

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.017.1

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ НА АРХИТЕКТУРУ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТА

Губернаторов К.Н.* , Киселев М.А.** , Морошкин Я.В.*** , Чекин А.Ю.****

*Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем,
ГосНИИАС, ул. Викторенко, 7, Москва, 125319, Россия*

* *e-mail: kngubernatorov@2100.gosniias.ru*

** *e-mail: makiselev@2100.gosniias.ru*

*** *e-mail: yvmoroshkin@2100.gosniias.ru*

**** *e-mail: aychekin@2100.gosniias.ru*

Статья поступила в редакцию 05.12.2018

Безопасность полета современного магистрального пассажирского самолета в значительной степени зависит от надежности системы электроснабжения. К надежности этой системы предъявляются жесткие требования, которые изложены, в частности, в авиационных правилах АП-25, где указано, что функциональный отказ системы генерирования электроэнергии должен быть практически невероятным событием. Требуемое значение вероятности функционального отказа этой системы на час полета должно составлять не более 10^{-9} . Для достижения такого уровня надежности разработчикам приходится устанавливать на борт самолета кроме основной, как правило, дублированной системы электроснабжения, еще и аварийную систему, что в целом приводит к значительному увеличению массы и габаритов и, в конечном счете, к снижению показателя топливной эффективности самолета. В статье предлагается подход, построенный на повышении надежности системы электроснабжения на основе структурного резервирования ее ключевых элементов: электрических генераторов и преобразователей, направленный на уменьшение общего количества каналов системы электроснабжения на борту воздушного судна и, как следствие, на снижение массы, габаритов и сложности системы электроснабжения.

Ключевые слова: надежность системы, архитектура систем самолета, более электрифицированный самолет, безопасность полета.

Введение

В российском, а также в зарубежном авиапроме ведется работа по улучшению экономичности, летно-технических характеристик летательных аппаратов, комфорта для пассажиров, уменьше-

нию воздействия на окружающую среду. Одним из способов решения данной задачи является концепция более электрифицированного самолета, которая предполагает перевод воздушного судна на единый вид энергии (электрической) и исклю-

чение (существенное сокращение) гидравлической и пневматической систем. Поэтому влияние системы электроснабжения на безопасность полета в перспективе будет только возрастать. Авиационные правила АП-25 [11] (например, пункт 25.1351 (d)) предъявляют жесткие требования к надежности системы электроснабжения. Текущий уровень показателей надежности ключевых элементов системы электроснабжения (генераторов, преобразователей и др.) не может обеспечить практически невероятное событие функционального отказа системы генерирования электроэнергии. Поэтому разработчикам системы электроснабжения приходится устанавливать на борт аварийные источники электропитания для обеспечения питания приемников первой категории при отказе или отключении основных источников на время до момента завершения полета и безопасной посадки или до момента запуска вспомогательной силовой установки (ВСУ) или выпускаемой в воздушный поток турбины [8].

В качестве примера на рис. 1 показана схема системы электроснабжения самолета Boeing-787.

На самолете установлено семь генераторов переменного тока и десять преобразователей [7], из них в полете работают не все: аварийные подключаются лишь в случае отказа основных источников энергии [20].

Аварийные источники электропитания и связанная с ними система кабелей и коммутации имеют значительную массу и занимаемый объем. Например, на самолете МС-21 масса аварийных источников электроэнергии составляет около 80% от массы основных источников (таблица).

Отсюда можно заключить, что для обеспечения требований безопасности разработчики системы электроснабжения вынуждены устанавливать на борт еще одну практически полноценную систему генерирования электроэнергии (рис. 2). Здесь необходимо добавить, что, кроме функции генерирования, аварийные источники имеют такие функции, как автономный запуск маршевых двигателей, посредством ВСУ, сглаживание аккумуляторами пульсаций напряжения в системе постоянного тока и другие. Однако указанные функции в данной статье не принимаются во внима-

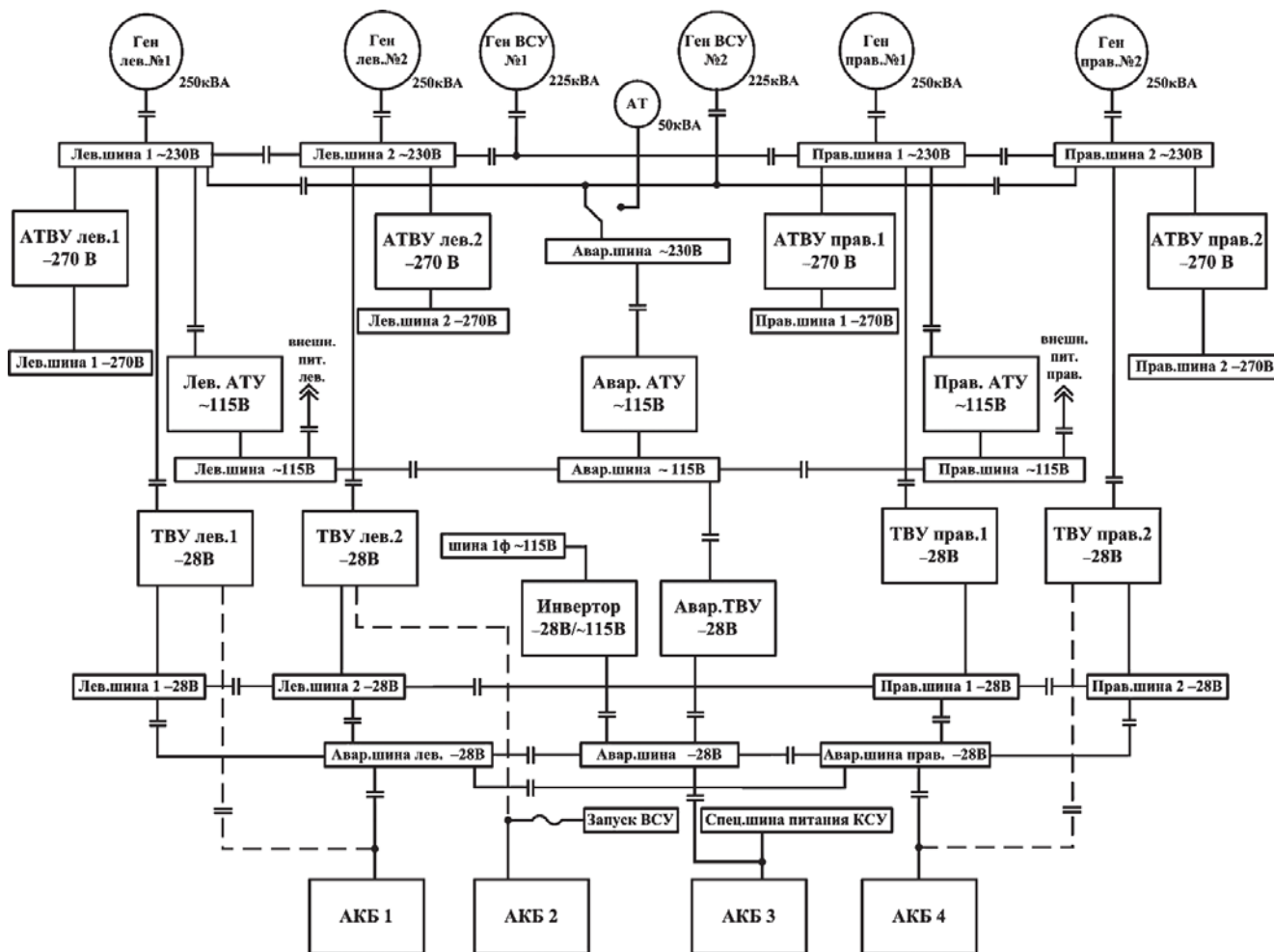


Рис. 1. Система электроснабжения самолета Boeing-787

Массовые характеристики элементов системы электроснабжения самолета МС-21

Агрегат	Масса, кг	Количество	Общая масса, кг
Основная система генерирования			
Генератор переменной частоты	129	2	258
Блок управления генератором	11,5	2	23
Блок защиты от перенапряжения	7	2	14
Трансформаторно-выпрямительное устройство	23,5	4	94
Сумма			389
Аварийная система генерирования			
Стартер-генератор ВСУ	66,5	1	66,5
Блок управления стартер-генератором	35,9	1	35,9
Ветрогенератор	10	1	10
Блок управления ветрогенератором	2,2	1	2,2
Аккумуляторная батарея 27 А·ч	57	2	114
Аккумуляторная батарея 40 А·ч	77	1	77
Сумма			305,6

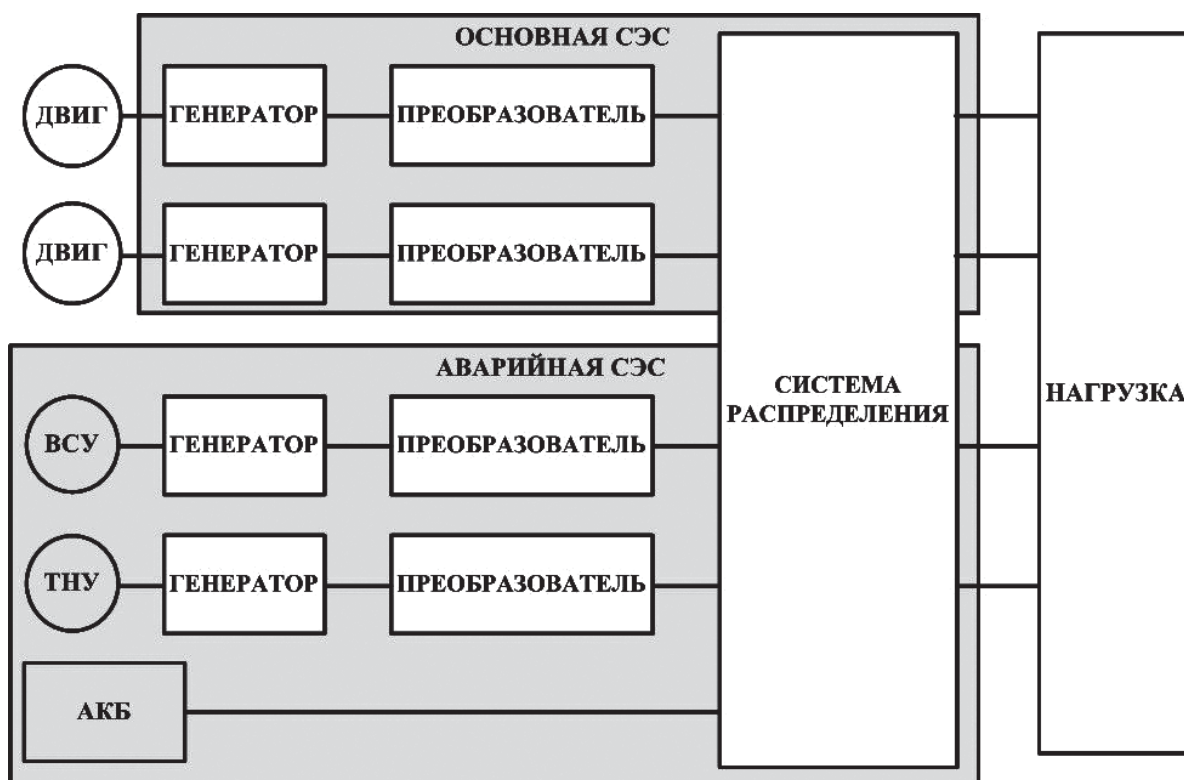


Рис. 2. Архитектура системы электроснабжения современного самолета: ДВИГ – турбореактивный двигатель; ВСУ – вспомогательная силовая установка; ТНУ – турбонасосная установка (ветряк); АКБ – аккумуляторные батареи

ние. Основной акцент делается на формирование архитектуры системы генерирования, удовлетворяющей нормативным требованиям и имеющей минимальный набор элементов, с целью уменьшения массогабаритных показателей системы в целом.

Подход к формированию архитектуры системы электроснабжения

Формирование архитектуры системы электроснабжения с минимальными массогабаритными показателями будем выполнять исходя из следующих рассуждений.

За основу примем требование безопасности из авиационных правил АП-25 пункт 25.1351 (d): «**Полет при отсутствии нормального электропитания.** Если не показано, что функциональный отказ системы генерирования является событием практически невероятным, должны выполняться следующие требования: 1) Для приемников электроэнергии, необходимых для завершения полета и выполнения безопасной посадки, должны устанавливаться аварийные (альтернативные) источники электропитания...» [11].

Указанное требование можно интерпретировать так: если обеспечить надежность системы генерирования, делающую ее функциональный отказ событием практически невероятным, то аварийные (альтернативные) источники электропитания не требуются.

Также примем во внимание пункт 25.1309 (b): «Системы самолета и связанные с ними компоненты, рассматриваемые отдельно и во взаимосвязи с другими системами, должны быть спроектированы таким образом, чтобы 1) Любое катастрофическое отказное состояние: ii) не возникало в результате единичного отказа» [11]. То есть, если разработать систему электроснабжения с одним каналом системы электроснабжения, у которой единичный функциональный отказ является событием практически невероятным, то она также не будет удовлетворять требованиям, так как при отказе только генератора или преобразователя возникнет катастрофическое отказное состояние. Отсюда можно заключить, что минимальное количество каналов системы электроснабжения – это два канала. Последнее утверждение регламентировано рекомендательным циркуляром РЦ25.1309 [15] (пункт 5.b.2.ii).

Оценочный расчет надежности

При расчете надежности авиационных систем необходимо пользоваться Руководством 4761, в котором указаны методы оценки безопасности

систем и бортового оборудования [12]. Одним из методов оценки является анализ дерева отказов, который основывается на теории надежности технических систем [3, 10]. Согласно этой теории, система с параллельным соединением подсистем, представленная на рис. 3, переходит в состояние полного отказа после отказа всех подсистем.

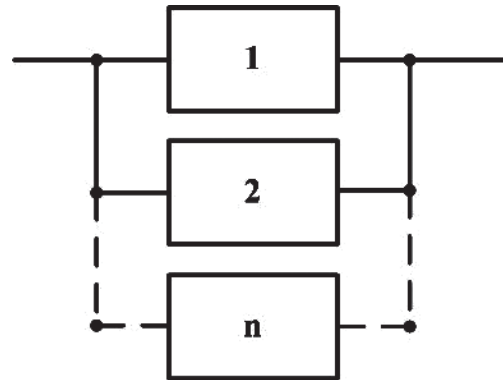


Рис. 3. Система с параллельно работающими подсистемами

Вероятность отказа параллельно работающих независимых систем определяется по правилу произведения вероятностей:

$$Q_p = \prod_{i=1}^n (q_i), \quad (1)$$

где Q – вероятность полного отказа системы;
 q_i – вероятность отказа i -й подсистемы;
 n – количество параллельно работающих подсистем.

Если подсистемы идентичны, то формула (1) преобразуется в следующую:

$$Q_p = q^n. \quad (2)$$

По формуле (2) можно определить максимальное значение вероятности отказа подсистемы:

$$q_{\max} = \sqrt[n]{Q_{\max}}. \quad (3)$$

В случае работы двух параллельных подсистем:

$$q_{\max_2} = \sqrt[2]{Q_{\max}}, \quad (4)$$

трех:

$$q_{\max_3} = \sqrt[3]{Q_{\max}}. \quad (5)$$

Для дальнейших расчетов необходимо ввести определение численного значения вероятности возникновения события практически невероятного, которое составляет менее 10^{-9} на час полета -

(АП-25, раздел «Определение и терминология, относящиеся к общим требованиям к летной годности самолета при отказах функциональных систем» [11]). Таким образом, вероятность полного отказа за час полета системы электроснабжения должна быть не более

$$Q_{\max} = 10^{-9}. \tag{6}$$

Подставляя (6) в (4) и (5), получим требуемое максимальное значение вероятности отказа за час полета двух и трех параллельно работающих подсистем соответственно:

$$q_{\max_2} = \sqrt[2]{Q_{\max}} = \sqrt[2]{10^{-9}} = 3,162 \cdot 10^{-5}; \tag{7}$$

$$q_{\max_3} = \sqrt[3]{Q_{\max}} = \sqrt[3]{10^{-9}} = 10^{-3}. \tag{8}$$

Здесь можно сделать предварительный вывод о том, что при значениях вероятности отказа одного канала системы питания энергией менее $3,162 \cdot 10^{-5}$, но более 10^{-9} за час работы требуется применение архитектуры системы электроснабжения с двумя одинаковыми параллельно работающими каналами. Если же вероятность отказа более $3,162 \cdot 10^{-5}$, но менее 10^{-3} за час работы, то требуется применение архитектуры системы электроснабжения с тремя одинаковыми параллельно работающими каналами. Четырехкратное резервирование не имеет смысла рассматривать, так как система электроснабжения в таком случае будет явно переразмерена.

Вероятность отказа последовательно соединенных элементов (рис. 4) определяется по формуле

$$Q_S = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - q_i), \tag{9}$$

где Q_S – вероятность отказа системы с последовательно соединенными элементами с вероятностями отказа каждого элемента q_i .

При малых значениях q_i вероятность отказа системы с последовательно соединенными элементами можно рассчитывать по приближенной формуле



Рис. 4. Система с последовательным соединением подсистем

$$Q_S \approx \sum_{i=1}^n q_i. \tag{10}$$

Анализ показателей надежности существующих элементов системы электроснабжения

Традиционно основной канал системы электроснабжения состоит из системы генерирования, системы преобразования и системы распределения.

Самым распространенным летающим типом генераторов является бесколлекторный трехкаскадный генератор с возбудителем и подвозбудителем, обладающий следующими преимуществами. Во-первых, относительно несложное управление амплитудой выходного напряжения генератора позволяет достичь высоких удельных массогабаритных параметров; во-вторых, генератор имеет высокие показатели надежности из-за отсутствия щеточно-коллекторного узла. Однако значения вероятности отказа генератора лежат в диапазоне $10^{-4} - 10^{-3}$ и не могут быть снижены, поскольку определяются уровнем надежности вращающихся на роторе выпрямителей и вращающейся обмотки возбуждения.

В этой связи альтернативой бесколлекторному трехкаскадному генератору может быть магнитоэлектрический генератор, на вращающемся валу которого отсутствуют обмотки и полупроводниковые устройства. Принципиальные технические проблемы, препятствующие его широкому внедрению, к настоящему времени решены. В частности, высокая надежность крепления магнитов на валу может быть обеспечена, например, за счет конструктивных решений, предложенных в совместной работе ГосНИИАС и УГАТУ (рис. 5) [9].

Надежность работы магнитоэлектрического генератора зависит от надежности механической трансмиссии и от работы его элементов: статора, статорной обмотки, ротора, фланцев и подшипниковых узлов. Самым слабым звеном в магнитоэлектрическом генераторе с точки зрения надежности является подшипниковый узел, вероятность отказа которого выше $10^{-7} - 10^{-6}$. Так как в одном генераторе минимум два подшипниковых узла, то вероятность отказа повышается вдвое. Также необходимо учитывать вероятность отказа статорной обмотки магнитоэлектрического генератора. Однако, если при расчете обмотки генератора будут учтены аварийные режимы типа короткого замыкания, то вероятность отказа обмотки будет не выше $10^{-9} - 10^{-8}$. Отсюда суммарная вероятность

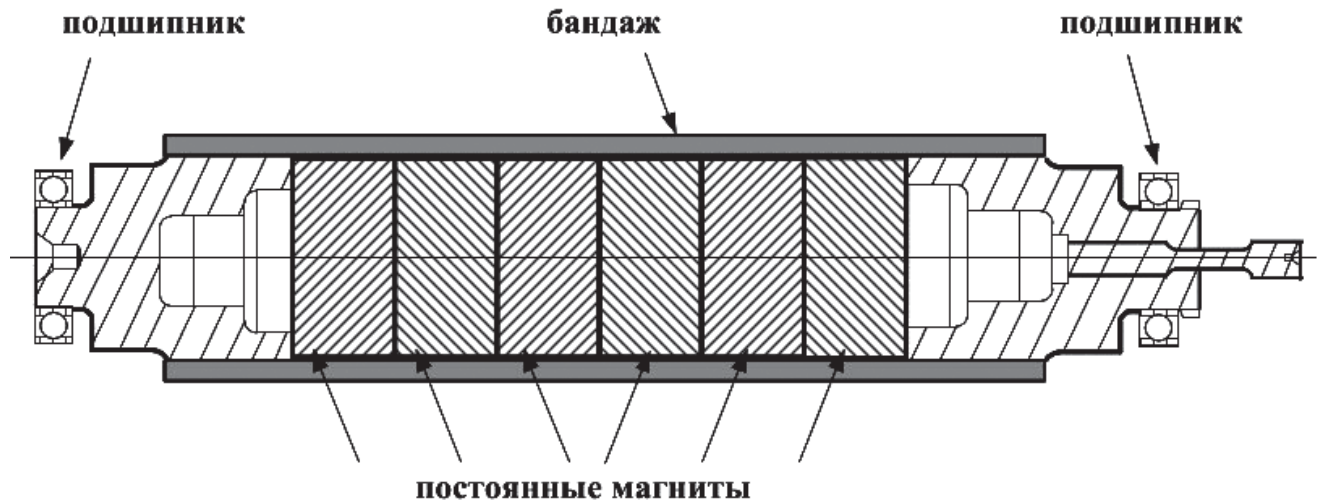


Рис. 5. Ротор магнитоэлектрического генератора

отказа магнитоэлектрического генератора может быть не хуже $q_{gen} = 10^{-5}$.

Магнитоэлектрический генератор выдает нестабилизированное напряжение и нестабилизированную частоту вследствие непостоянной частоты вращения ротора [19]. Такой вид электрической энергии может использоваться, например, в системах отопления и противообледенительных системах. В то же время существуют целый ряд потребителей, требующих электроэнергию постоянного тока или стабилизированной частоты. В качестве преобразователей энергии с высокими показателями энергоэффективности и надежности выступают преобразователи на основе силовых полупроводниковых элементов: IGBT, MOSFET транзисторов [4, 2, 16]. Надежность последних достигает следующих показателей: вероятность отказа силового модуля равна 10^{-6} за час работы с драйвером управления и 10^{-7} — без драйвера [1, 5, 13]. Один преобразователь трехфазного переменного тока в постоянный содержит минимум шесть параллельно-последовательных соединенных электрически силовых модулей, выход из строя хотя бы одного из них приводит к выходу из строя (существенной деградации характеристик) преобразователя в целом. То есть вероятность отказа преобразователя в шесть раз выше вероятности отказа одного силового модуля. Кроме того, управление силовыми преобразователями осуществляется микроконтроллерами или другими электронными устройствами с недостаточно высоким уровнем надежности. Вероятность отказа таких электронных устройств не ниже 10^{-5} . Отсюда вероятность отказа полупроводникового преобразо-

вателя превышает $q_{conv} = 10^{-5}$. Однако, используя структурное резервирование, как это предложено в работе [6] (рис. 6), можно снизить вероятность полного отказа полупроводникового преобразователя до значений 10^{-10} за час работы.

Основным элементом современной системы распределения также является силовой полупроводник. Поэтому значения вероятностей отказа, приведенные для преобразователя, являются аналогичными и для системы распределения:

$$q_{dist} = 10^{-5}.$$

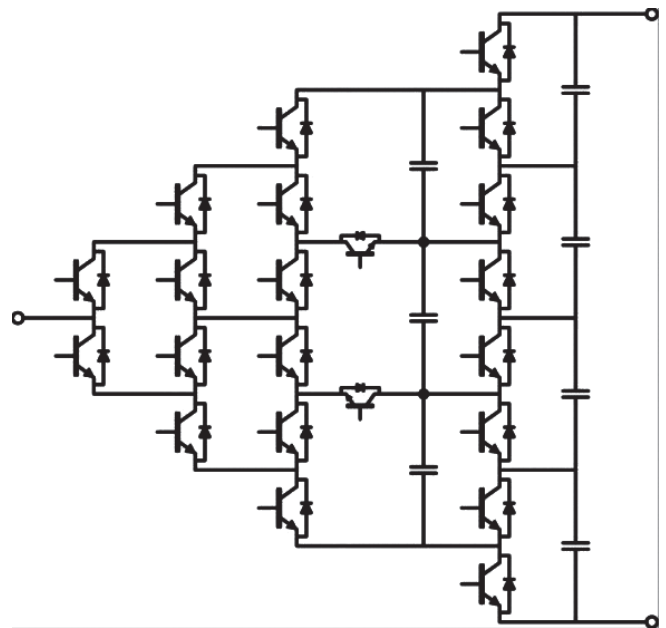


Рис. 6. Схема многоуровневого отказоустойчивого преобразователя электрической энергии

Остальные элементы системы электроснабжения, такие как силовые шины, проводники, клеммы, являются высоконадежными устройствами и имеют значения вероятности отказа менее 10^{-12} — 10^{-10} [18]. С учетом протяженности проводников и количества соединений вероятность отказа электрической сети не превышает уровня $q_{net} = 10^{-6}$.

Таким образом, суммируя приведенные значения вероятностей отказов генератора, преобразователя, системы распределения и соединительной сети по формуле (10), получаем вероятность отказа одного канала системы электроснабжения повышенной надежности:

$$Q_S \approx q_{gen} + q_{conv} + q_{dist} + q_{net} \approx 10^{-5} + 10^{-5} + 10^{-5} + 10^{-6} \approx 3 \cdot 10^{-5}. \quad (11)$$

Полученное значение приближается к уровню требований к надежности двух параллельно работающих каналов, который делает их отказ практически невероятным событием, и допускает, вследствие этого, отказ от применения дополнительной аварийной системы.

Для того чтобы полностью удовлетворить требованиям (7), необходимо повысить надежность и соответственно снизить вероятность отказа канала. Для этого достаточно применить поясненное выше структурное резервирование полупроводниковых элементов внутри блока преобразователя и распределительного устройства, используя, например, результаты той же работы [6].

Снизив вероятность отказа полупроводникового преобразователя и распределительного устройства до уровня 10^{-6} , мы достигнем необходимого уровня вероятности отказа канала и тем самым обеспечим удовлетворение требованиям безопасности с минимальным набором элементов системы электроснабжения.

Структурное резервирование силовых элементов, безусловно, приведет к ухудшению массогабаритных характеристик преобразовательного и распределительного устройства. Однако архитектурно система будет иметь лишь два канала сис-

темы энергоснабжения без использования дополнительных аварийных источников энергии, что позволит снизить массогабаритные характеристики системы в целом при требуемом уровне надежности.

Необходимо добавить, что надежность турбореактивных двигателей не учитывается при расчете надежности системы электроснабжения, так как силовая установка рассматривается как отдельная критическая система с заданной вероятностью отказа не выше 10^{-9} за час полета. Текущий уровень надежности турбореактивных двигателей является приемлемым и обеспечивает заданные требования: вероятность отказа одного современного турбореактивного двигателя $5 \cdot 10^{-6}$ за час полета (наработка на неустраняемое в полете выключение двигателя — не менее 200 000 часов [14]). Следовательно, вероятность одновременного отказа двух современных двигателей есть событие практически невероятное с численным значением $2,5 \cdot 10^{-11}$ за час полета. Механическая передача «турбореактивный двигатель — генератор» сама по себе является надежной подсистемой с вероятностью отказа ниже 10^{-10} — 10^{-9} за час полета и поэтому практически не влияет на надежность системы электроснабжения.

Выводы

На сегодняшний день состояние надежности магнитоэлектрического генератора и полупроводниковых преобразователей позволяет реализовать архитектуру системы электроснабжения с тремя параллельно работающими независимыми каналами без использования аварийных источников питания. При достижении вероятности отказа элементов канала уровня 10^{-6} возможно реализовать архитектуру с двумя параллельно работающими независимыми каналами без использования аварийных источников питания (рис. 7).

Библиографический список

1. Chamund D. IGBT Module Reliability // Application Note. AN5945-6 April 2015 LN32483.
2. Xiao D. On Modern IGBT Modules: Characterization, Reliability and Failure Mechanisms. — Norwegian

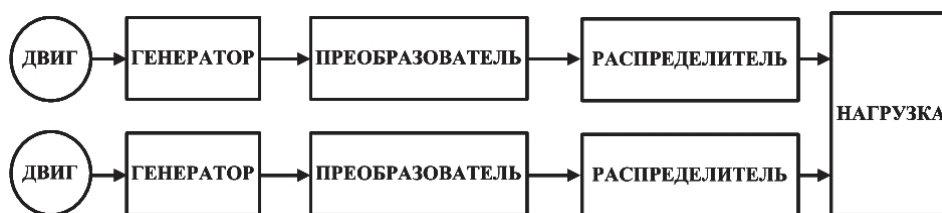


Рис. 7. Архитектура двухканальной системы без использования аварийных источников

- University of Science and Technology Department of Electric Power Engineering. 2010.
3. *Birolini A.* Quality and Reliability of Technical Systems. — Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1994.
 4. *Falek J., Felgemacher C., Rojko A., Liserre M., Zacharias P.* Reliability of Power Electronic Systems: An Industry Perspective // IEEE Industrial Electronics Magazine. 2018. Vol. 12. No. 2, pp. 24-35. DOI: 10.1109/MIE.2018.2825481
 5. SKYPER 32 PRO R, Datasheet — SEMIKRON // <https://www.semikron.com/products/product-classes/igbt-driver/detail/skyper-32-pro-r-l6100202.html>
 6. *Song Y., Wang B.* Survey on Reliability of Power Electronic Systems // IEEE Transactions on Power Electronics. 2013. Vol. 28. No. 1, pp. 591–604. DOI: 10.1109/TPEL.2012.2192503
 7. The alverstoke aviation society guide to aircraft electrical systems, <http://alverstokeaviation.blogspot.com/2016/03/>
 8. ГОСТ Р 54073-2017. Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии. — М.: Стандартинформ, 2018. — 30 с.
 9. *Киселев М.А., Исмаилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Пашали Д.Ю., Бабикова Н.Л.* Интеллектуальный стартер-генератор для системы электроснабжения летательного аппарата с повышенным постоянным напряжением // Электротехника. 2018. №1. С. 3-7.
 10. *Матвеевский В.Р.* Надежность технических систем: Учебное пособие. — М.: Московский государственный институт электроники и математики, 2002. — 113 с.
 11. Авиационные Правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов (утв. МАК), 11.07.2018. URL: <http://legalacts.ru/doc/aviatsionnye-pravila-chast-23-normy-letnoi-godnosti-grazhdanskikh-legkikh/>
 12. Руководство 4761 по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации. — М.: Авиаздат, 2011. — 265 с.
 13. *Колпаков А.* Методы оценки надежности силовых модулей IGBT SEMICRON в предельных режимах // Силовая электроника. 2004. №1. С. 40-45.
 14. ОДК-Пермские моторы. URL: <http://www.pnz.ru/perspective-development/ps-12/>
 15. Рекомендательный циркуляр РЦ 25.1309 «Конструкция и анализ систем», 2018. URL: <http://genew.ru/rekomendatelenij-cirkulyar-rc25-1309-konstrukciya-i-analiz-sis.html?page=10>
 16. *Резников С.Б., Киселев М.А., Морошкин Я.В., Мухин А.А., Харченко И.А.* Система электроснабжения с распределенным дифференциальным звеном постоянного повышенного напряжения и модульно-масштабируемой архитектурой для полностью электрифицированных самолетов // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. №1. С. 157-166.
 17. *Резников С.Б., Киселев М.А., Морошкин Я.В., Мухин А.А., Харченко И.А.* Комбинированный электроэнергетический комплекс с модульно-масштабируемой архитектурой для систем электроснабжения полностью электрифицированных самолетов // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 159-169.
 18. Надежность электрорадиоизделий: Справочник нормативного характера. — М.: 22 ЦНИИИ МО РФ, 2006. — 641 с.
 19. *Гарганеев А.Г., Харитонов С.А.* Перспективные системы электроснабжения самолета с полностью электрифицированным оборудованием // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2009. № 2(20). С. 185-192.
 20. *Moir I., Seabridge A. and Jukes M.* Civil Avionics Systems. — 2nd Edition. — John Wiley & Sons, Ltd. Published, 2013. — 602 p. DOI:10.1002/9781118536704

STUDYING ELEMENTS RELIABILITY IMPACT ON THE AIRCRAFT FUNCTIONAL SYSTEMS ARCHITECTURE

Gubernatorov K.N.* , Kiselev M.A. , Moroshkin Ya.V.*** , Chekin A.Yu.******

*State Institute of Aviation Systems,
7, Viktorenko str., Moscow, 125319, Russia*

* e-mail: kngubernatorov@2100.gosniias.ru

** e-mail: makiselev@2100.gosniias.ru

*** e-mail: yvmoroshkin@2100.gosniias.ru

**** e-mail: aychekin@2100.gosniias.ru

Abstract

The reliability of the more electric aircraft and its systems must not be less than the reliability of the conventional aircraft and systems to meet the required

safety level. The level of the system reliability is specified in the part 25 or 23 of FAR. Power system of the more electric aircraft is a very important system due to the approach of ensuring the dragging and

operating systems, such as control system and landing gear system. The weight-size parameters and the reliability of the more electric aircraft power system are opposite and depend of the power and energy system architecture. This article demonstrates an approach to the architecture design of the more electric aircraft power system, that follows modern trends and ensures the required safety level and minimum volume and mass using state-of-the-art technologies, such as permanent-magnet generator and power electronics.

The current reliability level of power supply system elements (generators, rectifiers) cannot provide an extremely improbable event of the functional failure of the power generation system. Thus, the power supply system designers are forced install emergency (alternative) power sources such as batteries, a RAT, and auxiliary power unit, providing power to important systems to complete the flight and perform a safe landing. These systems for example represent to an engine and an aircraft control system. The emergency (alternative) power supplies and the associated cables and switching system possess a considerable mass and volume. For example, the modern aircraft such as Boeing-787 and Airbus-350 have a very complicated power system to meet the required level of reliability. So these systems employ additional power converters, batteries, ram-air turbines and complicated distribution system. All of these have mass and occupy the aircraft volume.

Here is another example. The MC-21 emergency energy system weight is about 85% of the main energy system weight.

Hence, we can conclude that in order to meet the safety requirements, the power supply system designers should install almost one more power generation system onboard.

It is worth adding, that besides generation function the emergency power sources perform some other functions such main engines on-board starting, voltage ripples smoothing in the DC power systems with batteries and other. However, these functions are not taken into account in the presented article. The main attention is paid to the electric power supply system architecture developing, which meets the safety requirements, and contains minimum set of components to reduce weight-size parameters at large.

Keywords: system reliability, aircraft systems architecture, more electrified aircraft, flight safety.

References

1. Chamund D. IGBT Module Reliability. *Application Note*. AN5945-6 April 2015 LN32483.
2. Xiao D. *On Modern IGBT Modules: Characterization, Reliability and Failure Mechanisms*. Norwegian University of Science and Technology Department of Electric Power Engineering, 2010.
3. Birolini A. *Quality and Reliability of Technical Systems*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1994.
4. Falck J., Felgemacher C., Rojko A., Liserre M., Zacharias P. Reliability of Power Electronic Systems: An Industry Perspective. *IEEE Industrial Electronics Magazine*, 2018, vol. 12, no. 2, pp. 24-35. DOI: 10.1109/MIE.2018.2825481
5. SKYPER 32 PRO R, Datasheet – SEMIKRON, <https://www.semikron.com/products/product-classes/igbt-driver/detail/skyper-32-pro-r-16100202.html>
6. Song Y., Wang B. Survey on Reliability of Power Electronic Systems. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2013, vol. 28, no. 1, pp. 591–604. DOI: 10.1109/TPEL.2012.2192503
7. *The alverstoke aviation society guide to aircraft electrical systems*, <http://alverstokeaviation.blogspot.com/2016/03/>
8. *Sistemy elektrosnabzheniya samoletov i vertoletov. Obshchie trebovaniya i normy kachestva elektroenergii. GOST R 54073-2017* (Power supply systems for aircraft and helicopters. General requirements and norms of electric energy quality, State Standard 54073-2017), Moscow, Standartinform, 2018, 30 p.
9. Kiselev M.A., Ismagilov F.R., Vavilov V.E., Pashali D.Yu., Babikova N.L. *Elektrotehnika*, 2018, no. 1, pp. 3-7.
10. Matveevskii V.R. *Nadezhnost' tekhnicheskikh system* (Reliability of technical systems), Moscow, Moskovskii gosudarstvennyi institut elektroniki i matematiki, 2002, 113 p.
11. *Aviation Rules. Part 23. Airworthiness standards of civil light aircraft* (app. MAC), 11.07.2018. URL: <http://legalacts.ru/doc/aviatsionnye-pravila-chast-23-normy-letnoi-godnosti-grazhdanskikh-legkikh/>
12. *Rukovodstvo 4761 po metodam otsenki bezopasnosti sistem i bortovogo oborudovaniya vozdushnykh sudov grazhdanskoi aviatsii* (Manual 4761 on safety assessment methods for civil aviation aircraft systems and avionics), Moscow, Aviaizdat, 2011, 265 p.
13. Kolpakov A. *Silovaya elektronika*, 2004, no. 1, pp. 40-45.
14. *ODK-Permskie motory*, <http://www.pmz.ru/perspective-development/ps-12/>
15. *Rekomendateln'i tsirkulyar RTs 25.1309 "Konstruktsiya i analiz system"*, 2018, <http://genew.ru/rekomendatelenij-cirkulyar-rc25-1309-konstrukciya-i-analiz-sis.html?page=10>
16. Reznikov S.B., Kiselev M.A., Moroshkin Ya.V., Mukhin A.A., Kharchenko I.A. Electric power supply system with distributed differential high voltage dc-link and modular-scalable architecture for all-electric

- aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 1, pp. 157-166.
17. Reznikov S.B., Kiselev M.A., Moroshkin Ya.V., Mukhin A.A., Kharchenko I.A. Combined electric power complex modular and scalable architecture for all-electric aircraft electric power systems. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 159-169.
 18. *Spravochnik normativnogo kharaktera "Nadezhnost' elektroradioizdelii"* (Reference book of regulatory nature "Reliability of electrical products"), Moscow, 22 TsNIII MO RF, 2006, 641 p.
 19. Garganeev A.G., Kharitonov S.A. *Doklady Tomskogo gosudarstvennogo universiteta sistem upravleniya i radioelektroniki*, 2009, no. 2(20), pp. 185-192.
 20. Moir I., Seabridge A. and Jukes M. *Civil Avionics Systems*. 2nd Edition. John Wiley & Sons, Ltd. Published, 2013, 602 p. DOI:10.1002/9781118536704