

Устройство содержит источник 1 питания, выход которого соединен с выводами питания испытуемой ИМС 2 и блоком 3 формирователя тестовой последовательности, соединенным с входами ИМС 2. Выходы ИМС 2 соединены через коммутатор 4 с входом блока 5 измерения задержек распространения при включении и выключении.

Способ отбраковки ИМС осуществляется следующим образом. На источнике 1 питания устанавливают напряжение питания испытуемой ИМС, близкое к критическому питающему напряжению. С блока 3 формирователя тестовой последовательности на испытуемую ИМС 2 подают тестовую последовательность импульсов с амплитудой, равной напряжению питания испытуемой ИМС. Коммутатором 4 выбирают заданный выход микросхемы. Времена задержки распространения при включении и выключении определяют блоком 5. Конкретное значение пониженного напряжения питания устанавливается эмпирически в зависимости от типа ИМС и предъявляемых требований по надежности. Чем ближе это значение к критическому, тем сильнее проявляются дефекты ИМС и поэтому выше достоверность разбраковки.

Кононов Алексей Владимирович, студент кафедры КТЭСиУ. E-mail: kononoff.lesha@yandex.ru

УДК 621.382

ПРИЗНАКИ ОТКАЗОВ КМОП ИМС

А.В. Кононов

«Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва», г. Самара

Признаком отказа ИМС на качественном уровне является невозможность выполнения функций, возложенных на микросхему, а на количественном уровне – несоответствие значений измеренных параметров ожидаемым, не соответствующим техническим условиям (ТУ). Также признаки отказов устанавливаются при визуальном осмотре на наличие повреждений корпуса, выводов, маркировки. В различных случаях прибегают к вскрытию корпуса ИМС, использованию химических методов определения.

Для установления признаков отказа важным является сопутствующая изделию документация, в которой указаны режимы работы (испытаний) и условия, при которых произошел отказ, сведения о типе ИМС, номере партии, паспорт на ИМС и др.

При контроле КМОП ИМС измеряют статические и динамические электрические параметры. В зависимости от выполняемых ИМС функций

набор контролируемых параметров может меняться. Для ИМС такие параметры указываются в ТУ исполнения на каждую серию.

Методы измерения электрических параметров цифровых ИМС хорошо известны и регламентированы НТД.

К КМОП ИМС СН предъявляются требования работоспособности в условиях космического пространства (КП), где микросхемы подвергаются воздействию поражающих факторов (ПФ).

Влияние ПФ КП выражается в:

- структурных изменениях кристаллической решётки полупроводниковых материалов;
- ионизационных процессах, происходящих в активных и пассивных областях слоёв.

Следует обратить внимание на то, что при воздействии мощного радиоизлучения у КМОП микросхем наблюдаются как обратимые, так и необратимые отказы, в отличие от ТТЛ ИМС, у которых наблюдаются только необратимые отказы.

В условиях КП могут возникать кратковременные изменения логического состояния ячеек памяти, триггеров и регистров, вызываемые ионизационными эффектами в структуре ИМС вследствие возникновения ионизационных импульсных токов. В худшем случае эти токи могут вызвать радиационное защёлкивание (тиристорную защёлку) в КМОП-структурах, либо вторичный пробой диэлектриков.

Исследования отказов ИМС СН на борту КА сильно затруднено вследствие невозможности прямых измерений параметров, погрешности датчиков из-за удалённости от отказавших элементов и других причин. Поэтому изучение отказов ИМС СН проводят при их испытаниях при имитировании условий космической среды. Стоит отметить, что формирование условий космической среды также является большой проблемой из-за необходимости использования дорогостоящего оборудования, невозможности имитации отдельных условий, либо принципиальной невозможности формирования отдельных космических условий на Земле.

КМОП ИМС космического назначения подвержены радиационным эффектам в активных элементах, при этом транзисторные структуры наиболее к ним чувствительны.

Выход значения тока потребления ИМС за установленные технической документацией (ТД) пределы является основным признаком отказа КМОП ИМС СН, подвергаемых радиационным поражающим факторам.

Полупроводниковые приборы подвержены пострадиационному эффекту, выражающемуся в проявлении отказов через некоторое время при воздействии увеличенной температуры после влияния низкоинтенсивного ионизирующего излучения (ИИ). Появление отказов ИМС в этом случае

объясняется наличием макродефектов в диэлектрических слоях, соизмеримых с толщиной этих слоев. Механизм эффекта заключается в накоплении «дырок» в макродефектах диэлектрика и на поверхности раздела диэлектрического и полупроводникового слоёв во время влияния ИИ и в последующем освобождении положительного заряда с этих уровней, ускоренно протекающее при повышенных температурах. Таким образом, за счёт свободных «дырок» снижается величина пробивного напряжения, что впоследствии может привести к пробое диэлектрических слоёв.

Кононов Алексей Владимирович, студент кафедры КТЭСиУ. E-mail: kononoff.lesha@yandex.ru

УДК 621.3:536.58:681.5

АНАЛИЗ ТЕПЛООБМЕНА В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИЙ РЭС БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.А. Капралова, А.А. Назаров

«Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва», г. Самара

В настоящее время наблюдается рост темпов создания различного вида беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Они широко используются для контроля и мониторинга земной и водной поверхности. БПЛА являются мощным средством поддержки воинских подразделений при выполнении боевых задач. Такие БПЛА могут подвергаться прямому электромагнитному воздействию систем противника. Наиболее опасным является воздействие сверхкороткоимпульсного электромагнитного излучения.

В связи с этим появилась задача повышения устойчивости функционирования радиоэлектронной аппаратуры БПЛА в условиях воздействия такого излучения. Проведенные нами исследования показали, что устойчивость аппаратуры к излучению зависит от теплового режима ее работы.

Целью данной работы является анализ теплообмена в элементах конструкции РЭС БПЛА.

Была рассмотрена аппаратура с принудительным воздушным охлаждением (ПВО) [1].

Анализ конструкций РЭС БПЛА показал, что различные системы ПВО РЭС можно свести к двум основным схемам: «холодная стенка», где тепло снимается охлаждающим воздухом с теплонагруженной стенки корпуса, и внешний обдув корпусов составных частей (СЧ) РЭС БПЛА в