

УДК 629.78

Г.М. КЛЕЩЕВНИКОВ,
А.А. МАКАРЕНКО, кандидат
технических наук

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНИВАНИЮ УЯЗВИМОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К ДЕСТАБИЛИЗИРУЮЩИМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ КОСМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ

В статье представлены результаты исследования вопросов уязвимости космических аппаратов различного назначения к дестабилизирующим электромагнитным воздействиям космической среды, приведены типовые схемы уязвимости космических аппаратов к электромагнитным воздействиям. На основе проведенных исследований предложено формирование экспертной системы анализа уязвимости бортовой аппаратуры космических аппаратов к дестабилизирующим электромагнитным воздействиям космической среды.

Ключевые слова: космический аппарат; бортовая радиоэлектронная аппаратура; факторы космического пространства; электромагнитное воздействие; уязвимость к электромагнитному воздействию; анализ уязвимости; экспертная система анализа уязвимости.

Введение

Важнейшую роль в обеспечении длительной безотказной работы космических аппаратов (КА) играет, в том числе устойчивость элементов бортового оборудования к воздействию неблагоприятных факторов космического пространства (ФКП) [1-8], на которые, по оценкам отечественных и зарубежных специалистов, приходится более половины отказов и сбоев в работе бортовой аппаратуры (БА) КА. Даже краткосрочное, в течение нескольких миллисекунд, воздействие тяжелых заряженных частиц на электрические цепи БА КА способно привести к аномальному скачку напряжения, частичному или полному выгоранию элементов аппаратуры. Внезапные нарушения штатного режима работы бортовых систем КА могут приводить к весьма серьезным последствиям, вплоть до полной потери КА. Так, в качестве примера можно привести выход из строя в январе 1997 года связного коммерческого КА Telstar 401 стоимостью 132 млн долл. после геомагнитной бури, вызванной вспышкой на Солнце. Из предполагаемого срока работы в 12 лет аппарат проработал всего 4 года. Всего по данным электронного источника Satellite News Digest, начиная с

указанного инцидента с Telstar 401, за десятилетие из-за неполадок в солнечных батареях (СБ) погибло 12 КА, находящихся на орбите. Причем у 71% эти аномалии явились следствием электростатических разрядов на их СБ, возникших в период магнитосферных возмущений.

На КА в ходе орбитального полета воздействует обширный комплекс ФКП: потоки электронов и ионов высокой энергии, холодная и горячая космическая плазма, солнечное электромагнитное излучение (ЭМИ), метеорная материя, твердые частицы искусственного происхождения, резкие перепады температуры и другие факторы. В результате таких воздействий в материалах элементов БА КА протекают разнообразные физико-химические процессы, приводящие к ухудшению эксплуатационных параметров аппаратуры. В зависимости от характера процессов, инициируемых воздействием космической среды, происходящие изменения свойств материалов могут иметь разный временной масштаб, быть обратимыми или необратимыми, представлять различную опасность для функционирования бортовых систем. При этом воздействие ФКП может приводить как к постепенному ухудшению (деградации) свойств материалов и характеристик бортовых систем и, как следствие, – к отказам в работе БА КА по истечении некоторого периода эксплуатации, так и к возникновению внезапных отказов в работе БА, непосредственно сопровождающих воздействие¹.

В качестве типичного примера, иллюстрирующего первый случай, можно указать постепенное снижение эффективности солнечных батарей КА в результате деградации фотоэлементов под воздействием космической радиации, а для иллюстрации второго случая – сбои в микросхемах с высокой степенью интеграции под действием одиночных протонов или тяжелых ионов высокой энергии. Многообразие факторов, воздействующих на КА, сложные энергетические спектры космических корпускулярных и электромагнитных излучений, возможность воздействия ФКП в различных сочетаниях и в разной временной последовательности – все это значительно затрудняет изучение и прогнозирование изменений свойств материалов и характеристик бортовых систем КА в условиях космической среды.

¹ Семкин Н.Д., Телегин А.М., Калаев М.П. Космическое пространство и его влияние на элементы конструкций космических аппаратов: электронное методическое пособие. Самара: СГАУ им. С.П. Королева, 2013.

Современная ситуация в технологиях промышленного производства компонентов оборудования, предназначенного для применения в условиях космического пространства, характеризуется ростом удельного веса сложных технических систем с одновременным обновлением используемой элементной базы, подверженной потенциальному воздействию различных факторов электромагнитной природы, влияние части из которых слабо исследовано и ранее не учитывалось. Кроме того, существенным фактором при рассмотрении БА КА как объекта электромагнитного воздействия (ЭМВ) является специфика эксплуатации КА на орбите: автоматический режим функционирования и дистанционный контроль состояния оборудования, невозможность технического обслуживания, ремонта или замены элементов, многорежимный характер взаимодействия целевых и обеспечивающих подсистем, приводящий к динамическому изменению структуры функционирующей БА.

В силу изложенных выше обстоятельств представляется актуальным рассмотрение комплекса вопросов, связанных с защитой БА КА от дестабилизирующих ЭМВ космической среды с учетом описанных специфических условий производства космической техники и ее дальнейшего применения, а также крайне высокой «цены» негативных последствий ее отказов при функционировании на орбите в составе космических систем различного назначения. Несомненно, что одним из таких проблемных вопросов, требующих системного решения, является оценивание уязвимости БА КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды. Причем эффективное решение данного вопроса предполагает не просто рассмотрение влияния ЭМИ на элементы БА КА, но и выработку предложений по формированию системы анализа уязвимости БА КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды, учитывающей специфику КА как объектов эксплуатации и особенности их применения по целевому назначению.

Обоснование типовых схем уязвимости космических аппаратов к электромагнитному воздействию

Из всего объема возможных воздействий ФКП на БА КА в качестве предмета рассмотрения в данном исследовании выбрано влияние факторов электромагнитной природы.

Интенсивные возмущения магнитного поля Земли (магнитные бури) вызываются потоком солнечной плазмы из активных областей Солнца, накладываемым на спокойный солнечный ветер, и могут длиться от нескольких часов до нескольких суток. Магнитные бури представляют опасность для экипажей пилотируемых космических кораблей и функционирования БА КА [6; 7]. Прогнозировать магнитные бури можно максимум за трое суток. За это время можно провести какие-либо практические действия с КА, направленные на снижение (или исключение) воздействия потока высокоэнергетических частиц. Во время магнитных бурь существенно изменяются параметры слоев ионосферы, отражающей и поглощающей радиоволны. В результате возникают значительные помехи в области коротковолновой связи.

Естественное электрическое поле Земли обусловлено сложным комплексом геофизических явлений. Электрические поля в ионосфере Земли обусловлены процессами, протекающими как в верхних слоях атмосферы, так и в магнитосфере. Приливные движения воздушных масс, ветры, турбулентность – все это источники генерации электрического поля в ионосфере. Величина его напряженности зависит от местоположения точки, времени суток, общего состояния магнитосферы и ионосферы, активности Солнца. Сила тока при этом достигает сотен и тысяч ампер [6; 7]. Одним из непосредственных источников электрического поля в магнитосфере является солнечный ветер.

В период магнитных бурь и полярных сияний электрические поля и токи в магнитосфере и ионосфере испытывают значительные изменения. Воздействие электрического поля Земли на функционирование КА проявляется в виде электризации внешних поверхностей КА, нарушения функционирования бортовых систем, помех связи. Облучение КА во время событий с солнечными высокоэнергетическими частицами и повышения радиации в радиационных поясах могут вызвать временные аномалии в их работе, разрушить важные элементы электроники, привести к деградации солнечных батарей и «слепоте» целевых оптических систем (телескопов) и звездных датчиков ориентации.

Таким образом, на основе описания воздействий ЭМИ на КА [1-8] можно заключить, что наиболее уязвимыми элементами структуры КА являются приёмные тракты антенн радиосвязи или целевых систем, панели солнечных батарей, электронно-компонентная база и кабель-

ные линии БА. Перечисленные элементы имеются в составе практически любых КА прикладного назначения, функционирующих в составе особо ответственных космических систем с высокой ценой отказа орбитальных средств (например, космических систем военного или двойного назначения), основные типы которых в соответствии с предназначением целевой аппаратуры приведены в таблице 1 [9].

Анализируя природу воздействия ЭМИ на БА КА и характер последствий указанного воздействия на функционирование КА, можно выделить три типа отказов КА, вызываемых ЭМВ (таблица 2).

В таблице 3 приведены перечни и описания уязвимых к ЭМВ элементов КА и первичных процессов влияния ЭМИ на характеристики уязвимых элементов. Основным воздействующим фактором ЭМИ будет являться электромагнитный импульс.

Таблица 1 – Основные типы эксплуатируемых прикладных КА в соответствии с предназначением

Предназначение КА / тип целевой аппаратуры	Обозначение типа КА
Обзор земной поверхности / оптическая (оптико-электронная), радиоэлектронная	I
Обзор земной поверхности / радиолокационная, радиоэлектронная	II
Космическая навигация / радиоэлектронная	III
Спутниковая связь / радиоэлектронная	IV
Метеорология и контроль окружающей среды / оптическая (оптико-электронная), радиоэлектронная	V

Таблица 2 – Типы отказов КА, вызываемых ЭМВ

Описание отказа КА	Обозначение типа отказа
Необратимый отказ при функционировании КА в условиях воздействия дестабилизирующих факторов, наступающий в процессе или непосредственно после воздействия	A
Необратимый отказ при функционировании КА в условиях воздействия дестабилизирующих факторов, наступающий спустя некоторый промежуток времени после воздействия	B
Обратимый отказ при функционировании КА в условиях воздействия дестабилизирующих факторов, вследствие которого КА находится в закритическом неработоспособном состоянии в течение определенного промежутка времени после воздействия	C

Таблица 3 – Перечни и описания уязвимых к ЭМВ элементов КА и первичных процессов влияния ЭМИ на характеристики уязвимых элементов

Система (условный индекс)	Уязвимый элемент системы	Индекс уязвимого элемента	Индексы типов поражения элементов и первичные процессы влияния ЭМИ на их характеристики		
			a	b	c
Целевая система (1)	Фотопреобразующее устройство (ФПУ) оптической (оптико-электронной) аппаратуры обзора земной поверхности	$m_{1.1}$	–	–	$c_{1.1}$ – временное снижение обнаружительной способности
	Антенное устройство бортового информационно-навигационного комплекса, системы передачи информации, радиолокационной системы	$m_{1.2}$	$a_{1.2}$ – выгорание элементов радиоэлектронной аппаратуры (РЭА)	$b_{1.2}$ – повышение энергопотребления РЭА	$c_{1.2}$ – временное повышение уровня тепловых шумов
	Ультрафиолетовые ФПУ бортового комплекса метеорологического наблюдения	$m_{1.3}$	–	–	$c_{1.3}$ – временное снижение обнаружительной способности
Система электро-снабжения (2)	Панели солнечных батарей (СБ)	$m_{2.1}$	–	$b_{2.1}$ – частичное выгорание выгорание кабельной сети СБ	$c_{2.1}$ – снижение вольт-амперной характеристики фотоэлектронного преобразователя при перегреве
	Аккумуляторная батарея (АБ)	$m_{2.2}$	–	$b_{2.2}$ – частичное выгорание кабельной сети АБ	$c_{2.2}$ – отключение АБ при перегреве
Система управления движением (3)	Приборы ориентации	$m_{3.1}$	–	–	$c_{3.1}$ – временное снижение обнаружительной способности
	Датчик угловой скорости	$m_{3.2}$	–	–	$c_{3.2}$ – временное снижение точности ориентации
Бортовой комплекс управления (4)	Прибор приема команд с наземного комплекса управления	$m_{4.1}$	$a_{4.1}$ – выгорание элементов РЭА	$b_{4.1}$ – повышение энергопотребления РЭА	$c_{4.1}$ – временное повышение уровня тепловых шумов
	Антенно-фидерные устройства бортовой аппаратуры радиоуправления	$m_{4.2}$	$a_{4.2}$ – выгорание элементов РЭА	$b_{4.2}$ – повышение энергопотребления РЭА	$c_{4.2}$ – временное повышение уровня тепловых шумов
	Приемо-передающие устройства	$m_{4.3}$	$a_{4.3}$ – выгорание элементов РЭА	$b_{4.3}$ – повышение энергопотребления РЭА	$c_{4.3}$ – временное повышение уровня тепловых шумов

Схемы уязвимости конкретных образцов КА к ЭМВ целесообразно формировать на основе представления типовой схемы уязвимости КА, имеющего в своём составе полный набор возможных бортовых целевых и обеспечивающих систем. Каждый тип КА, приведенный в таблице 1, имеет ряд конструктивных особенностей и определенный набор характерных уязвимых элементов различных систем. На рисунке 1 представлены конструктивно-компоновочные схемы типовых КА с обозначением характерных уязвимых элементов их систем для ЭМИ с указанием индексов m в соответствии с данными таблицы 3.

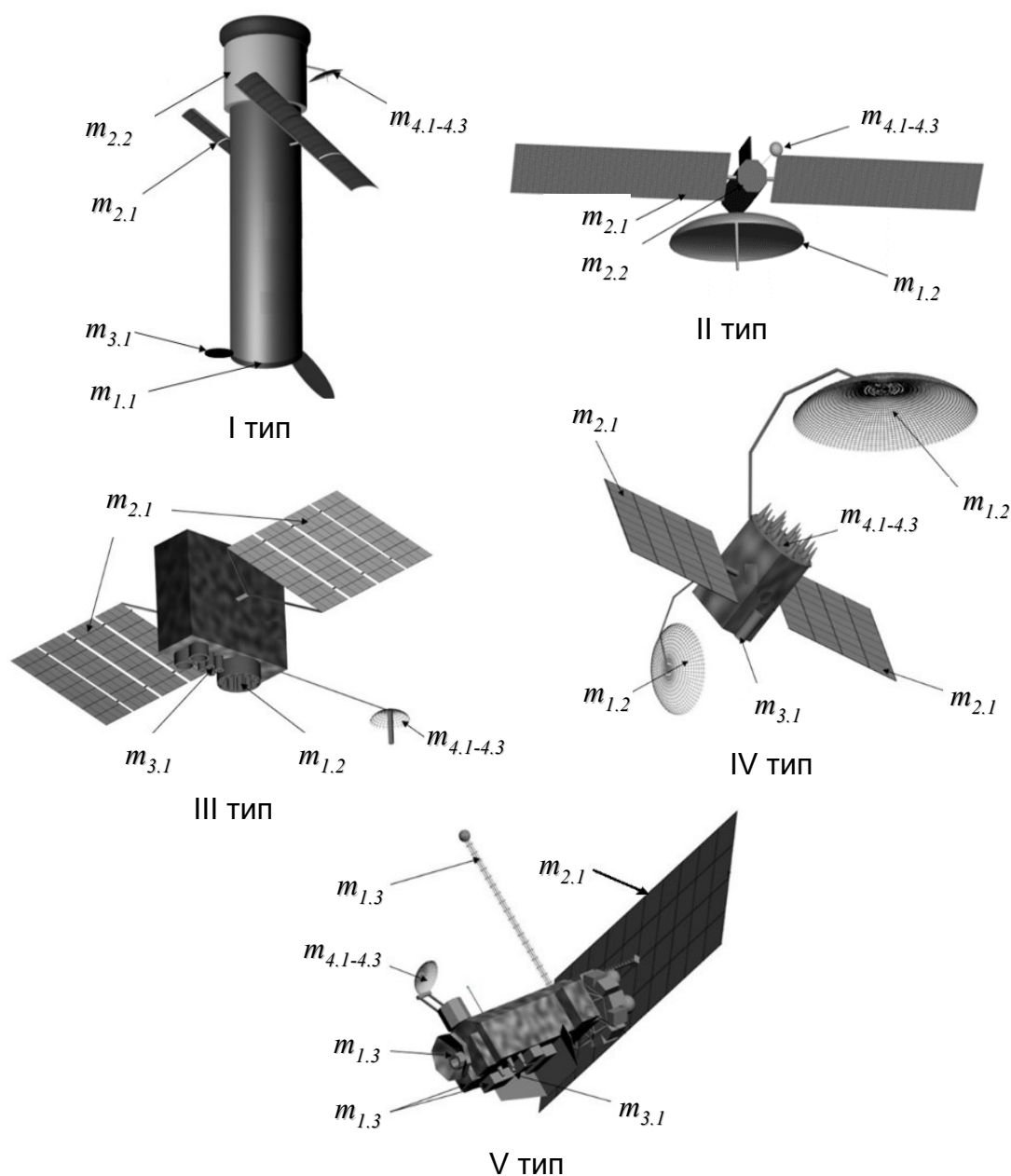


Рисунок 1 – Конструктивно-компоновочные схемы типовых КА

На основе представленных моделей облика типовых КА и данных, приведенных в таблицах 1-3, становится возможным построение моделей уязвимости КА к ЭМВ.

Наличие на КА большого количества уязвимых к ЭМВ элементов позволяет предположить, что в функционировании элементов, устройств и систем КА при воздействии ЭМИ будут происходить различные отказы по типу А, В, С (таблица 2). Множественные отказы в функционировании КА будут обусловлены нахождением КА в области воздействия ЭМИ в течение определённого времени, когда воздействию ЭМИ подвергаются все элементы и системы БА КА. При этом при определенной совокупности отказов или сбоев в работе систем КА становится возможным функциональный отказ КА в целом.

Комплексное воздействие ЭМИ на такую технически сложную систему как космический аппарат изучено мало, в том числе и по причине малосерийности, а зачастую и уникальности данного типа изделий. Но, исходя из описания уязвимых к ЭМВ элементов КА и первичных процессов влияния ЭМИ на характеристики уязвимых элементов (таблица 3) и анализа уязвимости элементов РЭА на типовых моделях, представленных на рисунке 1, можно представить в аналитическом виде схемы уязвимости типовых КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды (таблица 4).

Из таблиц 3 и 4 видно, что для типовых КА при дестабилизирующих ЭМВ космической среды критическими будут являться отказы по типу А целевой системы и/или бортового комплекса управления. Отказы по типам В и С могут происходить при отказах целевой системы и/или системы электроснабжения и/или системы управления движением и/или бортового комплекса управления.

Схема оценивания уязвимости бортовой аппаратуры космических аппаратов к дестабилизирующим электромагнитным воздействиям космической среды

Достижение требуемого уровня безотказности бортовых систем КА в условиях воздействия дестабилизирующих ЭМВ космической среды сопряжено с необходимостью решения целого комплекса задач, учитывающего как физическую природу воздействия ЭМИ на

материалы элементов РЭА, так и существующие и перспективные возможности по предотвращению или сглаживанию таких воздействий. Так как спектр дестабилизирующих ЭМВ космической среды достаточно широк, то и противодействие им должно быть комплексным, включающим мероприятия и способы различной направленности, реализуемые с самых первых этапов жизненного цикла КА, начиная с его разработки. Чтобы снизить степень влияния рассматриваемых дестабилизирующих факторов, необходимо реализовывать комплекс специальных мероприятий по повышению защищенности БА КА и устойчивости ее функционирования в неблагоприятных условиях космического пространства.

Таблица 4 – Схемы уязвимости КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды

Тип КА	Предназначение КА (тип целевой аппаратуры)	Тип отказа КА	Схема уязвимости
I	Обзор земной поверхности (оптическая (оптико-электронная), радиоэлектронная)	A	$A^I = a_{4.1-4.3}$
		B	$B^I = b_{2.1} \cup b_{4.1-4.3}$
		C	$C^I = c_{1.1} \cup c_{2.1} \cup c_{3.1-3.2} \cup c_{4.1-4.3}$
II	Обзор земной поверхности (радиолокационная, радиоэлектронная)	A	$A^{II} = a_{1.2} \cup a_{4.1-4.3}$
		B	$B^{II} = b_{1.2} \cup b_{2.1} \cup b_{4.1-4.3}$
		C	$C^{II} = c_{1.2} \cup c_{2.1} \cup c_{3.1-3.2} \cup c_{4.1-4.3}$
III	Космическая навигация (радиоэлектронная)	A	$A^{VI} = a_{1.2} \cup a_{4.1-4.3}$
		B	$B^{VI} = b_{1.2} \cup b_{2.1} \cup b_{4.1-4.3}$
		C	$C^{VI} = c_{1.2} \cup c_{2.1} \cup c_{3.1-3.2} \cup c_{4.1-4.3}$
IV	Спутниковая связь (радиоэлектронная)	A	$A^{VII} = a_{1.2} \cup a_{4.1-4.3}$
		B	$B^{VII} = b_{1.2} \cup b_{2.1} \cup b_{4.1-4.3}$
		C	$C^{VII} = c_{1.2} \cup c_{2.1} \cup c_{3.1-3.2} \cup c_{4.1-4.3}$
V	Метеорология и контроль окружающей среды (оптическая (оптико-электронная), радиоэлектронная)	A	$A^{VIII} = a_{4.1-4.3}$
		B	$B^{VIII} = b_{2.1} \cup b_{4.1-4.3}$
		C	$C^{VIII} = c_{1.3} \cup c_{2.1} \cup c_{3.1-3.2} \cup c_{4.1-4.3}$

Одним из неперенных условий, обеспечивающим решение проблемы комплексной защиты бортовых систем КА от ЭМИ, является формирование действенной системы анализа уязвимости БА КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды, которая должна предоставить возможность поддержки принятия решений по обеспечению стойкости РЭА к ЭМВ для всех уровней комплексной системы защиты с учетом выделенных в таблице 4 схем уязвимости КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды.

В качестве прототипа для формирования системы анализа уязвимости БА КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды была рассмотрена схема, предложенная в рамках способа интеллектуального анализа оценки устойчивости инфокоммуникационной системы к деструктивному воздействию ЭМИ [10], позволяющего оценивать устойчивость инфокоммуникационной системы связи при воздействии деструктивных ЭМИ на ее структурные элементы за счет оперативной реконфигурации (в реальном масштабе времени) и обработки характера деструктивных воздействий.

Блок-схема рекомендуемой экспертной системы анализа уязвимости БА КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды представлена на рисунке 2.

Суть предлагаемого подхода к решению задачи анализа уязвимости БА КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды, отраженного в приведенной блок-схеме, заключается в том, что изначально на этапе разработки КА и проведения испытаний электронной компонентной базы и систем его БА в условиях, имитирующих воздействие на них ФКП, фиксирующих деструктивные воздействия на БА КА и ее структурные элементы, формируют имитационную модель КА с исходной спецификацией конфигурации БА КА, на которой моделируют деструктивные воздействия. В основу имитационного моделирования рассматриваемых типов КА (таблица 1) закладываются обобщенные модели облика типовых КА (рисунок 1). По результатам моделирования реконфигурируют имитационную модель КА и представляют математическую модель его функционирования. В составе модели необходимо предусмотреть наличие соответствующего интеллектуального инструментария, способного консолидировать информацию за счет выявления значимых признаков и скрытых закономерностей в исходных массивах разнородных данных.

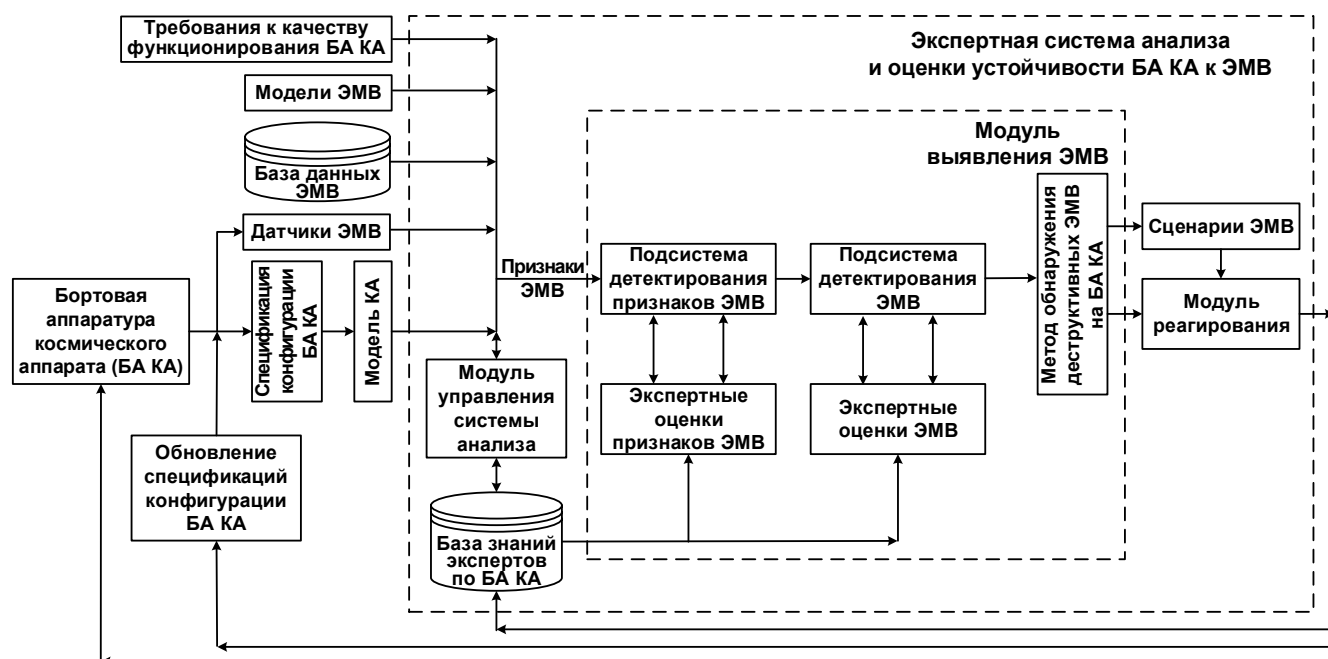


Рисунок 2 – Блок-схема экспертной системы анализа уязвимости БА КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды

При функционировании КА в реальных условиях эксплуатации (в орбитальном полете) определяют параметры электромагнитных полей, воздействующих на подсистемы БА КА и осуществляют экспертную оценку воздействия ЭМИ на работоспособность отдельных элементов и узлов БА, а также КА в целом, формируют сценарии ЭМВ на БА КА, учитывая модели ЭМИ во всем диапазоне частот, а также схемы уязвимости КА и элементов их БА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды (таблицы 3, 4). При этом в рамках модуля выявления ЭМВ экспертной системы анализа уязвимости БА КА проводят постоянный анализ поступающего информационного потока по состоянию БА КА (телеметрической информации) и выявляют закономерности появления отказов и сбоев, периодичность и кратность частоты появления которых определяют на частоте формирования импульсов известными источниками ЭМИ. При обнаружении факта воздействия известных источников ЭМИ и идентификации факта деструктивного воздействия модулем реагирования экспертной системы анализа и оценки устойчивости БА КА к ЭМВ вырабатываются соответствующие ре-

комендации по принятию решения на «реконfigurирование» структуры БА КА с учетом возникших отказов и сбоев и проводится дальнейший анализ сценариев поведения БА КА при действии на ее элементы и узлы ЭМВ с учетом реконfigurированных моделей КА и моделей ЭМИ на всем диапазоне частот. При этом осуществляется расчет целевых показателей, характеризующих устойчивость КА в целом и его отдельных подсистем (бортовой аппаратуры) к воздействию ЭМИ, математическая формализация которых заключается в определении требуемого уровня устойчивости системы и оценивании соответствия функциональных зависимостей, определяющих уровень качества функционирования реконfigurированного состава БА КА, требуемому уровню. При выполнении указанных требований текущая конфигурация БА КА считается устойчивой к деструктивному воздействию ЭМИ.

Заключение

На основе проведенных исследований вопросов уязвимости бортового оборудования КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды для основных типов прикладных КА выработаны рекомендации по решению актуальной задачи оценивания уязвимости БА КА к характерным для космического пространства дестабилизирующим воздействиям электромагнитной природы на основе экспертной системы анализа уязвимости БА КА к рассматриваемым воздействиям. Отличительной особенностью предлагаемого подхода является его адаптированность к специфике КА как устройств с автоматическим или дистанционным управлением и контролем состояния оборудования, применяемых в условиях неблагоприятного воздействия специфических факторов космической среды. Предлагаемая экспертная система анализа уязвимости БА КА к дестабилизирующим ЭМВ космической среды может быть рекомендована для использования как на стадии применения космических систем по целевому назначению для оперативного реагирования и управления бортовой аппаратурой КА при деструктивном воздействии ЭМИ на КА данных систем, так и на стадии разработки новых КА для формирования рациональных структуры и компоновки перспективных КА.

Список использованных источников

1. Модель космоса: в 2-х т. / Под ред. М.И. Панасюка. 8-е изд. Т.2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / Под ред. Л.С. Новикова. М.: КДУ, МГУ им. М.В. Ломоносова, НИИЯФ им. Д.В. Скобельцына, 2007. – 1143 с.
2. Алексеев И.И., Анашин В.С., Бородин В.В., Герасимов В.Ф. Ионизирующие излучения космического пространства и их воздействие на бортовую аппаратуру космических аппаратов. М.: Физматлит, 2013. – 255 с.
3. Белоус А.И., Солодуха В.А., Шведов С.В. Космическая электроника: в 2-х кн. Кн.1. – М.: Техносфера, 2015. – 696 с.
4. Акулов О.А., Фролков Е.В., Шатунов А.В. Модель оценки и прогнозирования защищенности бортовых вычислительных систем от воздействия факторов космического пространства // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Приборостроение. 2010. №3(80). – С. 94-102.
5. Богданова В.С., Замятин Д.А., Кольга В.В. Методы защиты космических аппаратов от внешних воздействий // Решетневские чтения. 2017. Т.1. – С. 9-10.
6. Бармин И.В., Кулагин В.П., Савиных В.П., Цветков В.Я. Околосемное космическое пространство как объект глобального мониторинга // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. №4(20). – С. 4-9.
7. Кузнецов В.Д. Космическая погода и риски космической деятельности // Космическая техника и технологии. 2014. №3(6). – С. 3-13.
8. Северцев В.Н., Гулякович Г.Н. Комплексная защита электронных устройств космических аппаратов от электромагнитных помех // Инженерный вестник Дона. 2017. №2.
9. Макаренко С.И. Использование космического пространства в военных целях: современное состояние и перспективы развития систем информационно-космического обеспечения и средств вооружения // Системы управления, связи и безопасности. 2016. №4. – С. 161-213.
10. Патент №2560803 Российская Федерация, МПК G06N 3/02, G05B 23/02, G06F 15/18. Способ интеллектуального анализа оценки устойчивости инфокоммуникационной системы к деструктивному воздействию электромагнитного излучения: №2014105854/08; заявл. 18.02.2014; опубл. 20.08.2015 / Михайлов В.А., Царегородцев А.В., Мырова Л.О.; патентообладатель ОАО «НИИ «Аргон». – 15 с.