

Современные требования и подходы к защите электронных систем от электромагнитных воздействий полей высокой интенсивности, молнии и др., а также обеспечению норм летной годности самолетов в части повышения эффективности средств их защиты в процессе эксплуатации

Государственное предприятие "АНТОНОВ"

Отмечено, что с внедрением цифровых электронных систем управления, новых технологий в разработке фюзеляжа возрастает чувствительность электронного оборудования критических систем к воздействию ионизирующего излучения на крейсерских высотах полета (выше 9000 м), вызванного атмосферной радиацией, электромагнитными внешними воздействиями. Установлено, что отказы и сбои в работе авионики происходят с частотой не менее одного раза на каждые 10 тысяч полетов, что совпадает с частотой воздействия на самолеты молнии. Исследование электромагнитной обстановки внутри фюзеляжа требует сертификационных испытаний индивидуального типа самолета.

Ключевые слова: электромагнитные поля высокой интенсивности (HIRF), внутренние источники электромагнитных воздействий, нейтронная атмосферная радиация, электромагнитная совместимость (ЭМС), летная годность самолетов в части поддержания эффективности средств защиты в процессе эксплуатации, электродистанционная система управления (ЭДСУ).

1. Причины возникновения и развития требований по защите самолетов от электромагнитных воздействий

1.1. Защита от внешних источников электромагнитного излучения

Исторически авиация и радиотехника развивались одновременно, оказывая значительное влияние друг на друга. Начиная с 1920-х годов, радиотехника использовалась для связи и навигации, расширяя возможности самолетов. С другой стороны, необходимость в дальнейшем повышении надежности систем навигации, связи, разведки, управления воздушным движением приводила к непрерывному улучшению радиотехники. Чем более авиация становилась зависимой от радиотехники, тем более важным оказывалось влияние электромагнитных воздействий на летательные аппараты. С 1920-х годов, за редкими исключениями, частотные диапазоны авиационных радиослужб регламентировались и защищались законом с целью исключения влияния других радиослужб. Однако электромагнитные излучения от молнии и электростатических разрядов за многие годы привели к многочисленным летным происшествиям или к их предпосылкам.

В 1938 году Национальный Рекомендательный Комитет по Аэронавтике (NACA) создал Подкомитет экспертов по авиационной безопасности, погоде и молнии, призванный изучать воздействие молнии на самолеты, а также предлагать дополнительные средства защиты. Благодаря разработанным к настоящему времени требованиям и методам защиты самолетов от молнии, этот вид воздействия оказывает минимальное влияние на современные самолеты.

В то время как параметры молнии не изменились с момента зарождения авиации, интенсивное развитие электроники привело к появлению в конце 1970-х

годов самолетов гражданской авиации с критическими электронными системами управления, заменившими традиционные механические тяги и тросы, системами экранной индикации, аналогичными применявшимся на военных самолетах, что стало новой причиной летных происшествий и предпосылок к происшествиям в военной и гражданской авиации, привлечших особое внимание к необходимости защиты летательных аппаратов (ЛА) различных классов и назначения от воздействия HIRF [2], [3].

Наиболее ранними сведениями, доступными общественности, об отказах авионики, причиной которых стали HIRF, являются доклады Knight Ridder News Service (“Службы новостей Найт Ридде”) о падении пяти армейских вертолетов Blackhawk (“Блэкхок”) в течение периода между 1981-1987 гг. В каждом из случаев вертолет пролетал вблизи радиопередатчика, когда внезапно вертолет пикировал и сталкивался с землей. Как впоследствии показали расследования и испытания, система управления горизонтального хвостового оперения (поворотного стабилизатора) была чувствительна к электромагнитным излучениям. Несмотря на то, что система управления вертолета в основном являлась традиционной гидромеханической, система управления стабилизатором – электродистанционной [4].

В 1983 г. в США произошло падение истребителя “Торнадо” вследствие отказа вычислителя системы воздушных сигналов, вызванного воздействием HIRF. Значение электрической составляющей напряженности электромагнитного поля в районе места падения, находящегося около передатчика “Голос Америки”, составляло 70 В/м [4].

В 1986 г. произошло падение одного самолета F-111 и прекращение выполнения задания еще пяти самолетов во время воздушного удара по Ливии. Причиной стало влияние средств радиоэлектронного противодействия (РЭП), установленных на других американских самолетах [4].

В 1986 г. произошло разрушение в полете пяти гражданских самолетов Piper Malibu (“Пайпе Мэлибу”), причиной чего, по мнению Национального Совета по Безопасности на Транспорте (NTSB), стали отказы автопилота при воздействии HIRF. В том же году Федеральная Авиационная Администрация (FAA) получила около 300 докладов о внезапном и необычном поведении автопилота, в частности по тангажу, на самолетах этого типа [4].

5 апреля 1990 г. в штате Северная Каролина Airship-600 (“Эйршип-600”) пересек луч узконаправленного радиопередатчика “Голос Америки”, что вызвало отказ обоих двигателей и стало причиной вынужденной посадки, закончившейся столкновением с деревьями и падением [5]. NTSB установил, что причиной аварии была незащищенность от HIRF, требования о чем отсутствовали в сертификационном базисе [3].

В 1994 г. докладывалось о перемежающихся отказах авионики на самолетах авиакомпаний, совершавших полеты в районе Карибских островов. British Airways, Air Canada, Air Jamaica, и Ward Air докладывали об отказах одновременно до семи не критических систем при посадке, на земле, а также при контрольных проверках перед и во время взлета [5]. В дальнейшем расследование показало, что причиной отказов было мощное электромагнитное излучение средств радиолокационного обнаружения Вооруженных Сил США [4].

Весной 1997 г. FAA получила отчеты о наличии коррозии в соединительных разъемах электрических жгутов системы штурвального управления (СШУ) самолетов Boeing 777 (примечание – СШУ Boeing 777 основана на ЭДСУ), что в случае воздействия на самолет молнии или HIRF могло привести к самопроизвольному перемещению поверхностей управления. Компания Boeing выпустила Чрезвычай-

ный Бюллетень Boeing 777-27A0019 от 3 апреля 1997 г., описывающий процедуры периодической проверки наличия коррозии и измерения сопротивления каждого жгута электрической проводки СШУ, ремонта или замены жгутов на новые. Дополнительно, FAA издала Директиву по обеспечению летной годности AD 97-10-02, распространяющуюся на все самолеты *Boeing 777* [6].

С 1996 по 2005 г. FAA издает четыре Директивы по обеспечению летной годности самолетов типа *Airbus A-320* о необходимости ремонта и доработки электрической проводки важных систем (AD 96-18-12, 96-25-04, 99-20-05, 2005-15-07).

2 марта 1999 г. вертолет Robinson R-44 (Робинсон Р-44), находясь на расстоянии около 1 км от мощного высокочастотного радиопередатчика в Португалии, пересек основной луч антенны. Пилот доложил о сильных радиопомехах, после чего произошел отказ двигателя. При вынужденной посадке был сломан несущий винт [3].

В соответствии с отчетами NASA [4] и [5] установлено, что в целом отказы и сбои в работе авионики происходят с частотой не реже одного раза на каждые 10 тысяч полетов, что совпадает с частотой воздействия на самолеты молнии.

1.2. Защита от ионизирующего излучения

С внедрением цифровых электронных систем управления, уменьшением физических размеров р-п переходов в электронных компонентах и снижением их потребляемой мощности возрастает чувствительность электронного оборудования критических систем к воздействию ионизирующего излучения на крейсерских высотах полета (выше 9000 м), вызванного атмосферной радиацией.

Наряду с молнией и HIRF атмосферная радиация также относится к классу интегральных внешних воздействующих факторов (ВВФ). Основным источником атмосферной радиации являются нейтроны. Магнитное поле Земли отклоняет большую часть космических лучей, однако определенное количество космических частиц имеет высокий запас энергии и не отклоняется магнитным полем Земли, вызывая появление нейтронов. В районе полюсов, где напряженность магнитного поля минимальна, плотность потока нейтронов в атмосфере гораздо выше, чем у экватора. Диапазон запаса энергии нейтронов в атмосфере очень широк (от нескольких эВ до сотен ГэВ) [7], , рис. 1, рис. 2, рис. 3 [8].

Примечание к рис. 1 и рис. 2 – влияние солнечной активности на усиление потока нейтронов не учитывается, так как закон распределения вероятности воздействия носит случайный характер.

Конструкция самолета не обеспечивает защиты от проникновения нейтронной радиации внутрь планера.

В настоящее время наблюдается тенденция к снижению критической высоты вследствие дальнейшей миниатюризации электронных компонентов.

Известны следующие виды отказов, вызываемые атмосферной радиацией:

- а) мгновенное нарушение нормального функционирования системы;
- б) изменение состояния регистров в микросхемах памяти;
- в) зависание системы, требующее перезапуска электронного оборудования;
- г) зависание системы с невозможностью перезапуска вследствие повреждения логических цепей.

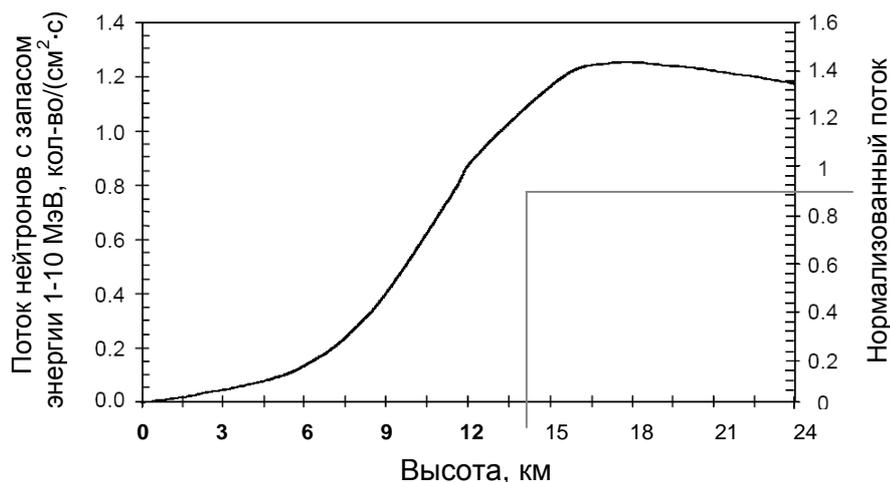


Рис. 1. Поток нейтронов как функция высоты

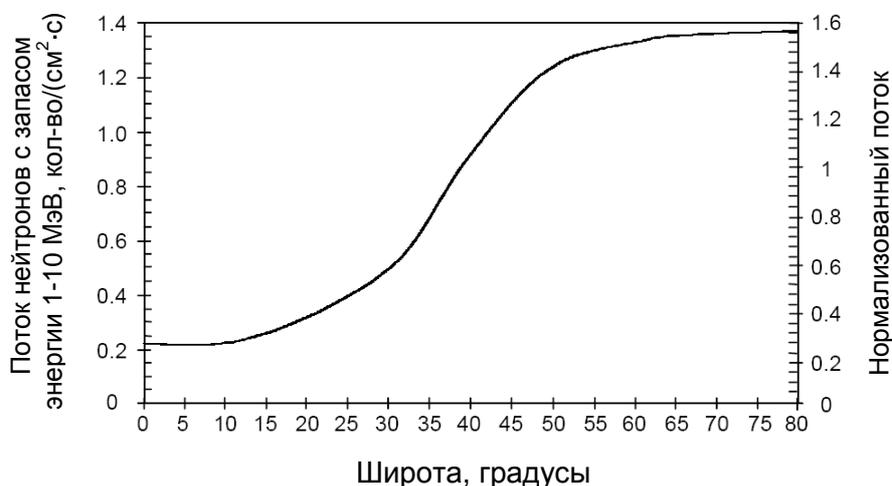


Рис. 2. Поток нейтронов как функция высоты

Возможным путем решения проблемы могла бы стать разработка специализированных электронных компонентов, однако, учитывая то, что уже по состоянию на 2000 г. общий объем потребления электронных компонентов авиационной промышленностью от общего мирового объема поставок составлял менее 0,3 % [9], такой подход является экономически нецелесообразным.

Единственным путем обеспечения стойкости критического электронного оборудования функциональных систем самолета к воздействию атмосферной радиации является системный подход к разработке как аппаратуры, так и программного обеспечения, рассматривая интегральное воздействие ионизирующего излучения наравне с другими [7].

В настоящее время в технические задания на разработку критического электронного бортового оборудования самолетов включаются требования по стойкости к атмосферной радиации, при этом для ближнемагистральных самолетов указываются следующие параметры потока нейтронов рис. 3 [8]:

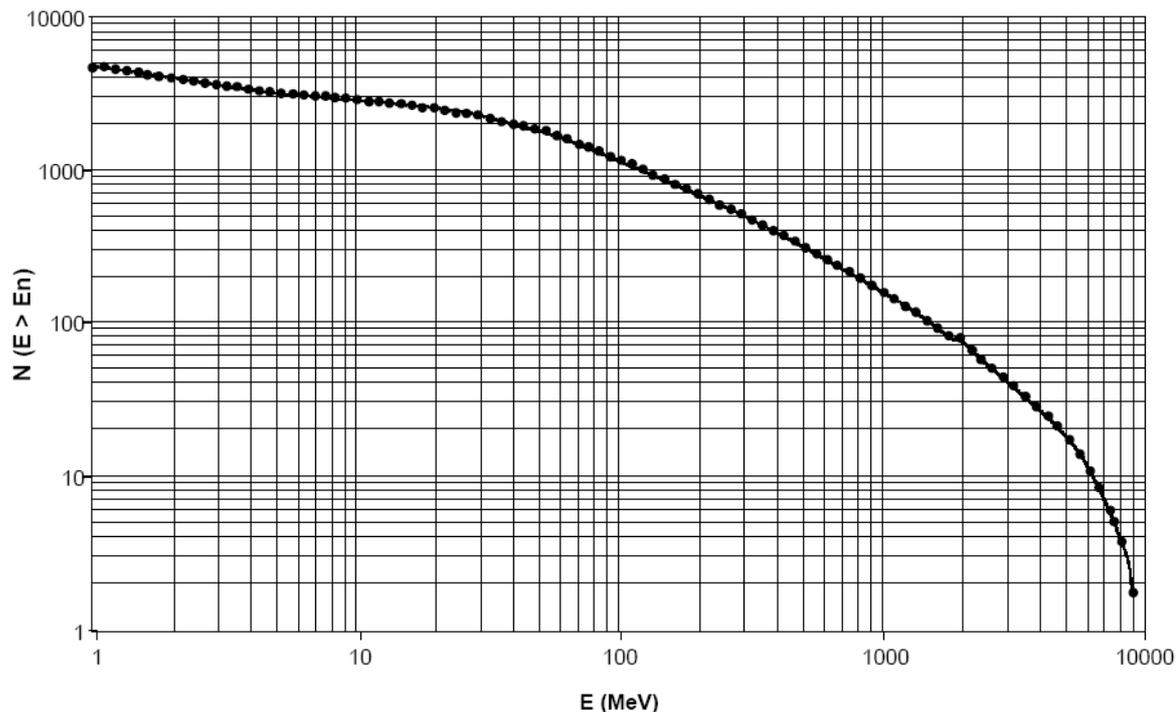


Рис. 3. Интегральный поток нейтронов (количество / см^2) за один час полета для ближнемагистрального самолета

1.3. Защита от внутренних источников электромагнитного излучения

Уже в начале 1960-х стало очевидным, что появившиеся миниатюрные транзисторные приемники, вносимые пассажирами на борт самолета, могут оказывать влияние на работу его бортовых систем. Так, на одном из самолетов при включенном FM-радиоприемнике бортовая навигационная система ложно показывала, что самолет отклонился от курса более чем на 10 градусов, после выключения приемника ложная индикация исчезла.

В 1963 году специально созданный национальный комитет выпустил отчет RTCA-119, выводы которого легли в основу новых правил (FAR 91.19, сегодня 91.21), гласящих о том, что ответственность за отсутствие влияния персональных электронных устройств (Personal Electronic Devices, PED) на работу бортовых систем навигации и связи возлагается на эксплуатанта воздушного судна.

В начале 1980-х внимание прессы было сосредоточено на использовании портативных компьютеров во время полета и различиях в политике авиакомпаний. Некоторые компьютерные издания рекомендовали своим читателям избегать отдельных перевозчиков, ограничивающих использование портативных компьютеров. В результате, одна из авиакомпаний обратилась с просьбой организовать специальный комитет для «формирования документа, стандартизирующего минимальные функциональные характеристики, в соответствии с которым производители PED, позиционирующие свои устройства как разрешенные для использования на борту самолета, могли бы их испытывать и маркировать соответствующим образом».

С середины 1990-х в связи с быстрым ростом электронной индустрии проблема влияния PED, таких как портативные компьютеры («ноутбук» и наладонные), аудиопроеигрыватели, электронные игровые устройства, сотовые телефоны и даже

лазерные указки, на авионику резко обострилась. Отмечены случаи отключений автопилотов, ложной индикации экипажу, уводов самолетов с курса и самопроизвольные развороты [10].

Сравнительно недавно появившиеся технологии беспроводных сетей (wireless local area network, WLAN), такие как 802.11b (Wi-Fi) и Bluetooth создали новые проблемы для авиационной индустрии.

Однако, несмотря на все опасения и существующие ограничения, появление PED, в том числе использующих беспроводные технологии связи, на борту самолета является неизбежным и диктуется технологическим прогрессом. Авиакомпании, как заказчики авиационной техники, требуют от разработчиков и авиационных властей возможности удовлетворения желания пассажиров пользоваться на борту беспроводным доступом в Internet, новыми PED, использующими беспроводную связь, позволяющей им связываться друг с другом, и предоставлять пользователям широкие функциональные возможности: персональными цифровыми помощниками (PDA), смарт-фонами, MP3-плеерами со встроенными FM-приемниками и другими устройствами, уже вчера ставшими повседневностью [11].

2. Классификация проблемных вопросов, связанных с электромагнитными воздействиями на летательные аппараты

В соответствии с документом SAE ARP 5583 / EUROCAE ED-107 “Руководство по сертификации самолетов, эксплуатирующихся в среде электромагнитных полей высокой интенсивности (HIRF)”, 2003 г., дисциплина электромагнитных внешних воздействующих факторов (*Electromagnetic Environmental Effects, E³*) включает следующие вопросы [12]:

- а) внутрисистемная электромагнитная совместимость (ЭМС, *англ. EMC*);
- б) межсистемная электромагнитная совместимость (ЭМС, *англ. EMC*);
- в) электромагнитная интерференция внутри подсистемы (*EMI*);
- г) заземление;
- д) металлизация;
- е) молния;
- ж) электростатические разряды при осадках;
- и) электростатический разряд (*ESD*);
- к) электромагнитный импульс (ЭМИ, *англ. EMP*);
- л) контроль излучений;
- м) *TEMPEST* (см. прим.);
- н) угрозы электромагнитного облучения вооружения (*HERO*);
- п) угрозы электромагнитного облучения топлива (*HERF*);
- р) угрозы электромагнитного облучения персонала (*HERP*);
- с) электромагнитные поля высокой интенсивности (ЭПВИ, *англ. HIRF*).

Примечание – *TEMPEST* является кодовым названием ряда правительственных стандартов США, направленных на предотвращение электронного шпионажа и регламентирующих ограничение электрического или электромагнитного излучения от различных электронных компонентов, устройств, систем и распределенных сетей.

Основная информация, касающаяся *TEMPEST*, рассекречена в 1995 г.

Стандарты *TEMPEST* предусматривают “разделение КРАСНОЕ/ЧЕРНОЕ”, то есть удаленное размещение или экранирование между линиями и оборудованием, обрабатывающими секретную информацию (“красное”) и обычными неза-

щищенными линиями и оборудованием (“черное”), передающими, в том числе, зашифрованную информацию.

Идеология сертификации на соответствие *TEMPEST* заключается в том, что испытаниям должны подвергаться не отдельные компоненты, а системы в целом, поскольку присоединение одного незранированного компонента, например электрического кабеля, к в целом защищенной системе сведет к нулю эффективность всей защиты [13].

3. Определение понятия электромагнитных полей высокой интенсивности – HIRF

HIRF принадлежат к классу межсистемной электромагнитной совместимости. Задачей межсистемной ЭМС является обеспечение совместного функционирования всех систем на всех этапах полета и при всех возможных воздействиях внешних радиочастотных полей. HIRF, наряду с молнией, электростатическими разрядами при осадках, электромагнитным импульсом (*EMP*) и электростатическим разрядом (*ESD*) относится к внешним электромагнитным явлениям [12].

К HIRF относятся только излучения от антропогенных источников. При этом источниками HIRF являются только передатчики, преднамеренно излучающие электромагнитную энергию, например, радио- и телепередатчики, метеорадары, радары наземных средств управления воздушным движением, различные военные системы наземного и воздушного базирования, такие как системы радиолокационного обнаружения, средства радиоэлектронной борьбы (РЭБ) и противодействия (РЭП) (англ. *electronic warfare (EW) systems*), электромагнитное вооружение. В мире также возрастает угроза террористических актов с применением электромагнитного вооружения.

В соответствии с директивными документами к источникам HIRF не относятся:

- а) нелицензированные или непреднамеренно излучающие электромагнитную энергию устройства;
- б) молния;
- в) электростатический разряд (*ESD*);
- г) излучения персональных электронных устройств (*PED*);
- д) электромагнитная интерференция между бортовыми системами [4].

С точки зрения электродинамики не прямое воздействие молнии можно рассматривать как разновидность HIRF в области низких частот (килогерцовый диапазон) со значением электрической составляющей напряженности электромагнитного поля 900 кВ/м [4], [14].

4. Нормативные и рекомендательные документы, относящиеся к HIRF

4.1. История развития

Начиная с 1977 года в документе RTCA DO-160, регламентирующем требования ко всем внешним воздействующим факторам (ВВФ), появились требования по восприимчивости оборудования к электромагнитным излучениям, но только с точки зрения ЭМС. В 1981 г. в DO-160 появились разделы, касающиеся защиты оборудования от молнии и электромагнитной интерференции, как продолжение требований по ЭМС.

В 1986 г. FAA, обратилась к SAE с просьбой определить электромагнитную обстановку, возникающую при работе источников HIRF наземного, морского и воздушного базирования, с целью разработки проекта требований для сертификации самолетов в части защиты от HIRF.

В 1987 FAA заключила контракт с Центром по анализу электромагнитной совместимости (ECAC, ныне Joint Spectrum Center) Министерства обороны США, для исследования и определения электромагнитной обстановки в США с целью использования данных при сертификации и разработке стандартных технических требований.

В феврале 1988 года FAA и JAA обратились к SAE и EUROCAE с просьбой разработать руководящие материалы и методы обеспечения соответствия (MOC) в поддержку усилий FAA и JAA по разработке сертификационных требований в области HIRF. В результате, один из комитетов SAE пересмотрел допущения ECAC, принятые при определении параметров HIRF, а подкомитет SAE по внешнему электромагнитному облучению летательных аппаратов (AE4R) разработал соответствующие MOC.

В декабре 1989 года FAA выпустила первый нормативный документ, касающийся HIRF, как временные требования, действующие до разработки окончательной версии. В соответствии с нормой все критические системы на новых типах самолетах должны быть экранированы так, чтобы обеспечивалась их стойкость к облучению с напряженностью 100 В/м в диапазоне частот от 10 кГц до 18 ГГц, при испытаниях в соответствии с процедурами RTCA. В свою очередь RTCA в 1989 году дополнила DO-160 требованиями по испытаниям на стойкость к HIRF.

В начале 1990-х FAA и JAA заключили соглашение о международной гармонизации предлагаемых требований в области HIRF. FAA организовала Рекомендательный комитет по авиационному законодательству (*Aviation Rulemaking Advisory Committee, ARAC*). 11 декабря 1992 году ARAC была организована "Рабочая группа по гармонизации требований по электромагнитным воздействиям" (*Electromagnetic Effects Harmonization Working Group, EEWG*), обрабатывающая материалы SAE и EUROCAE, и разрабатывающая общие нормативные требования.

В ноябре 1997 EEWG разработала ряд требований, касающихся HIRF, одобренных FAA, JAA и промышленностью. Поскольку проект требований EEWG должен пройти публичное обсуждение и экономическую оценку, FAA выпустила временный Бюллетень по обеспечению безопасности полетов FSAW 97-16A, требовавший проведение периодической проверки самолетов, оборудованных средствами защиты от HIRF, в процессе эксплуатации [3], [4].

4.2. Сертификационные требования, действующие в настоящее время

В соответствии с CS 25 AMC 25.1309 Раздел 9(a)(1) [15] при доказательстве соответствия бортового оборудования требованиям п.25.1309(a)(1) должно рассматриваться влияние таких внешних воздействующих факторов (ВВФ), как HIRF, молния и т.п. При этом жесткость ВВФ определяется сертификационными стандартами и предшествующим опытом. С учетом того, что в настоящее время отсутствуют одобренные стандартные значения вероятности удара молнии и воздействия HIRF, значения данных вероятностей при проведении количественного анализа отказобезопасности должны приниматься равными 1, если заявитель не сможет предоставить приемлемое обоснование использования других значений

В соответствии с Руководством по сертификации самолетов, эксплуатирующихся в среде электромагнитных полей высокой интенсивности (HIRF), SAE ARP 5583 / EUROCAE ED-107, 2003 г., рекомендованным FAA и EASA и обеспечивающим техническое руководство по демонстрации соответствия сертификационным требованиям по защите вновь разрабатываемых и модифицируемых самолетов от воздействия HIRF, в перечень систем, к которым предъявляются сертификационные требования по стойкости к HIRF, входят, как минимум: а) системы распределения электрической энергии; б) системы генерирования электрической энергии; в) электронные системы управления двигателями; г) электродистанционные системы управления полетом; д) системы экранной индикации пространственного положения и навигации.

Под термином “система” подразумеваются блоки оборудования, соединительная силовая, сигнальная и управляющая электрическая проводка, соответствующие средства индикации, панели управления, а также связи по входам и выходам с другими системами [12].

Как указано выше, жесткость воздействия HIRF определяется сертификационными стандартами и предшествующим опытом. Несмотря на то, что EENWG еще в 1997 году разработала проект требований по защите от HIRF, основываясь на исследованиях более чем 500'000 передатчиков в США и Европе, конкретные требования по уровням воздействия HIRF непосредственно в нормы летной годности до настоящего времени не включены и находятся на стадии публичного обсуждения. По состоянию на 06.2006 г. все еще остаются в силе требования, аналогичные изданным FAA в 1989 году временным требованиям, о возможности показать стойкость критических систем к воздействию HIRF испытаниями в соответствии с RTCA DO-160/EUROCAE ED-14 наиболее поздней редакции при значении электрической составляющей напряженности поля 100 В/м или значении, полученном при натурных испытаниях самолета, выбирая меньшее из данных значений.

В то же время необходимость улучшения защиты электрических и электронных систем от воздействия HIRF за последнее десятилетие резко возросла по следующим причинам:

а) повышение зависимости самолетов от электрических и электронных систем, выполняющих функции, необходимые для безопасного продолжения полета и посадки;

б) ухудшение экранирующих свойств планера вследствие расширения применения композитных материалов;

в) резкое повышение восприимчивости электрических и электронных систем к HIRF, вызванное ростом тактовых частот процессоров и шин, повышением плотности монтажа компонентов, переходом на субмикронные технологии производства критических электронных компонентов;

г) расширением частотного диапазона радиоизлучений, особенно в диапазоне более 1 ГГц;

д) резкое ухудшение состояния электромагнитного загрязнения окружающей среды, вызванное интенсивным и неконтролируемым авиационными властями увеличением количества и мощности радиопередатчиков и других источников HIRF [3].

5. Изучение механизма воздействия HIRF на самолет

При попадании самолета в электромагнитное поле возникает взаимодействие конструкции самолета с полем. Электронное оборудование, расположенное внутри самолета, подвержено влиянию двух типов опасных воздействий: наведенным токам и электромагнитному облучению.

Для определения уровней напряжений и токов, индуцируемых внешним электромагнитным облучением в электрической проводке самолета необходимо установить электромагнитную обстановку внутри самолета. Учитывая сложную геометрическую форму внутреннего пространства самолета, требуются значительные вычислительные ресурсы и аналитические методы, которые в настоящее время находятся на стадии разработки, и требуют многократных экспериментов для верификации. Авиационная промышленность использует комбинацию лабораторных испытаний, в процессе которых определяется восприимчивость оборудования, и наземных полевых испытаний, предназначенных для измерения передаточной функции самолета, позволяющей определить связь между параметрами электромагнитного поля снаружи и внутри самолета, где расположено электронное оборудование [4], [14] (рис. 4, рис. 5).

Такой подход уходит корнями к исследованиям электромагнитного импульса при ядерном взрыве. Предполагалось, что задачу можно представить состоящей из двух факторов: экранирующих свойств планера (являющихся мерой затухания) и интенсивности взаимодействия с оборудованием. Данная концепция предполагает, что электронное оборудование не оказывает обратного действия на конструкцию самолета, влияющего, в свою очередь на его экранирующие свойства.

Подобная методика имеет несколько врожденных недостатков: при наземных испытаниях эффективности экранирования невозможно установить все возможные пути проникновения излучения внутрь самолета и выполнить облучение самолета снизу, хотя именно снизу происходит облучение коммерческого самолета большинством источников HIRF. И главное, измерение передаточной функции готового самолета не оказывает никакой помощи при проектировании. Это важно, поскольку изменение конструкции с целью улучшения экранирования должно выполняться до, а не после того, как самолет создан, иначе потребуются значительные дополнительные финансовые расходы, что является недопустимым.



Рис. 4. Измерение передаточной функции Boeing 737 для удовлетворения сертификационных требований по стойкости к HIRF, 1997 г.

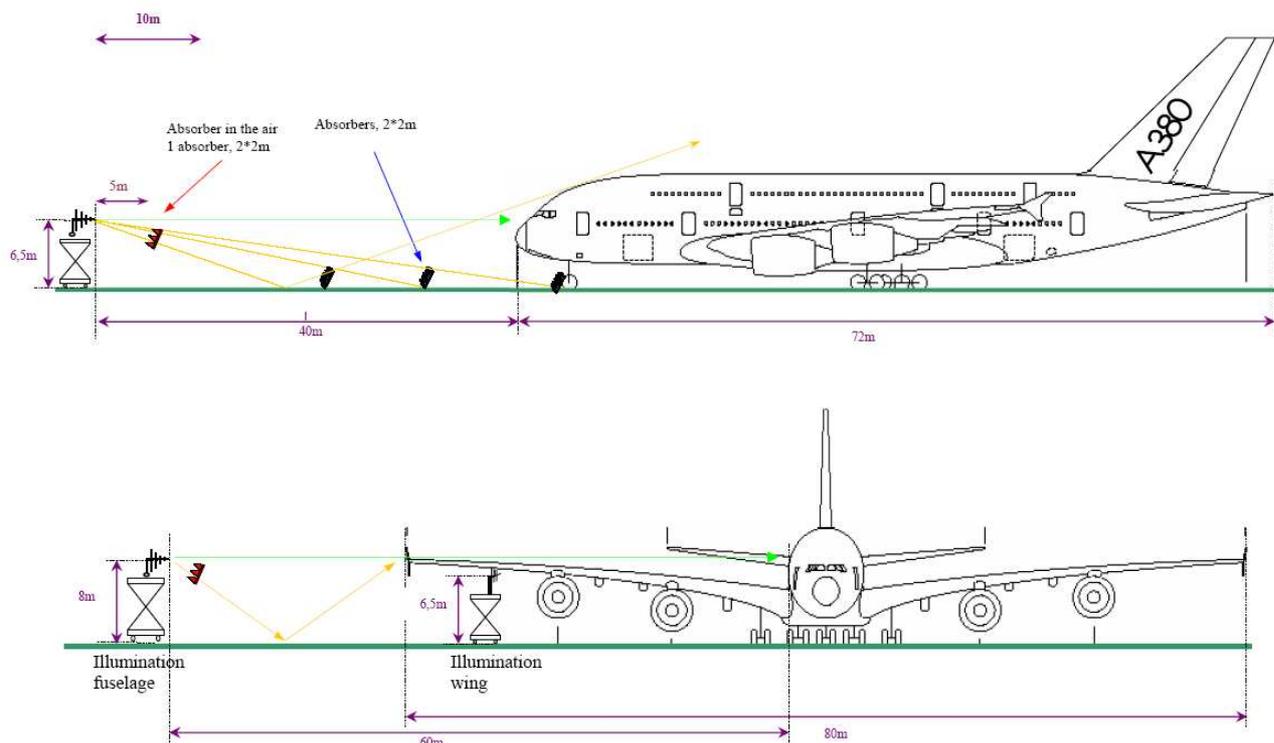


Рис. 5. Измерение передаточной функции Airbus A380, 2004 г.

С целью определения реальной электромагнитной обстановки внутри самолета в полете Исследовательский центр NASA в Лэнгли (*NASA Langley Research Center*) в рамках программы по разработке аналитических методов определения экранирующих свойств самолета выполнил ряд экспериментальных полетов в феврале 1995 г. на коммерческом самолете *Boeing 757*, оборудованном датчиками для определения электромагнитной обстановки внутри самолета (рис.6).

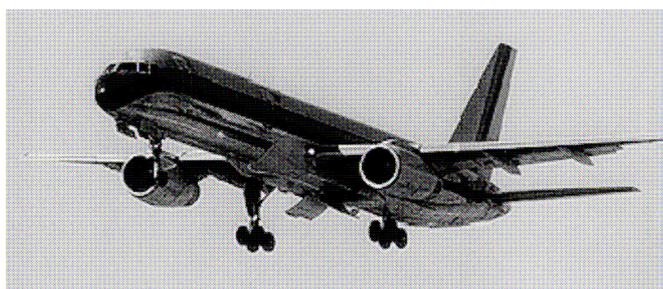


Рис. 6. Boeing 757-200, принадлежащий NASA, оборудованный измерительной аппаратурой: длина – 47 м, размах крыла – 38 м

Самолет был подвергнут облучению в полете следующими наземными источниками HIRF:

а) частота 26 МГц – горизонтальная ромбовидная антенна 500-киловаттного передатчика службы “Голос Америки” в Гринвиле, Северная Каролина (тот же источник, что вызвал остановку всех двигателей *Airship-600* в 1990 г., рис. 7);

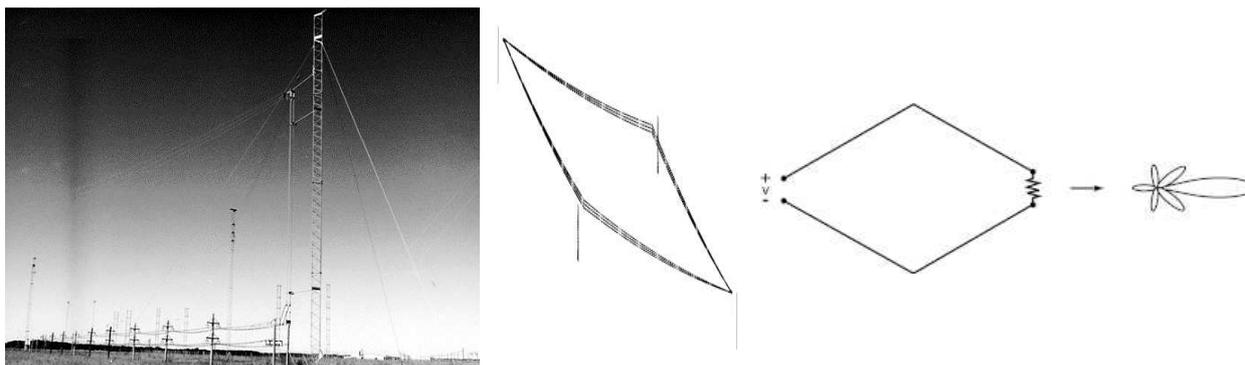


Рис. 7. Антенна BR-17 передатчика "Голос Америки"

б) источник 173 МГц – передвижная логопериодическая антенна и 500-ваттный передатчик непрерывного излучения, предоставленные *U.S. Naval Surface Warfare Center – Dahlgren Division* (рис. 8);



Рис. 8. Логопериодическая антенна в положении с вертикальной поляризацией

в) источник 430 МГц – СВЧ-радар Исследовательского центра NASA по изучению атмосферы (*Atmospheric Sciences Research Facility, ASRF*) с мощностью источника 58 кВт (рис. 9)

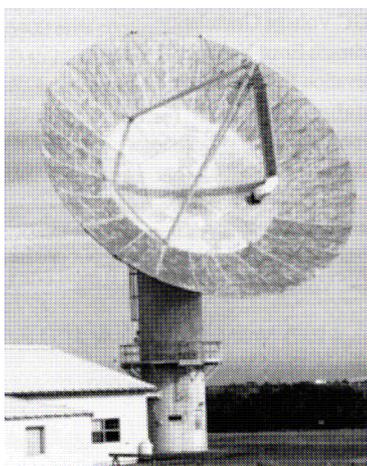


Рис. 9. СВЧ-радар ASRF

Самолет был оборудован шестью датчиками для непосредственного определения электромагнитной обстановки в трех зонах: кабине пилотов, отсеке электронного оборудования (в нижней части фюзеляжа за нишей носовой опоры шасси) и в пассажирском салоне (рис. 10).

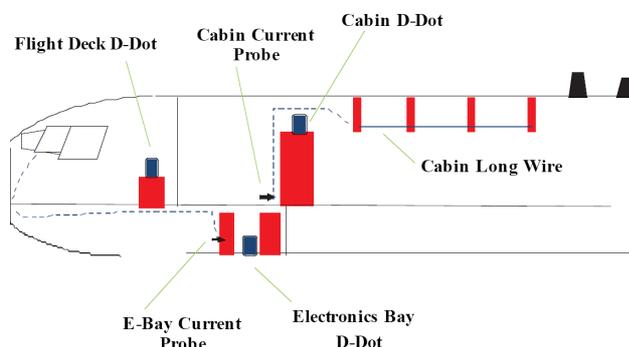


Рис. 10. Размещение датчиков внутри Boeing 757

При проведении эксперимента использовались следующие датчики:
а) три датчика “D-Dot”, разработанные для измерения параметров электромагнитного импульса (EMP), рис. 11;

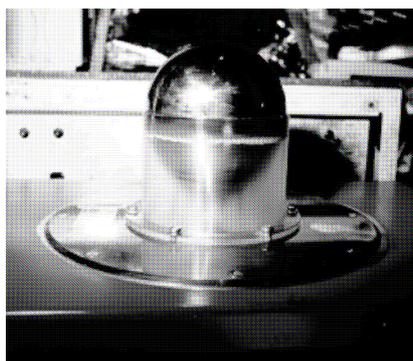


Рис. 11. Датчик D-Dot AD-60, Prodyn Technologies

б) датчик типа “длинный провод” длиной 6 м, размещенный вдоль продольной оси самолета в пассажирском салоне (*Cabin Long Wire*), рис. 12;

в) два датчика тока, один из которых был предназначен для измерения токов, наводимых на проводку в кабине пилотов, второй – для измерения тока, наводимого на датчик “длинный провод” (рис. 13).



Рис. 12. Датчик “длинный провод”

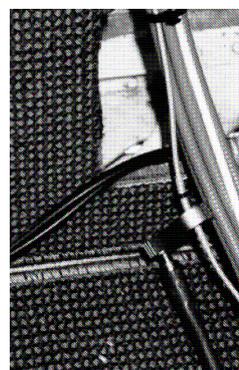


Рис. 13. Датчик тока I-320, Prodyn Technologies

По результатам обработки экспериментальных данных установлено:

а) основным путем проникновения внешнего электромагнитного поля в кабину пилотов является остекление кабины (рис.14). При этом оборудование внутри кабины подвергается облучению, а не воздействию наводимых напряжений;

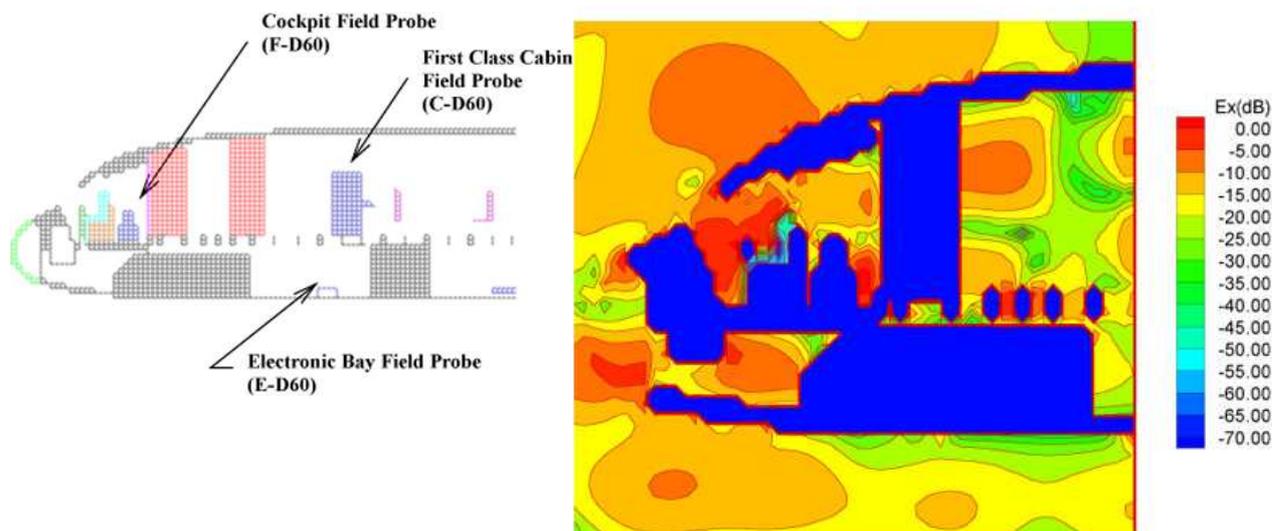


Рис. 14. Распределение электромагнитной энергии в носовой части фюзеляжа

б) окна пассажирского салона пропускают внутрь самолета электромагнитное излучение с частотой выше 20 МГц;

в) присутствие в кабине пилотов металлического параллелепипеда с длиной ребра 1м незначительно изменило картину поля внутри кабины и может быть проигнорировано;

г) пиковое значение напряженности поля внутри самолета превысило значение напряженности наружного поля на 6дБ;

д) механизм ослабления напряженности поля внутри самолета включает в себя:

- 1) излучение через отверстия;
- 2) потери в стенках фюзеляжа;
- 3) рассеяние в пассажирах;
- 4) взаимодействие с проводами и нагрузками.

Хотя и предполагалось, что проникновение излучения через отверстия и стенки фюзеляжа является преобладающим, в ходе экспериментов было установлено, что включение и выключение буквально одного автомата защиты сети оказывало значительное влияние на картину электромагнитного поля внутри самолета. Эксперименты по исследованию влияния присутствия людей в салоне выявили, что ослабление энергии поля таким путем менее значительно, но не ничтожно.

е) проникновение энергии через зазоры в дверных проемах незначительно;

ж) проникновение энергии через зазоры в двери отсека авионики значительно. Такой вывод был сделан по результатам замеров напряженности поля после нанесения на стык двери проводящей ленты, что привело к повышению эффективности экранирования отсека авионики на 10 дБ;

и) напряжение, индуцированное в кабельные линии, идущие в отсек авионики, является крайне важным путем проникновения внешнего электромагнитного поля в отсек авионики;

к) проникновение электромагнитного поля в пассажирский салон возрастает при выпуске шасси (и, для низкоплана, выпуске закрылков);

л) при облучении с частотой 26 МГц (длина волны 11,6 м) напряженность поля в пассажирском салоне выше напряженности в кабине экипажа, которая, в свою очередь, выше напряженности в отсеке авионики (относится только к самолету типа *Boeing 757*, имеющего следующие геометрические размеры:

- длина пассажирского салона – 36 м;
- наибольший линейный размер кабины экипажа – 3,6 м;
- наибольший линейный размер отсека авионики – 3 м.)

м) при облучении с частотой 173 МГц (длина волны 1,7 м) напряженность поля одинакова во всех отсеках фюзеляжа (имеющих остекление), так как длина волны меньше наименьшего линейного размера любого из отсеков фюзеляжа (рис. 15);

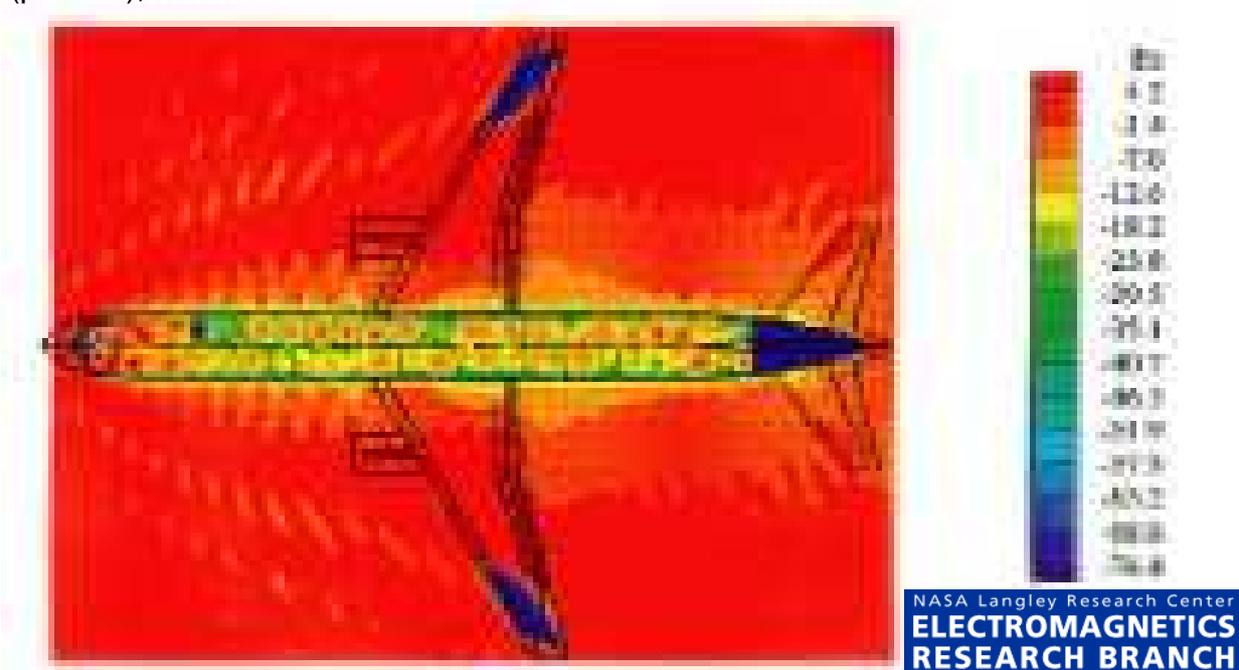


Рис. 15. Взаимодействие электромагнитного поля с самолетом при частоте 173 МГц

н) при облучении волнами с частотой 430 МГц напряжение, индуцированное в датчике “длинный провод” (проводнике длиной 6 м), превысило 18 В, ток – 100 мА.

По результатам эксперимента также разработаны рекомендации для проведения подобных экспериментов в будущем, наиболее важными из которых являются следующие:

а) вместо датчиков *D-Dot*, не позволяющих напрямую установить чувствительность к поляризации излучения, следует применять трехмерные датчики, известные как *B-Dot*;

б) для установления полной картины электромагнитной обстановки снаружи самолета, самолет должен оборудоваться внешними антеннами.

На основании проведенных наземных и летных экспериментов установлены следующие закономерности [4], [14].

HIRF оказывают различное воздействие в зависимости от частотного диапазона:

- Диапазон низких частот – 10 кГц - 50 МГц:

конструкция самолета выступает в качестве антенны, воспринимающей электромагнитные волны, что приводит к индуцированию токов в электрической проводке.

- Диапазон средних частот – 30 МГц - 400 МГц:

в этом диапазоне оборудование подвержено как влиянию индуцированных токов, так и электромагнитному облучению. Значения параметров наводимых токов уменьшаются, когда длина волны становится меньше линейных размеров самолета. С уменьшением длины волны возрастает влияние электромагнитного облучения;

- Диапазон высоких частот – 100 МГц - 40 ГГц:

в данном диапазоне электромагнитное поле проникает через фюзеляж и непосредственно взаимодействует с оборудованием и электронными компонентами. Экранирующее действие металлического фюзеляжа незначительно.

В диапазоне средних и высоких частот электромагнитное излучение, проникающее в фюзеляж, приводит к возникновению резонансных областей с напряженностью поля, не отличающейся от напряженности поля снаружи самолета, и далее, проникая через экраны блоков и кабелей, воздействует на электронные и электрические системы [18], рис.14, рис.15.

Исследованиями установлено [4], что наибольшая чувствительность современного электрического и электронного оборудования находится в диапазоне от нескольких МГц до сотен МГц, в связи с чем частотный диапазон HIRF принято разделять на два поддиапазона с частотой раздела 400 МГц.

С физической точки зрения, подобное проявление взаимодействия можно обосновать следующим образом. Можно считать, что все электрические системы представляют собой сложные комбинации электрических замкнутых цепей, соединяющих источники тока с нагрузками. В большинстве случаев длина проводников, формирующих подобные цепи, многократно превышает зазор между данными проводниками, например расположение проводников на печатных платах или провода системы электроснабжения потребителей, идущие по внутренней поверхности крыла. Наименьшая частота, при которой длина проводников составляет четверть волны, может быть оценена исходя из общих размеров системы.

Начиная с наименьшей частоты резонанса, связанной с наибольшим размером системы (для самолета – фюзеляж или крыло) и внутренней электрической проводкой (экраны проводов и собственно провода) той же длины, в системе возникают резонансы, связанные с более короткими проводами и размерами внутренних отсеков. Далее следует учитывать размеры дверей, окон, блоков электронного оборудования, расстояния между шарнирами, заклепками и т.д. Для типовой системы диапазон резонансов достигает 1 ГГц, исходя из четверть- или полуволнового резонанса, связанного с размером элемента конструкции, с которым обычно приходится контактировать человеку, исходя из размеров руки (*кисти*).

Свыше указанного резонансного диапазона, используя метод аналогии цепей, модель самолета может быть представлена как источник и активная нагрузка, соединенные проводом, расположенным над поверхностью электрической земли. При достижении значения частоты, при котором расстояние между землей и про-

водом становится кратным длине волны, ток в проводе начинает затухать. Затухание усиливается с ростом частоты и в конечном итоге приводит к “отсоединению” источника от нагрузки. Для типовых размеров цепи затухание начинается в районе нескольких сотен МГц.

6. Средства защиты функциональных систем самолета от воздействия HIRF и непрямого воздействия молнии

6.1. Общие требования

Наиболее полное современное “Руководство по сертификации самолетов, эксплуатирующихся в среде электромагнитных полей высокой интенсивности (HIRF)” SAE ARP 5583, 2003 г. [12], подчеркивает необходимость сбалансированного распределения средств защиты между конструкцией самолета и критическим бортовым оборудованием.

Защита конструкции самолета является первоочередной задачей, однако с расширением использования композиционных материалов, имеющих низкие, а иногда и неудовлетворительные экранирующие свойства, на первый план выходит необходимость защиты элементов функциональных систем.

Обеспечение функционирования электрического и электронного оборудования, выполняющего критические функции, при воздействии HIRF и молнии достигается путем многоуровневой (каскадной) защиты:

- а) размещение элементов систем в наименее опасных зонах самолета;
- б) экранирование и заземление элементов систем,
- в) фильтрация помех, поступающих в блоки через внешние линии связи.

Экранирование подразумевает использование принципа “клетки Фарадея”, при этом токи, наводимые HIRF и молнией, протекают через элементы экранирования и заземления, снижая уровень помех, поступающих в блоки оборудования.

Фильтрация помех в блоках оборудования обеспечивает дальнейшее ослабление наводимых напряжений и токов до безопасного для данного оборудования уровня [7], [19].

С целью обеспечения целостности экранирования отсеков и модулей электронного оборудования, в которых имеются двери или легкоъемные панели для обеспечения доступа, применяются экранирующие прокладки [20]. Например, для обеспечения экранирования электронных модулей, размещенных на потолке в кабине пилотов *Boeing 777*, на крышках блоков установлены экранирующие прокладки (рис. 16) [21].

Экранирование электрической проводки, помимо защиты от воздействия электромагнитных ВВФ, также обеспечивает решение проблемы межсистемной ЭМС. Хорошо известным примером является низкочастотный гул в самолетных аудиосистемах, обычно вызываемый системой электрического снабжения с частотой 400 Гц. Традиционным и эффективным решением в подавлении подобных низкочастотных помех является помещение соответствующей проводки в экранирующую оплетку и заземление одного из концов оплетки. Заземление двух концов экранирующей оплетки является неэффективным в борьбе с низкочастотными помехами. Защита же от воздействия HIRF и наведенных токов молнии, принадлежащих к классу высокочастотных воздействий, требует высокочастотного экранирования, подразумевающего именно заземление двух концов экранирующей

оплетки. Если экранирующая оплетка заземлена только на одном конце, то при воздействии высокочастотных помех она действует как антенна и только усугубляет проблему, приводя к **возрастанию** значений импульсов напряжения наводимых на электропроводку.

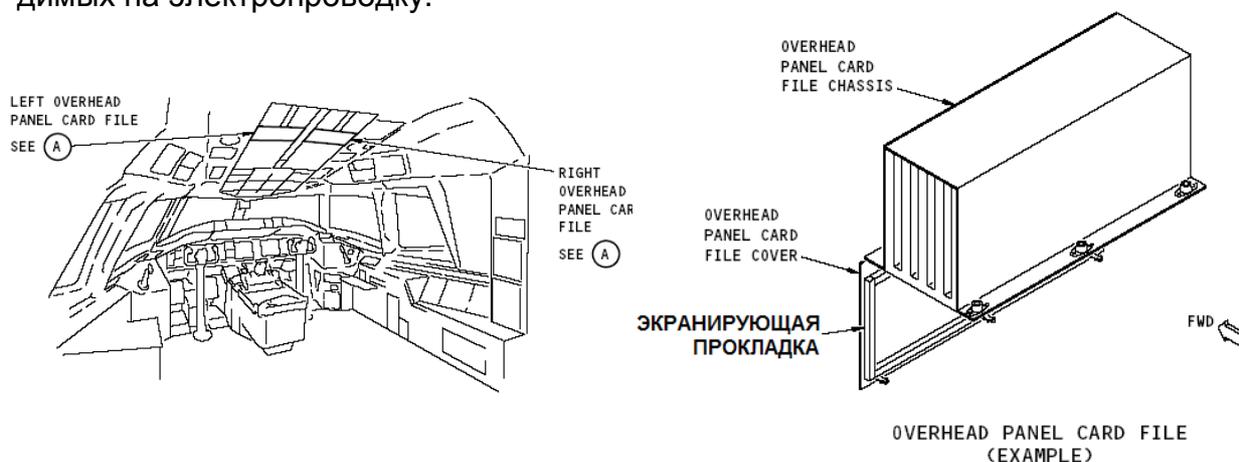


Рис. 16. Установка экранирующих прокладок на крышках доступа к электронным модулям в кабине пилотов Boeing 777

Ни одна отдельно взятая точка в самолете не может считаться “землей”, поэтому в качестве “земли” используется вся конструкция планера. Если экранирующая оплетка заземлена на обоих концах, протекающие по ней токи стекают на конструкцию планера и возвращаются на другой конец экрана, образуя замкнутый контур. Циркулирующий по замкнутому контуру ток подавляет магнитное поле, порождающее наводку напряжения. Это объясняет необходимость заземления экранирующей оплетки на обоих концах.

С учетом необходимости как низкочастотного заземления для подавления гула, так и высокочастотного заземления с целью защиты от воздействия HIRF и индуцированных молнией токов, широкое распространение получило двойное экранирование: внутренний экран с заземлением одного конца и внешний экран с заземлением обоих концов [19].

В соответствии с принципом “клетки Фарадея” сопряжение экранов отдельных элементов защищаемой системы должно быть неразрывным. Для выполнения данного требования применяются специальные электрические соединители, имеющие минимальное переходное сопротивление (импеданс) между блочной и кабельной частями, а также соединители, дополнительно обеспечивающие неразрывное сопряжение с минимальным импедансом общей экранирующей оплетки жгута с корпусом соединителя (пример – рис. 17). Заземление экранов электрических жгутов отдельными элементами металлизации не применяется [19], [22], [23].



Рис. 17. Стандартный экранированный соединитель

С учетом опыта сертификации и эксплуатации самолетов, выпущенных к настоящему времени, а также ряда исследовательских работ, выполненных FAA, SAE, EUROCAE и др. [22], [23], [24], FAA и EASA приводят следующие рекомендации для обеспечения выполнения сертификационных требований по защите бортовых электронных и электрических систем модифицируемых и вновь разрабатываемых самолетов от воздействия HIRF [25]:

а) применение средств защиты, склонных к старению (деградации свойств со временем) вследствие коррозии, фреттинг-коррозии, циклов изгибного нагружения или других воздействий должно избегаться;

б) по возможности должны указываться сроки периодической замены элементов защиты;

в) если имеет место доработка самолета или систем, должна быть проведена оценка влияния любых изменений на уровень защиты от воздействия HIRF. Такая оценка должна выполняться путем анализа и/или путем измерений.

6.2. Специальные требования по защите от непрямого воздействия молнии и воздействия HIRF систем, элементы которых соприкасаются с топливом или расположены вблизи топливных баков

Помимо критических электронных и электрических систем в настоящее время особое внимание уделяется защите от воздействия наводимых токов молнии и HIRF топливной системы самолета и двигателей, а также всех систем, элементы которых расположены внутри или около топливных баков.

Известно достаточное количество авиационных происшествий, связанных с поражением топливной системы в результате удара молнии, например:

а) 1963 г. – катастрофа *Boeing 707*, взрыв топливного бака левого полукрыла;

б) 1976 г. – катастрофа *Boeing 747*, взрыв топливного бака левого полукрыла [18];

в) возгорание маршевого двигателя в результате удара молнии в самолет. Причина возгорания – нарушение заземления нескольких экранирующих оплеток блоков электронной системы управления двигателем [26].

В мае 2001 года FAA издала Специальные федеральные авиационные правила (special federal aviation regulation) SFAR-88, требующие от всех производителей самолетов транспортной категории пересмотреть и, при необходимости, модифицировать топливные системы всех ранее выпущенных и вновь разрабатываемых самолетов с целью исключения появления любых возможных источников воспламенения в топливных баках [27].

За последние годы только по трем типам самолетов, *Airbus A320*, *A340* и *Boeing 777*, FAA и EASA изданы следующие Директивы по обеспечению летной годности в части, касающейся систем, элементы которых размещены в топливных баках [27], [28]:

а) *Airbus A320*:

1) AD 2005-15-07 (FAA), 30.08.2005 г. – AD требует установки электрических изоляторов и промежуточных опор кабелей в кабельном канале между задней кромкой крыла, законцовкой и корнем крыла. AD издана на основании пересмотра конструкции системы разработчиком (SFAR-88) с целью предотвращения попадания высокого напряжения в низковольтные линии, проходящие через топливные баки, во избежание взрыва топливных баков.

2) PAD No.: 06-126 (EASA), 15 мая 2006 г. Топливная система – Предотвращение угрозы взрыва – Металлизация внутри топливного бака.

б) Airbus A340-500/-600:

1) PAD No.: 06-108 (EASA), 20 апреля 2006 г. Крыло – Топливные баки - Предотвращение угрозы взрыва топлива – Металлизация хомута распылителя топливной системы к конструкции крыла и оборудованию в топливном баке.

в) Boeing 777:

1) AD 2000-14-05 (FAA), 28 июля 2000 г. AD требовала единоразовое изменение переходного сопротивления между разъемами системы измерения уровня топлива и лонжероном крыла, установки дополнительной металлизации, проверки функционирования системы измерения уровня топлива и, при необходимости, ремонта. Целью AD являлось предотвращение взрыва паров топлива в центральном или основных баках при воздействии молнии;

2) AD 2002-15-15 (FAA), 26 сентября 2002 г. AD предусматривает доработку опор электрической проводки системы измерения уровня топлива. Действия, предусмотренные данной AD направлены на исключение перетирания проводки системы измерения уровня топлива о рядом расположенные элементы конструкции. Перетирание проводки может привести к короткому замыканию, искрению и последующему взрыву топливного бака в случае дополнительного повреждения проводки снаружи топливного бака;

3) AD 2005-17-02 (FAA), 26 сентября 2005 г. AD предусматривает проверку электрической проводки управления и индикации клапанов топливной системы, размещенной на заднем лонжероне, на предмет выявления повреждений. Появление AD вызвано наличием информации о шести случаях обнаружения потертостей электрических жгутов в месте соприкосновения с усилителем заднего лонжерона крыла. AD издается с целью предотвращения взрыва топливных баков в полете или при дозаправке в результате короткого замыкания.

Опыт, накопленный к настоящему времени при проведения работ по выполнению требований SFAR-88, указывает на необходимость реализации дополнительных мероприятий по защите топливной системы и других систем, элементы которых размещены внутри или вблизи топливных баков от воздействия HIRF, молнии и дискретных повреждений [18], [24], [29]:

а) установка устройств подавления импульсов (*Transient Suppression Devices, TSD*) перед электрическими соединителями, расположенными на стенках топливных баков, для предотвращения проникновения опасных уровней напряжения, возникающих при воздействии молнии и HIRF, в топливные баки через электрическую проводку системы измерения уровня топлива, управления клапанами, питания электронасосов и т.п.;

б) установка в цепи питания электронасосов переменным током контакторов с автоматическим отключением при обрыве фазы (*Ground Fault Interrupters, GFI*) (рис. 18) и автоматов защиты сети с функцией защиты от дугового разряда (п.10 б) [29]).

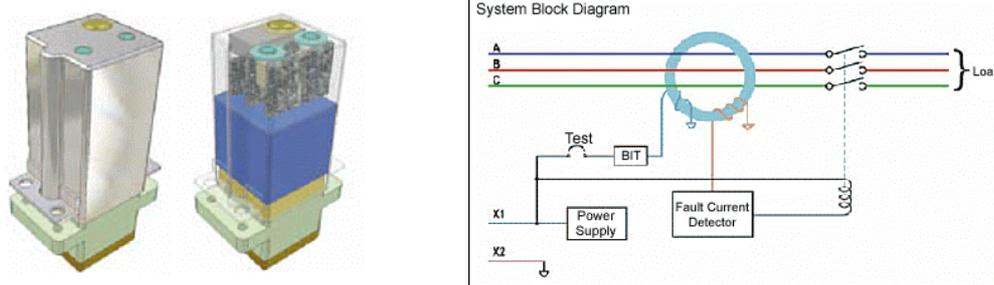


Рис. 18. Реле с автоматическим прерывателем при обрыве фазы (GFI)

Начиная с 2003 года, при проведении планового технического обслуживания выполнена доработка парка самолетов *Boeing 727, 737, 747, 757, 767, 777, DC-10, MD-10 и MD-11* по замене обычных контакторов питания переменным током электронасосов топливной системы на аналогичные по типоразмеру контакторы с автоматическим отключением при обрыве фазы (*GFI*).

Для обеспечения соответствия самолета *Airbus A380* требованиям SFAR 88, по обеспечению безопасности функционирования топливных электронасосов *Airbus* принято решение по установке GFI-контакторов [30];

Автомат защиты сети с функцией защиты от дугового разряда производства *Crouzet Automatismes*, соответствующий стандарту SAE AS 5692, показан на рис. 19 [31];

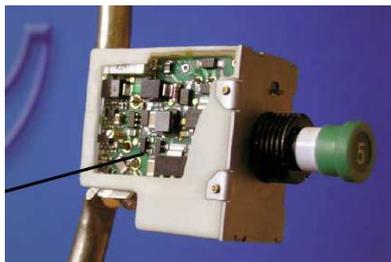


Рис. 19. Автомат защиты сети с функцией защиты от дугового разряда (AFCB, Crouzet Automatismes)

- в) улучшение металлизации внутри топливных баков;
- г) оптимизация размещения и закрепления электрической проводки внутри и снаружи топливных баков с целью минимизации возможности преднамеренного и непреднамеренного ее повреждения при длительной эксплуатации (рис.20);
- д) установка пламеподавителей (в отдельных случаях).

Более подробное руководство содержится в AC 25.981-1B [29].

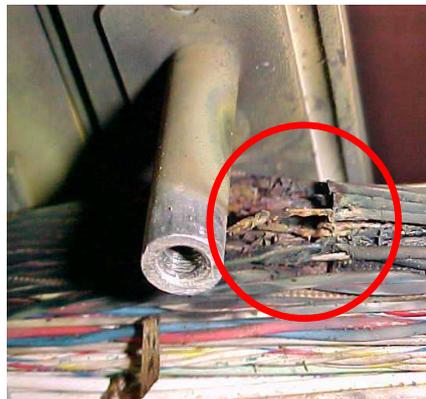
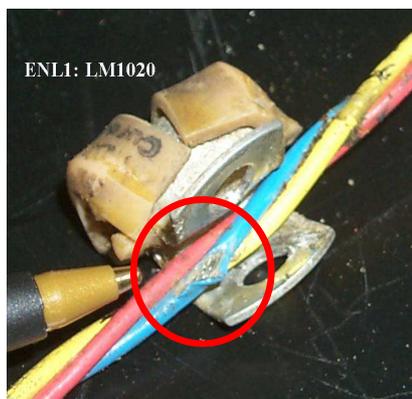


Рис. 20. Типовые повреждения электрической проводки систем, элементы которых расположены в топливных баках [31]

7. Испытания по подтверждению стойкости самолета к HIRF

Электромагнитные излучения типа HIRF отнесены к диапазону частот от 10 кГц до 40 ГГц, различающихся на шесть порядков. Ни одна из существующих на сегодняшний день аналитических методик не способна предоставить надежные результаты расчета параметров электромагнитного поля внутри самолета в таком

широком диапазоне. По состоянию на сегодняшний день численные методы с использованием компьютерных методов параллельного вычисления эффективны только до частот порядка 400 МГц, нерезонансных условий и только одного экранирующего слоя. Аналитические методы по определению наводимых данными электромагнитными полями напряжений в электрической проводке и результирующих токов, способных вызвать повреждение оборудования, – примитивны. Совсем недавно численные методы были распространены на расчет резонансных условий, однако все эти методы требуют длительного экспериментального подтверждения и последующего уточнения [18].

На сегодняшний день единственным способом доказательства стойкости к воздействию HIRF, одобренным авиационными властями, являются испытания. Испытания самолета по проверке стойкости к HIRF проводятся в два этапа:

1. Испытания на уровне оборудования. На этом этапе оборудование проходит лабораторные испытания в соответствии с требованиями, предъявляемыми к данному оборудованию, с целью определения уровней его излучаемых помех и восприимчивости к помехам, что позволяет оценить вероятность правильного функционирования оборудования после его установки на самолет. Проведение подобных испытаний является требованием разработчика самолета и выставляется с целью снижения рисков при проектировании.

2. Сертификационные испытания самолета. Это окончательный этап испытаний, показывающий, что оборудование, будучи установленным на самолет, соответствует предъявляемым к самолету требованиям по ЭМС и стойкости к электромагнитным ВВФ [7].

Подробное описание планирования и методики проведения испытаний, применяемых измерительных средств и методики обработки результатов испытаний самолета *Airbus A380* приведено в [14].

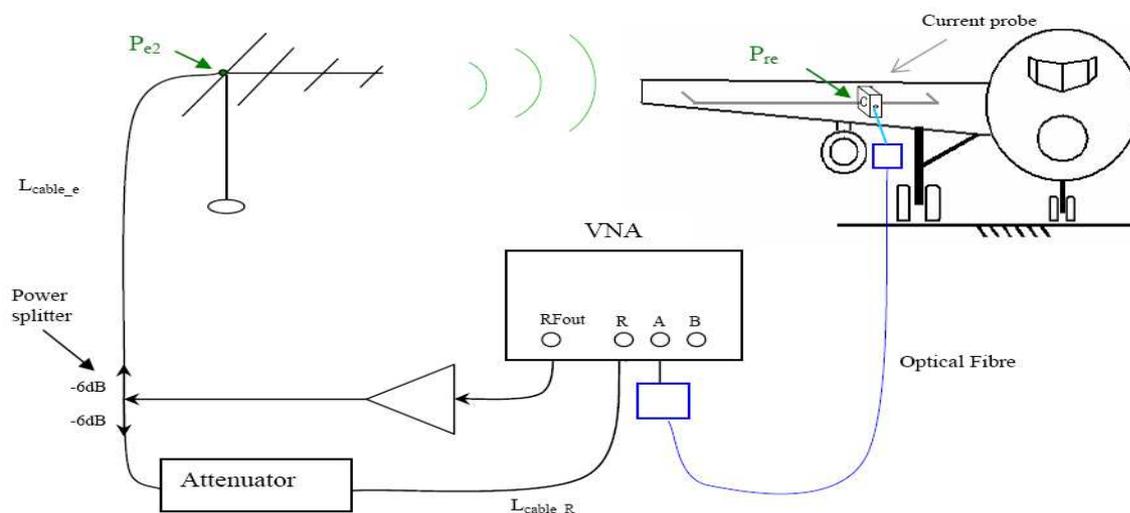


Рис. 21. Схема обеспечения устойчивости самолета к электромагнитному воздействию

Список литературы

1. Dale R. Reed. <http://www.sudval.org/archives/dsm1/0172.html>
2. Jay J. Ely. NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia 32781: Electromagnetic Interference to Flight Navigation and Communication Systems: New Strategies in the Age of Wireless. AIAA 2005-6361, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 15 - 18 August 2005, San Francisco, California
3. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION. Federal Aviation Administration 14 CFR Parts 23, 25, 27, and 29 RIN 2120–A106 High-Intensity Radiated Fields (HIRF) Protection for Aircraft Electrical and Electronic System. Wednesday, February 1, 2006 <http://www.airweb.faa.gov/>
4. Karl J. Moeller, Kenneth L. Dudley, and Cuong C. Quach Langley Research Center, Hampton, Virginia Sandra V. Koppen Lockheed Martin Engineering & Sciences, Hampton, Virginia: In-Flight Characterization of the Electromagnetic Environment Inside an Airliner. NASA/TP-2001-210831, March 2001 <http://ntrs.nasa.gov/>
5. Shooman, M. L.: A Study of Occurrence Rates of Electromagnetic Interference (EMI) to Aircraft With a Focus on HIRF (External) High Intensity Radiated Fields. NASA CR-194895, Apr. 1994. <http://ntrs.nasa.gov>.
6. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION Federal Aviation Administration 14 CFR Part 39 [62 FR 24570 NO. 87 05/06/97] Docket No. 97-NM-67-AD; Amendment 39-10014; AD 97-10-02 IN 2120-AA64 Airworthiness Directives; Boeing Model 777 Series Airplanes http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAD.nsf
7. A guide to the Impact of Modular Avionics on EMC Design and Test Philosophy. Avionic System Standardisation Committee, Systems EMH & C Subcommittee. Doc No: ASSC/215/4/1, Issue No 10 – July 2001 <http://www.era.co.uk/assc/docs/EMH1.pdf>
8. Airbus Industrie ABD0100.1.2 Equipment - Design – General. Requirements For Suppliers. Issue: C Date: December 98
9. Minimizing the Effect of Electronic Component Obsolescence http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_10 - Electronic Component Obsolescence.htm
10. Bruce Donham Principal Engineer & Designated Engineering Representative Electromagnetic Effects and Antennas Boeing Commercial Airplanes Group: Electromagnetic Interference From Passenger-Carried Portable Electronic Devices. http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_10/interfere_story.html
11. Maria Theresa P. Salud Lockheed Martin, Hampton, Virginia: Investigation of RF Emissions From Wireless Networks as a Threat to Avionic System. NASA/CR-2002-211941, October 2002 <http://ntrs.nasa.gov>.
12. Standard Details on SAE ARP5583, Guide to Certification of Aircraft in a High Intensity Radiated Field (HIRF) Environment. <http://engineering-standards.globalspec.com/engineering-search/engineering-standards/abstract/64422853172>
13. <http://en.wikipedia.org/wiki/TEMPEST>
14. Maria Lindbäck in cooperation with Airbus-France: Optimisation of aircraft transfer function measurements. September 2004 <http://www.es.lth.se/teorel/Publications/TEAT-5000-series/TEAT-5069.pdf>
15. European Aviation Safety Agency Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25
16. <http://www.fulton.asu.edu/~balanis/AHE/HIRF.html>
17. <http://www.larc.nasa.gov/>

18. The FAA EHAS Research.
<http://aar400.tc.faa.gov/Programs/FlightSafety/ehas/>
19. Erik Godo Principal Engineer Commercial Avionics Systems Matt Taormina Principal Engineer Electrical Systems Boeing Commercial Airplanes Group: Loop Resistance Tester
[http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_10/Loop Resistance Tester.pdf](http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_10/Loop%20Resistance%20Tester.pdf)
20. Л.Н. Кечиев, П.В. Степанов, А.А. Шевчук: Экранирующие прокладки как средство обеспечения целостности экрана. Московский государственный институт электроники и математики
21. Boeing 777, Aircraft Maintenance Manual
22. DOT/FAA/AR-04/12, Aircraft Wiring Harness Shield Degradation Study, October 2004.
23. DOT/FAA/AR-04/14, Shield Degradation Effects of Loosened Connector Backshells of Aircraft Wiring Harnesses, October 2004.
24. DOT/FAA/AR-04/15, Comparison of Various Impedance Measurement Techniques for Assessing Degradation in Wiring Harness Shield Effectiveness and a Field Survey of FADEC Shield Integrity of In-Service Aircraft, October 2004.
25. AC/AMJ 20-HIRF, "Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for Operation in the High Intensity Radiated Fields (HIRF) Environment" (draft), 2006
26. AC 33.4-3, Instructions for Continued Airworthiness; Aircraft Engine High Intensity Radiated Fields (HIRF) and Lightning Protection Features, 16 September, 2005.
27. <http://www.airweb.faa.gov>.
28. <http://www.easa.eu.int>.
29. AC 25.981-1B, Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines, 18 April, 2001
30. <http://www.leachintl.com>
31. Terry Gooch—Senior Staff Safety, Test and Verification Engineer, SFAR 88 Fuel Tank System. Service News, A service publication of Lockheed Martin Air Mobility Support, Vol. 30, No. 1, 2005
32. AC 20-136, Protection of Aircraft Electrical/Electronic Systems against the Indirect Effects of Lightning, March 5, 1990.
33. <http://www.reliasoft.com>.
34. <http://www.commercialsupport.biz/search/sitemap.jsp>
35. DOT/FAA/AR-99/50, High-Intensity Radiated Fields (HIRF) Risk Analysis, July 1999
36. DOT/FAA/AR-04/13, General Aviation Lightning Strike Report and Protection Level Study, August 2004
37. AC 43-206, Inspection, Prevention, Control, and Repair of Corrosion on Avionics Equipment,
38. <http://www.dbicorporation.com/esd-art1.htm>
39. Airbus A330-200/A330-300 Maintenance. Issue August 16, 2002
40. Boeing 737, Aircraft Maintenance Manual
41. <http://www.logistics.faa.gov/ESD/esdtext.htm>

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Рыженко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

Поступила в редакцию 20.09.10

Сучасні вимоги та підходи до захисту електронних систем від електромагнітних дій полів високої інтенсивності, блискавки та ін., а також забезпечення норм льотної придатності літаків у частині підвищення ефективності засобів їх захисту в процесі експлуатації

Зазначено, що з впровадженням цифрових систем управління, нових технологій при розробці фюзеляжу зростає чутливість електронного обладнання критичних систем до дії іонізуючого випромінювання на крейсерських висотах (вище 9000 м), що спричиняється атмосферною радіацією, електромагнітними зовнішніми протидіями. Установлено, що відновлення та перебої в роботі авіоніки здійснюються з частотою 1 раз на кожні 10 тисяч польотів, що сбігається з частотою дії на літак блискавки. Дослідженнями електромагнітної обстановки в середині фюзеляжу потребують сертифікаційних випробувань індивідуально кожного типу літака.

Ключові слова: електромагнітні поля високої інтенсивності (HIRF); внутрішні джерела електромагнітних дій, нейтрона атмосферна радіація, електромагнітна сумісність (EMC), льотна придатність літаків у частині підвищення ефективності засобів захисту в процесі експлуатації, електроди станційна система управління (ЕДСУ).

Contemporary requirements and approaches for protection of electronic systems from electromagnetic effect caused by high-intensity radiated fields, lightning etc., and also for provision for aircraft airworthiness requirements in the field of aircraft protection means increase during operation process

It is noted that along with introduction of digital electronic control systems and new technologies of fuselage development, the increase of critical systems electronic equipment sensibility to ionizing radiation on cruise flight altitudes (above 9000 m) caused by atmospheric radiation and external electromagnetic impacts is observed. It is determined that avionics failures and malfunctions happen not rarer than 1 time per each 10000 flights which coincides with frequency of lightning impact. Researches of electromagnetic situation inside the fuselage require aircraft individual type certification tests.

Keywords: High-Intensity Radiated Fields (HIRF), internal electromagnetic effect sources, atmospheric neutron radiation, Electromagnetic Compatibility (EMC), aircraft airworthiness requirements in the field of aircraft protection means increase during operation process, Fly-By-Wire Control System (FWCS).