить, что зависимости для СЭС уже носят конкретный характер и представляют собой синтез структуры модели СЭС на базе структур математических моделей агрегатов. Для ряда задач проектирования СЭС этот уровень может оказаться достаточным. В частности, для конкретизации функциональных зависимостей, входящих в математические модели агрегатов, можно воспользоваться известными удельными параметрами либо провести упрощения структуры моделей, исключив несущественные для решаемой задачи зависимости.

Если уровень агрегатов недостаточен для решения проектной задачи (что часто наблюдается на поздних стадиях проектирования), то следует продолжить декомпозицию системы.

Структуры физических моделей СЭС и ее составных частей определяются по той же схеме, что и структуры математических моделей. В тоже время для физических моделей имеются особенности.

Необходимо сразу отметить допущение, согласно которому рассматриваемые физические модели строятся для целей исследования (испытаний) электрических и тепловых межагрегатных взаимодействий в СЭС либо для исследования (испытаний) отдельных агрегатов в составе СЭС на поздних стадиях проектирования. Речь идет об исследовании электро- и теплоэнергетических балансов, переходных процессов в электрических цепях узлов, агрегатов и СЭС.

Из приведенных целевых ограничений на задачи, которые можно решать на физических моделях, следует, что из всего многообразия функциональных связей системы необходимо оставить только те, которые отражают электрическое и тепловое взаимодействие агрегатов, узлов, элементов СЭС. Это подразумевает исключение из модели параметров, характеризующих массовые, надежные, конструктивные характеристики. То же относится и к внешним связям.

Кроме того, нужно отметить, что в зависимости от задачи экспериментального исследования определяется и уровень декомпозиции, на котором строится физическая модель СЭС. При этом уровень физической модели того или иного

агрегата, узла, элемента в различных задачах может быть разным и, более того, в одной задаче уровень детализации отдельных агрегатов не одинаков в зависимости от цели исследования. Например, если ставится задача исследования функционирования элемента, скажем, аккумуляторной батареи в составе СЭС, то в данном случае все агрегаты, кроме АКБ, могут быть представлены их физическими моделями, выполненными на уровне агрегатов, а АКБ – в виде физической модели, разработанной на уровне элементов (возможно, даже включающей в свой состав натурные элементы).

Для целого ряда задач достаточно уровня узлов или даже агрегатов. Следует отметить, что поскольку физические модели являются реальными материальными объектами, то, соответственно, под внешними факторами в данном случае подразумеваются устройства, реализующие уравнения внешних связей и физически воздействующие на модель СЭС.

3.4 Особенности применения моделирования в практике проектирования, отладки и испытаний СЭС

Обобщая опыт применения моделей при решении различных задач разработки СЭС и учитывая требования к создаваемым перспективным системам, выделим наиболее характерные проектные, отработочные и испытательные задачи, которые целесообразно решать с использованием математического и физического моделирования.

Оптимизационные задачи (в основном расчетного характера) связаны с вопросами:

- определения оптимальных условий функционирования СЭС в составе данного класса ЛА (или одного конкретного ЛА);

- поиска оптимальной структуры, количественного состава (числа работающих однотипных агрегатов и узлов), режимных, конструктивных и других параметров, ведущих к улучшению массоэнергетических, стоимостных, надежных и других характеристик СЭС и их агрегатов;

- увеличения ресурса СЭС и их агрегатов путем оптимальной организации их режимов работы (например, оптимальной логикой работы АРК и др.);

- определения оптимальных режимов работы агрегатов в составе СЭС по заданному энергетическому критерию (минимальному тепловыделению, максимальным КПД и электрической мощности и др.), что ведет к эффективному перераспределению, накоплению и использованию энергии на борту ЛА; например, это задачи поиска максимальной энергоотдачи СЭС (т.е. снижение энергопотерь в агрегатах и СЭС в целом для заданной схемы и конструкции) и т.д.

Энергобалансные задачи (как правило, расчетного характера) связаны с вопросами определения такой совокупности значений режимных параметров, определяющих количественный состав элементов, узлов и агрегатов СЭС, при которой обеспечивается энергетический баланс между генератором и аккумуляторной батареей в СЭС и нагрузкой. При этом учитываются всевозможные ограничения на указанные параметры.

Проверочные задачи (расчетного и большей частью экспериментального характера) связаны с вопросами:

- проверки разработанных СЭС или отдельных агрегатов на функционирование и удовлетворение требований технического задания (ТЗ);
- оценки различных альтернативных вариантов (кроме базового), ведущих к улучшению массоэнергетических, ресурсных, стоимостных, надежностных и других показателей разрабатываемой энергетической системы;
- контроля характеристик агрегатов, работающих в составе СЭС на предельных или нештатных режимах;
- определения влияния внешних факторов на параметры и характеристики агрегатов и системы;
- проверки адекватности модели реальному образцу и др.

Отладочно-доводочные задачи (как правило, экспериментального характера) связаны с вопросами:

- поиска технических решений, улучшающих отдельные характеристики агрегатов и системы или ведущих к обеспечению требований ТЗ (в случае их несоответствия);
- уточнения границ области допустимых режимов работы агрегатов и СЭС и т.д.

Перечисленные вопросы приведены в качестве примера и могут быть дополнены другими.

Научно-исследовательские задачи должны решаться по возможности на каждой стадии разработки и могут классифицироваться на аналогичные типы.

Кроме того, в процессе разработки изделия такие задачи решаются в интересах информационного обеспечения математических и физических моделей и поиска определенных свойств и характеристик элементов узлов, агрегатов и системы.

При модернизации изделия решаются аналогичные задачи на соответствующих стадиях разработки с использованием базовых или модернизированных математических и физических моделей.

Решения перечисленных задач на математических и физических моделях тесно связаны со стадиями разработки СЭС и достаточно сильно различаются как по информативности, так и по применяемым методикам. При этом полнота и достаточная информативность используемых моделей, алгоритмов и математических методов также существенно зависят от типа решаемых задач и стадий разработки. Названные связи условно показаны на рисунке 3.7.

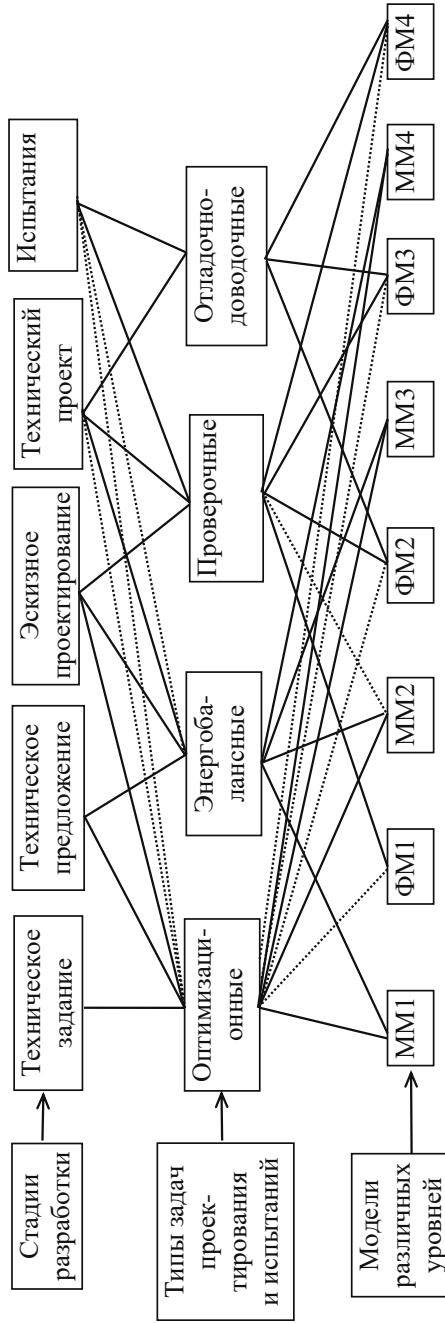


Рисунок 3.7 – Связи физико-математических моделей различных уровней с типами задач проектирования и стадиями разработки СЭС

Анализ многочисленных работ по использованию математического и физического моделирования при разработке СЭС выявил особенности применения моделирования при решении проектных задач. В основном это либо оптимизационные задачи, решаемые на ранних стадиях разработки (при формировании облика энергосистемы (ТЗ) и технического предложения, реже – при эскизном и техническом проектировании), либо энергобалансные задачи, решаемые при эскизном и техническом проектировании, иногда – при испытаниях СЭС.

Моделирование в задачах комплексной оптимизации СЭС рассматривается при формировании облика системы, который служит для увязки требований «внешнего» проектирования с технологическими и конструкторскими возможностями «внутреннего» проектирования. При этом большинство таких задач решается в условиях неопределенности исходной информации, что определяет стохастический подход к моделированию.

Значительно более распространено применение моделирования в задачах «внутреннего» проектирования СЭС, при этом используются методы моделирования в основном в детерминированной постановке (особенно на поздних стадиях проектирования). Эту группу образуют задачи по комплексному исследованию и оптимизации СЭС. Основу исследований составляют математические модели СЭС, составленные из моделей ее подсистем разного уровня сложности. Характерно сочетание подробной математической модели одной из компонент модели СЭС с упрощенными математическими моделями остальных компонент. Здесь моделирование СЭС в основном проводится для исследования СЭС как комплекса взаимосвязанных подсистем. Поэтому при построении математической модели СЭС необходимо строго применять методологию системного анализа и синтеза, учитывать ряд воздействий на СЭС со стороны других систем ЛА, внешних условий и взаимодействия между собой элементов СЭС. Следует также в достаточной мере учитывать переменный режим работы спецаппаратуры ЛА, который подчиняет себе функционирование всех обеспечивающих систем.

При решении энергобалансных задач моделирование используется для определения потоков электрической и тепловой энергии, их относительного распределения в СЭС при расчете реального графика электропотребления.

Применяемые математические модели для решения перечисленных типов проектных задач весьма различаются как по информативности, так и по методам их построения.

Например, для энергобалансных и поверочных задач на стадиях эскизного и технического проектирования достаточно широко используются модели генераторов и аккумуляторов на уровне режимных параметров. Такие модели построены в большинстве случаев либо путем статистической обработки экспериментальных данных, либо использованием аналитических зависимостей на базе основных уравнений процессов.

Для решения оптимизационных задач проектирования методический подход поуровневой оптимизации энергоустановки предполагает путем разделения процесса оптимизации на уровни осуществлять переход к ряду параллельно или

последовательно решаемых однокритериальных задач. При этом результат оптимизации на верхнем уровне является ограничением для задачи оптимизации более низкого уровня.

Математически задача оптимизации СЭС сводится к многопараметрической и многокритериальной задаче, а применяемые методы оптимизации охватывают широкий спектр известных методов решения задач математического программирования и зависят от степени сложности математической модели СЭС. Причем характерно решение задачи в рамках либо дискретного, либо непрерывного программирования с использованием прямых методов оптимизации (дискретных - сканирования, направленного перебора, метода возможных вариантов, ветвей и границ, различных модификаций метода сеток и др.; непрерывных - различных модификаций градиентных и других методов). Задачу осложняет наличие комплекса ограничений типа равенств и неравенств как на значения оптимизируемых параметров, так и функционального типа.

Многие задачи оптимизации СЭС относятся к задачам нелинейного программирования. Как правило, для решения таких задач разрабатываются искусственные приемы, позволяющие свести подобные задачи к какому-либо частному типу, для которого имеются разработанные методы решения.

Одним из таких приемов является преобразование независимых переменных к какому-либо одному типу (непрерывных либо дискретных переменных), другим - разделение общей задачи на два взаимосвязанных этапа (дискретной и непрерывной оптимизации), для каждого из которых можно было бы использовать стандартные методы. Характерна также тенденция к линеаризации математической модели СЭС при решении сложных задач и применению при этом методов линейного программирования (например, симплекс-метода и других).

Таким образом, в каждом конкретном случае разрабатывается специальный метод оптимизации, учитывающий специфику СЭС как объекта оптимизации.

Параллельно с математическим моделированием дальнейшее развитие получило и физическое моделирование с имитацией на экспериментальных установках как функционирования отдельных агрегатов и систем СЭС, так и внешних воздействий на эти системы (или агрегаты).

В последнее время развивается тенденция применения масштабных физических моделей СЭС. Такой моделью могут служить одна-две реальные подсистемы СЭС, работающие в реальном масштабе времени в сочетании с компьютерной имитацией условий работы системы. Применяются и аналого-физические моделирующие комплексы для отработки, например, испытательных программ и алгоритмов натуральных испытаний полноразмерных СЭС.

Достаточный уровень информативности моделей при этом определяется на основании анализа исходной информации, целей и условий моделирования. В качестве следующего шага определяется уровень декомпозиции системы, соответствующий принятому уровню информативности. Затем на требуемом уровне декомпозиции осуществляются идентификация, синтез и проверка адекватности моделей СЭС, агрегатов, узлов или их элементов.

Рекомендуемая литература

1. Авиационная электротехника. Методические указания слушателям по изучению дисциплины. Часть 2. Под ред. Ю. Г. Иванишина. М.: Издание ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1986.
2. Авиационная электротехника. Под редакцией Ю. П. Доброленского. М.: Издание ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1987.
3. Анализ путей рекуперации электрической энергии на борту летательного аппарата. Богданов А.А., Халютин С.П., Харьков В.П. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2014. № 2. С. 208-212.
4. Воронович С.А., Жмуров Б.В. Тенденции развития электроэнергетических систем беспилотных летательных аппаратов. Интеграл. 2010. № 2. С. 8-11.
5. Горшков П.С., Алексахин А.А., Сухомлинов Д.В., Урсу В.Е. Архитектура программного комплекса для анализа и проектирования электрической энергетической системы воздушного судна. Сочи: Сборник материалов международной научно-практической конференции «Инфо-2012», 2012.
6. Горшков П.С., Бачкало Б.И. Ресурсно-ограничительный метод исследования сложных информационных систем. Труды международного симпозиума "Надежность и качество". 2008. Т. 1. С. 274-277.
7. Горшков П.С., Жмуров Б.В., Халютин С.П. Моделирование жизненного цикла авиационного оборудования на основе ресурсно-ограничительного подхода. Труды международного симпозиума "Надежность и качество". 2009. Т. 1. С. 384-386.
8. Горшков П.С., Халютин С.П., Омельченко В.П., Подлесских А.А. Открытая информационная система поддержки расчетов в электроэнергетических системах. Сочи: Сборник материалов международной научно-практической конференции «Инфо-2011», 2011.
9. ГОСТ 19838-82 Характеристика контролепригодности изделий авиационной техники. Правила изложения и оформления. – М.: Изд-во стандартов, 1982.
10. ГОСТ 24898-81 - Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Методика расчета показателей безотказности. – М.: Изд-во стандартов, 1981.
11. ГОСТ В 23743-88 Изделия авиационной техники. Номенклатура показателей безопасности полета, надежности, контролепригодности, эксплуатационной и ремонтной технологичности. – М.: Изд-во стандартов, 1988.
12. ГОСТ Р 54073-2017 Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии.
13. ГОСТ Р ИСО/МЭК 7498-1-99 Информационная технология. Взаимосвязь открытых систем. Базовая эталонная модель. Часть 1. Базовая модель. – М.: Изд-во стандартов, 1999.
14. ГОСТ РВ 15.110—2003 Система разработки и постановки продукции на производство. Военная техника. Документация отчетная научно-техническая на научно-исследовательские работы, аванпроекты и опытно-конструкторские работы. Основные положения. – М.: Изд-во стандартов, 2003.

15. ГОСТ РВ 15.203—2001 Система разработки и постановки продукции на производство. Военная техника. Порядок выполнения опытно-конструкторских работ по созданию изделий и их составных частей. Основные положения. – М.: Изд-во стандартов, 2001.
16. ГОСТ РВ 20.39.309-98 Комплексная система общих технических требований. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения конструктивно-технические требования. – М.: Изд-во стандартов, 1998.
17. ГОСТ РВ 20.57.304-98 Методы оценки соответствия требованиям к надежности. – М.: Изд-во стандартов, 1998.
18. Грузков С.А., Останин С.Ю., Сугробов А.М., Токарев А.Б., Тыричев П.А. Электрооборудование летательных аппаратов. Том 1. Системы электрооборудования летательных аппаратов. М.: Изд-во МЭИ, 2005, 568 с.
19. Добровольский Ю. А., Павлов В. О., Левченко А. В. Перспективные источники энергии для авиации // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского. 2015. С. 51–52.
20. Жмуров Б.В., Корнилов С.В. Расчет бортовой электрической сети воздушного судна с учетом влияния точности регулирования напряжения. Информационно-измерительные и управляющие системы. 2008. Т. 6. № 11. С. 83-86.
21. Жмуров Б.В., Халютин С.П. Структурно-функциональное моделирование электроэнергетических систем самолета. Проблемы безопасности полетов. 2009. № 6. с. 45-53.
22. Жмуров Б.В., Халютин С.П., Корнилов С.В. Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем самолета. Проблемы безопасности полетов. 2009. № 8. С. 53-62.
23. Интеллектуальное распределительное устройство постоянного тока. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Харьков В.П., Дерех А.Я. патент на изобретение RUS 2531907 28.02.2013.
24. Информационная технология — интерфейс мобильной операционной системы (POSIX). Часть 1: Интерфейс прикладных программ (API) [Язык программирования C]: в 2 т. — М.: НИИСИ РАН, 1999.
25. Информационно-энергетическая методика проектирования энергокомплекса летательных аппаратов с электрической тягой. Жмуров Б.В., Халютин С.П., Давидов А.О. Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2017. Т. 20. № 1. С. 167-176.
26. К вопросу о применении объектно-энергетических диаграмм. Халютин С.П. Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий. 2007. № 1. С. 96-98.
27. К оценке объема энергии для полностью электрического самолета. Халютин С.П. Труды международного симпозиума Надежность и качество. 2015. Т. 2. С. 85-87.

28. Капелько К.В. Основы проектирования, разработки и испытаний систем автономного электроснабжения. Часть I. Основы построения систем автономного электроснабжения. – М.: Военная академия имени Ф.Э. Дзержинского, 1995 – 156 с.
29. Лёвин А. В. Электрический самолет: концепция и технологии / С. М. Мусин, С. А. Харитонов, К.Л.Ковалев, А.А.Герасин, С. П. Халютин. Уфа: УГАТУ, 2014. 388 с.
30. Лёвин А. В., Халютин С. П., Жмуров Б. В. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 213 (3). С. 50–57.
31. Методика синтеза структурных схем системы электроснабжения воздушных судов. Потёмкин А.В., Горшков П.С., Халютин С.П. Труды международного симпозиума Надежность и качество. 2013. Т. 1. С. 318-321.
32. Методические указания слушателям по изучению дисциплины Электротехника (с примерами решения задач). Под ред. В. С. Горохова. М.: Издание ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1985.
33. Обобщённая симметричная формула метода эквивалентного генератора на основе разложения переменной (напряжения, тока) по слагаемым определителя. Халютин С.П., Титов А.А. Электричество. 2011. № 6. С. 62-70.
34. Основы теории цепей. Учебник для вузов. Г. В. Зевеке, П. А. Ионкин, А. В. Нетушил, С. В. Страхов. Изд.- 4-е, переработанное. М.: Энергия, 1975.
35. Основы теории цепей. Учебник для вузов. Г. В. Зевеке, П. А. Ионкин, А. В. Нетушил, С. В. Страхов. Изд.- 5-е, переработанное. М.: Энергоиздат, 1989.
36. Основы электротехники. Т. 1: Физические основы электротехники. Проф. К. А. Круг. Москва, Ленинград: Государственное энергетическое издательство, 1946.
37. ОСТ 1 00132-97 Надежность изделий авиационной техники. Методы количественного анализа безотказности функциональных систем при проектировании самолетов и вертолетов.
38. ОСТ 1 00155-74 Сети электрические бортовые летательных аппаратов. Требования к разработке.
39. ОСТ 1 00195-76 Аппараты защиты бортовых электрических сетей самолетов и вертолетов. Методика выбора и проверки правильности установки в системах электроснабжения.
40. ОСТ 1 00221-84 Отраслевая система обеспечения единства измерений. Метрологическая экспертиза технических заданий, конструкторской и технологической документации. Организация и порядок проведения
41. ОСТ 1 00239-77 Сети электрические бортовые летательных аппаратов. Требования к электрическим жгутам.
42. ОСТ 1 00277-78 Обозначения условные буквенно-цифровые в электрических схемах самолетов и вертолетов.
43. ОСТ 1 00289-78 Контактторы и выключатели электромагнитные. Правила выбора, установки и эксплуатации.

44. ОСТ 1 00367-80 Сети электрические бортовые. Порядок разработки, утверждения и проверки контрольных образцов (эталонов).
45. ОСТ 1 00392-80 Аппараты коммутационные. Методика определения параметров нагрузок и выбора аппаратов по параметрам коммутируемой нагрузки.
46. ОСТ 1 00394-80 Системы распределения электроэнергии самолетов и вертолетов. Методика расчета показателей безотказности.
47. ОСТ 1 00440-2002 Надежность изделий авиационной техники. Методы расчета показателей безотказности систем на этапе проектирования с применением персональных ЭВМ.
48. ОСТ 1 00485-83 Система автоматизированного проектирования. Правила выполнения конструкторских документов на схемы электрических соединений внутреннего монтажа.
49. ОСТ 1 00615-73 Узлы и детали крепления трубопроводов, экранированных шлангов, электропроводов и жгутов. Общие технические условия.
50. ОСТ 1 00778-91 Предохранители малоинерционные. Общие технические требования.
51. ОСТ 1 00778-94 ВД Предохранители малоинтерционные. Общие технические условия.
52. ОСТ 1 00782-85 ВД Контактторы электромагнитные. Общие технические условия.
53. ОСТ 1 00818-86 Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования к структуре типовых систем.
54. ОСТ 1 00822-88 Жгуты бортовые электрические летательных аппаратов. Приемка и методы испытаний.
55. ОСТ 1 01025-82 Экранирование проводов, жгутов, кабелей и металлизация самолетов (вертолетов). Общие технические требования.
56. ОСТ 1 01033-90 Аппараты электрические коммутационные электромагнитные. Общие технические требования.
57. ОСТ 1 01035-94 ВД Автоматы защиты сети. Общие технические условия.
58. ОСТ 1 01078-98 Аппараты защиты и коммутации бесконтактные. Общие технические требования.
59. ОСТ 1 01116-94 ВД Аппараты электрические коммутационные. Общие технические условия.
60. ОСТ 1 01169-89 Оборудование бортовое радиоэлектронное и электротехническое самолетов и вертолетов. Методы стендовых испытаний на создаваемые электромагнитные помехи и восприимчивость к ним.
61. ОСТ 1 02702-90 Батареи аккумуляторные авиационные. Методы выбора, требования к установке и эксплуатации.
62. ОСТ 1 02767-97 Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Методика расчета показателей безотказности.
63. ОСТ 1 02768-97 Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Нормы показателей безотказности.

64. Потёмкин А.В. Методика синтеза структурных схем авиационных систем электроснабжения на основе ресурсно-ограничительного подхода. Труды международной научно-практической конференции (ИНФО-2012). 2012.
65. Потёмкин А.В., Горшков П.С., Жмуров Б.В. Синтез методики проектирования системы электроснабжения воздушного судна на основе ресурсно-ограничительного подхода. Труды международного симпозиума "Надежность и качество". 2012. Т. 1. С. 483-484.
66. Проф. К. А. Круг. Москва, Ленинград: Государственное энергетическое издательство, 1946.
67. Сборник задач и упражнений по теоретическим основам электротехники. Под ред. проф. П. А. Ионкина. М.: Энергоиздат, 1982.
68. Системы электроснабжения летательных аппаратов. Учебник под ред. Халютин С.П. — М.: ВВА, 2010 – 428 с.
69. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования. Лёвин А.В., Халютин С.П., Жмуров Б.В. Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2015. № 213 (3). С. 50-57.
70. Теоретические основы электротехники. Т. 1: Учебник для вузов. К. С. Демирчян, Л. Р. Нейман, Н. В. Коровкин, В. Л. Чечурин. Изд.-4-е дополненное для самостоятельного изучения курса. Москва, Санкт-Петербург, Самара, Киев, Харьков, Минск, 2003.
71. Теоретические основы электротехники. Т. 1: Учебник для электротехнических вузов. Под ред. П. А. Ионкина. Изд. – 2-е; М.: Высш. шк., 1976.
72. Теоретические основы электротехники. Т. 2: Учебник для вузов. К. С. Демирчян, Л. Р. Нейман, Н. В. Коровкин, В. Л. Чечурин. Изд.-4-е дополненное для самостоятельного изучения курса. Москва, Санкт-Петербург, Самара, Киев, Харьков, Минск, 2003.
73. Теоретические основы электротехники. Т. 2: Учебник для электротехнических вузов. Под ред. П. А. Ионкина. Изд. – 2-е; М.: Высш. шк., 1976.
74. Титов А.А., Халютин С.П. Метод предельных состояний. Символьный анализ электрических цепей. -М.: Изд. ВВИА, 2009.
75. Третья теорема Кирхгофа и ее новая форма. Титов А.А., Халютин С.П. Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий. 2010. № 1. С. 279-283.
76. Халютин С.П., Горшков П.С., Жмуров Б.В., Патрикеев А.П. Автоматизация проектирования систем электроснабжения воздушных судов. - М.: Изд. ООО «Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского», 2015.
77. Халютин С. П. Системы электроснабжения летательных аппаратов: учебник / Б.В.Жмуров, М. Л. Тюляев, В. В. Иванов, В. А. Савенко, С. М. Мусин. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2010. 427 с.
78. Халютин С. П. Электрификация летательных аппаратов – от ПЕ-2 до полностью электрического самолета. Направления исследований // Электропитание. 2018. № 4. С. 4–26.

79. Халютин С. П. Электрификация самолета. Возможности и противоречия // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского. 2017. № 5. С. 57–77.
80. Халютин С. П. Электрический самолет. Системный подход // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 72–76.
81. Халютин С. П., Халютин О. С. Новые возможности самолетов на электрической тяге // Труды международного симпозиума «Надежность и качество». 2017. Т. 2. С. 291–294.
82. Халютин С.П. Моделирование сложных электроэнергетических систем летательных аппаратов / С.П. Халютин, М.Л. Тюляев, Б.В. Жмуров, И.Е. Старостин. Монография. – М.: Издание ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2010. – 188 с.
83. Халютин С.П., Жмуров Б.В. Алгоритм определения состава и параметров первичных источников электроэнергии БПЛА. Труды международного симпозиума "Надежность и качество". 2010. Т. I. С. 425-429.
84. Халютин С.П., Жмуров Б.В. Структурно-функциональное моделирование электроэнергетических систем самолета. М.: Проблемы безопасности полетов. 2009. № 6. С. 45-53.
85. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Корнилов С.В. Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем самолета. М.: Проблемы безопасности полетов. 2009. № 8. С. 53-62.
86. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Матюшина А.В. Особенности выбора структуры системы электроснабжения летательного аппарата по циклограмме потребления мощности. Труды международного симпозиума "Надежность и качество". 2012. Т. 1. С. 493-494.
87. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Морошкин Я.В. Моделирование ненормальных режимов систем электроснабжения летательных аппаратов на основе объектно-энергетического подхода. Труды международного симпозиума "Надежность и качество". 2008. Т. 1. С. 391-394.
88. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Тюляев М.Л. и др. Системы электроснабжения воздушных судов, под редакцией Халютина С.П. - М.: учебник. Изд-во ВУНЦ ВВС, 2010.
89. Халютин С.П., Титов А.А. О некоторых разделах теоретической электротехники. Монография. – М.: Изд. ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», 2010.
90. Халютин С.П., Харьков В.П., Лёвин А.В., Жмуров Б.В., Богданов А.А. Электрификация самолётов. Современное состояние и тенденции Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий. 2014. № 1. С. 555-558.
91. Электрический самолет: прошлое, настоящее, будущее. Халютин С.П. Авиапанорама: Международный авиационно-космический журнал. 2016. № 6 (120). С. 42.

Содержание

Введение	3
1. ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ	4
1.1 Электротехнический комплекс	4
1.2 Обзор и анализ существующих электроэнергетических комплексов воздушных судов.....	8
1.3 Анализ задач, выполняемых современными электроэнергетическими комплексами воздушных судов	23
1.4 Анализ уровня электрификации самолетов и перспектив создания более электрического самолета	27
1.5 Анализ составных частей современных электроэнергетических комплексов их достоинства и недостатки	29
2. ПОВЫШЕНИЕ ЭЛЕКТРИФИКАЦИИ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ	48
2.1 Электрический самолёт: прошлое	49
2.2 Электрический самолёт: настоящее	51
2.3 Электрический самолёт: будущее	56
3. МОДЕЛИРОВАНИЕ НА РАЗЛИЧНЫХ СТАДИЯХ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ.....	60
3.1 Задачи моделирования СЭС на различных стадиях жизненного цикла	60
3.2 Проблема рационального моделирования СЭС и основные концепции ее решения	65
3.3 Технология построения структур моделей СЭС, их отдельных узлов и элементов	74
3.4 Особенности применения моделирования в практике проектирования, отладки и испытаний СЭС	77
Рекомендуемая литература.....	82