

УДК 629.735.33.002: 621.9.06-529: 004.421

В.С. КРИВЦОВ, Е.В. КОМБАРОВА, Р.В. ВАРНАС, Е.А. АКСЕНОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ И ПРОЦЕССОВ В СТАНКАХ С ЧПУ

Повышение эффективности механообработки в авиастроении во многом зависит от применения технологии высокоскоростного фрезерования. Необходимость проведения исследования алгоритмов и процессов в станках с ЧПУ на реальном оборудовании обусловлена зависимостью эффективности процесса высокоскоростной обработки от параметров отдельных единиц оборудования. Разработан программно-аппаратный комплекс, интегрированный с системой ЧПУ на базе персонального компьютера, позволяющий регистрировать данные о процессах в технологическом оборудовании и внутренних переменных системы ЧПУ с частотой управляющего цикла системы ЧПУ. Показано применение комплекса при разработке алгоритма управления оборудованием при пошаговом перемещении от пульта оператора, алгоритма прогнозирования подачи, оптимизации программно реализованного регулятора, исследовании энергопотребления и вибраций при высокоскоростном фрезеровании.

Ключевые слова: высокоскоростное фрезерование, система ЧПУ, точность позиционирования, ошибка по положению.

Введение

Обработка металлов со снятием стружки является на сегодняшний день важнейшим способом формообразования деталей в машиностроении. Повышение точности, надежности и производительности лезвийной обработки резанием является одной из наиболее актуальных задач в авиастроении. Из-за постоянного повышения требований к качеству обработанных поверхностей процесс совершенствования станочного оборудования является перманентным.

Необходимо подчеркнуть, что современный станок представляет единое целое с системой ЧПУ (СЧПУ), которая может быть наделена различными функциями. Станок в современных условиях должен быть снабжен гибкой и интеллектуальной системой управления, связанной с системой управления производством. Сложность программного обеспечения не является регламентирующим показателем. В СЧПУ могут быть использованы достаточно сложные алгоритмы управления, учитывающие динамические процессы, происходящие в системах станка. Основной тенденцией в развитии СЧПУ для современного механообрабатывающего оборудования является создание систем на базе персонального компьютера (ПК) [1, 2], что позволяет использовать весь арсенал вычислительных и коммуникационных возможностей современной техники.

Повышение сложности металлорежущего оборудования, применение высокоскоростных технологий обработки, необходимость учета динамических

процессов, происходящих в системах станка, обуславливает необходимость проведения исследований этих процессов как вообще, так и на конкретных экземплярах оборудования.

Создание специализированных стендов для исследования алгоритмов и процессов управления оборудованием [2] применимо для исследования ограниченного ряда проблем. При решении задач оптимизации процессов высокоскоростной обработки результаты могут существенно отличаться для различных экземпляров оборудования одного типа [3]. Это обстоятельство определяет необходимость разработки программно-аппаратного комплекса (ПАК) для исследования алгоритмов и процессов в станках с ЧПУ, обеспечивающего проведение исследований непосредственно на технологическом оборудовании.

С целью обеспечения анализа алгоритмов управления, процессов в системах станка и процессов механической обработки на металлорежущих станках в центре САПР и ИТ ХАИ разработан ПАК, интегрированный с СЧПУ. Комплекс эксплуатируется в составе оборудования различных типов, таких как, токарный станок 16K20Ф3, вертикально фрезерные станки 6P13ГН1 и МА655СМ30А.

1. Требования к программно-аппаратному комплексу

Для достижения поставленной цели определены следующие задачи и требования к программно-аппаратному комплексу.

Для проведения исследований на реальном оборудовании наиболее рациональным является использование СЧПУ в качестве основы создаваемого ПАК. Среди основных архитектурных вариантов современных СЧПУ, представленных на рынке, преобладают системы на базе ПК [1, 2], обеспечивающие гибкий интерфейс оператора и использование коммуникационных возможностей подключения в локальные и глобальные сети. Наиболее перспективным является *создание ПАК исследования алгоритмов и процессов на основе интеграции дополнительного аппаратного и программного обеспечения в СЧПУ на базе ПК*.

Реализация технологических процессов высокоскоростной обработки требует высоких значений подач рабочих органов станка. Возможность реализации процесса обработки зависит от точности поддержания контурной скорости и точности позиционирования в процессе обработки. В работе [4] показано, что для обеспечения точности задания траектории не хуже $1 \cdot 10^{-3}$ мм, при подачах порядка 5000 мм/мин необходимо применять СЧПУ с частотой цикла не менее 1000 Гц. В современных СЧПУ, обеспечивающих управление на подачах до 60000 мм/мин, реализуется цикл управления с частотой до 2500 Гц. Технические решения по организации архитектуры СЧПУ и системы исследования алгоритмов и процессов должны *обеспечивать высокую частоту управляющего цикла при управлении оборудованием*.

Архитектура СЧПУ на прикладном уровне определяется количеством и составом прикладных разделов, называемых задачами управления [5]. В число подобных задач входят: геометрическая (ориентируется на управление следящими приводами); логическая (организует управление электроавтоматикой); технологическая (гарантирует поддержание или оптимизацию параметров технологического процесса); диспетчеризация (обеспечивает управление другими задачами на прикладном уровне); терминальная (поддерживает диалог с оператором, отображение состояний системы, редактирование и верификацию управляющих программ); коммуникационная (обеспечивает обмен информацией с системой управления предприятием). Программно-аппаратные средства системы должны *обеспечивать получение и сохранение информации о выполнении алгоритмов всех вышеперечисленных задач*.

При построении СЧПУ на базе ПК необходимо учитывать особенность реализации режима реального времени. Под понятием реального времени подразумевают, что поведение вычислительной системы предсказуемо и время, затраченное на определенную процедуру, не превышает заранее установ-

ленного ограничения [5]. Это означает, что на выполнение одного и того же действия вычислительная система может затрачивать время, длительность которого зависит от различных обстоятельств, но находится в определенных пределах. ПАК для исследования алгоритмов и процессов должен *обеспечивать возможность измерения реальной длительности процессов, происходящих в СЧПУ*. Внутренний таймер вычислительной системы не позволяет решить эту задачу, а значит, не может быть использован.

СЧПУ осуществляет контроль большого количества параметров, но для анализа технологического процесса либо других процессов, происходящих в оборудовании, может понадобиться регистрация различных сигналов и данных внешней регистрирующей аппаратурой. Для облегчения анализа данных необходимо иметь возможность *управлять регистрацией данных внешними измерительными устройствами синхронно с регистрацией данных внутри системы*.

Процесс сбора и регистрации данных осуществляется параллельно с процессом управления оборудованием и не должен влиять на него. По этой причине процесс сбора данных должен выполнять только запись данных. Обработку и анализ необходимо *осуществлять после завершения эксперимента с использованием специализированных программных средств и пакетов, например, excel, mathcad*.

2. Аппаратная часть комплекса

Аппаратная часть комплекса создана на базе двухуровневой СЧПУ, в которой задачи управления разделены между двумя ПК, объединенными в локальную сеть (рис. 1). Верхний уровень (ВУ) представляет собой ПК, функционирующий под операционной системой Windows XP. Он выполняет терминальную, коммуникационную и, частично, технологическую задачи управления.

Нижний уровень (НУ) СЧПУ представляет собой ПК, в системную магистраль которого подключены специализированные устройства сопряжения: модули ввода-вывода дискретных сигналов, интерфейсы следящих приводов, интерфейсы датчиков обратной связи (ДОС). Нижний уровень функционирует под операционной системой реального времени и обеспечивает выполнение диспетчеризации, геометрической, логической и технологической задач.

Разделение задач между уровнями СЧПУ позволяет обеспечить максимальную эффективность и частоту цикла управления порядка 1000 ... 2500 Гц.

Применение в качестве НУ ПК типа celeron 1,2 GHz с оперативной памятью 512...1024 MB по-

звляет параллельно с управлением по восьми осям осуществлять регистрацию необходимого количества параметров и обрабатывать данные дополнительных устройств комплекса.

Магистральная организация обмена данными между устройствами сопряжения и процессорным модулем обеспечивает наибольшую производительность и высокую надежность обмена данными, что наилучшим образом подходит для организации системы регистрации большого количества данных с устройств сопряжения и внутренних переменных программного обеспечения (ПО) СЧПУ.

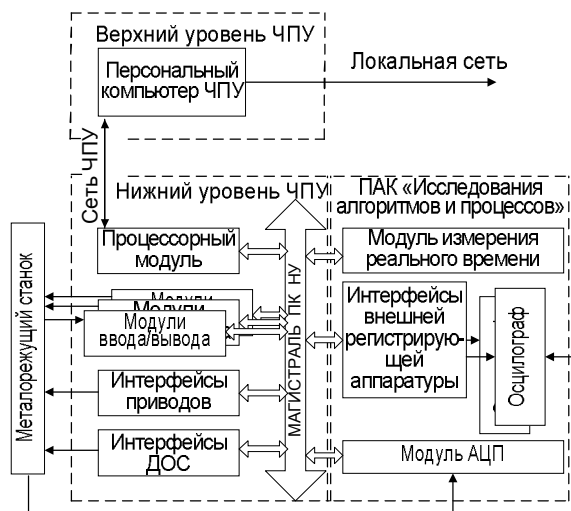


Рис. 1. Структура аппаратного обеспечения СЧПУ и ПАК для исследования алгоритмов и процессов

Аппаратное обеспечение разработанного комплекса полностью включает в себя аппаратное обеспечение СЧПУ с дополнительным подключением в системную магистраль специальных модулей: измерения реального времени, аналогово-цифрового преобразования (АЦП) и управления внешней регистрирующей аппаратурой, например, цифровым запоминающим осциллографом.

Таким образом, любой станок или технологическое оборудование, оснащенное СЧПУ с расширением аппаратной части до состава комплекса, можно рассматривать как исследовательский стенд. Проведение же технологического эксперимента на реальном станке, а не на его стендовой имитации позволяет получать наиболее достоверные и ценные результаты.

3. Программная часть комплекса

За основу организации программного обеспечения комплекса принята структура ПО СЧПУ. ПО ВУ разработано в Microsoft visual C++. ПО ВУ состоит из двух подсистем: подсистемы управления

процессом регистрации данных и подсистемы обработки данных. Управление процессом регистрации унифицировано с управлением технологическим оборудованием и осуществляется с помощью команд, передаваемых по локальной сети СЧПУ на машину НУ.

Подсистема обработки данных позволяет визуализировать любой набор зарегистрированных данных одного или нескольких экспериментов, провести преобразования данных, вычислить амплитудно-частотную характеристику и выполнить экспорт данных в excel, mathcad и другие пакеты.

Структура ПО НУ соответствует структуре ПО СЧПУ (рис. 2).

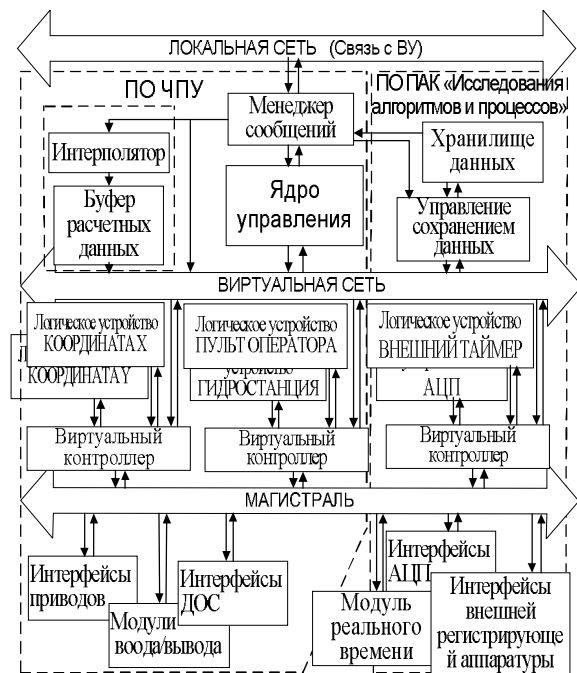


Рис. 2. Структура программного обеспечения СЧПУ и ПАК для исследования алгоритмов и процессов

Управление отдельными устройствами станка осуществляется программно реализованными автоматами логических устройств. Логические устройства сгруппированы по виртуальным контроллерам. Ядро управления обеспечивает взаимодействие устройств через рассылку команд и сообщений контроллерам по внутренней виртуальной сети. Обмен данными с физическими интерфейсами осуществляется с преобразованием к адресному пространству виртуальных контроллеров. Добавление в систему специальных интерфейсов комплекса не нарушает общей структуры ПО. Обмен данными с дополнительными интерфейсами осуществляется аналогично обмену данными с интерфейсами СЧПУ.

Специально для комплекса разработан модуль управления сохранением данных. Модуль обеспечи-

вает сбор и сохранение в оперативной памяти данных о процессах, происходящих на программном уровне в СЧПУ и данных о физических процессах, происходящих в технологическом оборудовании. Модуль управляется ядром и получает данные от логических устройств.

Модуль управления сохранением данных обеспечивает два режима: режим «Регистрация параметров» и режим «Аварийное сохранение параметров».

В режиме «регистрации параметров» инициализация и завершение сохранения данных выполняется по команде, передаваемой с ВУ на НУ. Регистрация данных выполняется на каждом такте работы системы. Время непрерывной регистрации составляет не менее 60 секунд. Для каждой управляемой координаты может регистрироваться до 300 переменных. Набор данных определяется при конфигурировании системы. Конфигурация данных, сохраненных в конкретном файле эксперимента, описывается в заголовке файла, что позволяет производить последующую обработку для оборудования различной конфигурации. Режим используется для проведения исследования алгоритмов и различных процессов в технологическом оборудовании.

Режим «аварийного сохранения параметров» активизирует сохранение данных при сбое в работе систем станка. При возникновении аварийных ситуаций, таких как отказ приводов подачи, шпинделя, гидростанции или других критичных систем, происходит выключение питания станка и сохранение данных о работе системы за время не менее 40 секунд, предшествующих отказу. Режим используется для отладки алгоритмов управления устройствами и диагностики отказов.

4. Исследование алгоритмов и процессов

Разработанный комплекс выполнен как программно-аппаратное расширение двухуровневой СЧПУ на базе ПК. ПАК позволяет получить информацию о любых данных в СЧПУ и проводить регистрацию данных о технологических процессах и процессах в системах станка. Комплекс позволяет проводить исследования и оптимизацию алгоритмов СЧПУ по всем задачам управления.

Рассмотрим несколько примеров применения комплекса.

При согласовании СЧПУ со станком выполняется разработка и отладка алгоритмов взаимодействия различных частей программно-аппаратного обеспечения (рис. 2). Это взаимодействие можно показать на примере тестирования алгоритма пошагового перемещения при управлении с пульта оператора (рис. 3). Сигнал нажатия кнопки «X+» посту-

пает через модуль ввода дискретных сигналов и обрабатывается алгоритмом логического устройства «Пульт Оператора». Шаговое перемещение на заданную величину выполняется при определенном положении переключателей режимов на пульте оператора, что задает необходимое состояние логического устройства. По запросу логического устройства ядро управления инициирует режим перемещения на величину заданного шага (переменная PP, рис. 3).

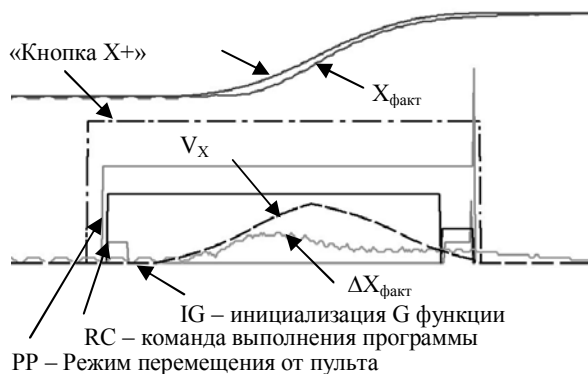


Рис. 3. Взаимодействие устройств при выполнении шагового перемещения при задании с пульта оператора

Модуль интерполяции по команде ядра (переменная RC) инициирует выполнение программы перемещения на заданное расстояние (переменная IG). Интерполяционные данные о заданной скорости (V_X) и положении ($X_{зад}$) поступают в логическое устройство «Координата X». Управление координатой осуществляется через интерфейс следящего привода. Информация о фактическом положении ($X_{факт}$) поступает в систему от устройства сопряжения «ДОС». Соответствие заданного и фактического положения контролируется программно реализованным регулятором в логическом устройстве «Координата X».

Подсистема регистрации параметров позволяет в каждом такте управления для рассмотренного цикла фиксировать до 300 переменных, что позволяет проводить анализ и оптимизацию алгоритмов любой из частей системы.

Выполнение высокоскоростной обработки невозможно без реализации в СЧПУ алгоритмов прогнозирования и оптимизации скорости перемещения рабочих органов. Управляющая программа задает траекторию перемещения инструмента. Подача в программе задается технологом исходя из условий обеспечения режимов резания, а возможность обеспечения заданного скоростного режима возлагается на СЧПУ.

На рис. 4 приведен результат тестирования алгоритма оптимизации подачи при использовании S-образного закона разгона/торможения. При оптимизации скорости учитываются ограничения величин максимально допустимых подач по координатам, ограничение величин мгновенных ускорений по координатам на изломе кадров, ограничение перегрузки при движении по криволинейной траектории, возможность достижения заданной подачи на длине кадра и ограничение скорости в кадре по длине тормозного пути с учетом условий движения в последующих кадрах. Используемый алгоритм оптимизации не имеет ограничения по количеству анализируемых кадров. Условия движения в последнем кадре программы могут влиять на скорости движения в первом кадре.

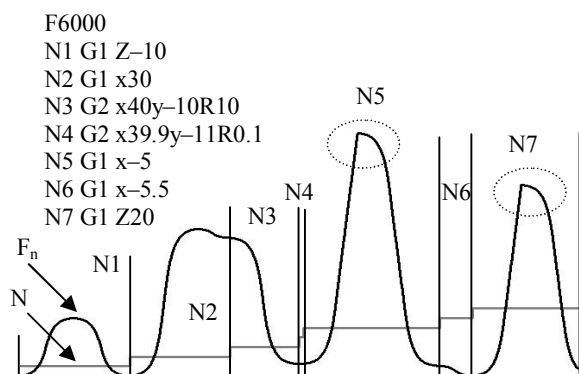


Рис. 4. Результат тестирования алгоритма оптимизации подачи

В приведенном примере в тексте программы задана подача (F) 6000 мм/мин, что превышает динамические возможности тестируемого станка. При выполнении программы с применением алгоритма прогнозирования подачи зафиксирована диаграмма изменения контурной скорости (F_n) по длине кадра. Ошибка алгоритма, приводящая к появлению излома в диаграмме подачи в кадре N5, N7, устранена.

Применение программно-реализованного регулятора в контуре управления следящими приводами позволяет проводить исследования различных типов регуляторов. Возможность сохранения информации о процессе управления следящим приводом позволяет осуществлять настройку коэффициентов регулятора по формализованной методике, а не по субъективным ощущениям наладчика. Работа регулятора напрямую определяет величины динамических погрешностей позиционирования, возникающих при движении рабочих органов по программе. На рис. 5 приведен график изменения ошибки позиционирования шпиндельной бабки станка МА655СМ30А, полученный при перемещении на подаче 5500

мм/мин. Для управления координатой применен пропорциональный регулятор с предварительным заданием по скорости. В установившемся режиме движения получена ошибка позиционирования +2... -16 мкм, максимальная ошибка на участке разгона составила +20... -25 мкм, а на участке торможения - 44 мкм.

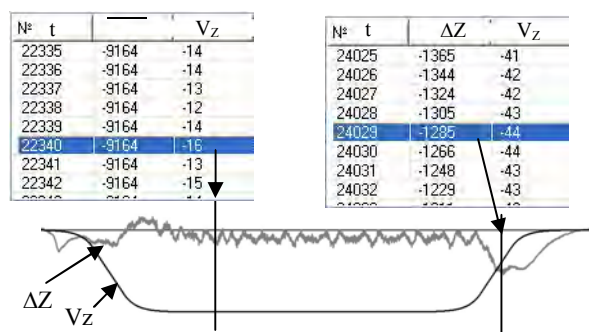


Рис. 5. Исследование точности позиционирования

Энергоемкость процесса резания является одним из важных критериев оценки эффективности технологического процесса. Определение мощности резания по электрическим параметрам шпинделя в процессе обработки деталей (рис. 6, а) позволяет по данным серии экспериментов осуществлять оценку энергоемкости снятия материала в зависимости от различных параметров технологического процесса (рис. 6, б). Данные, регистрируемые ПАК, пригодны для проведения технологических экспериментов. Разработка алгоритмов управления оборудованием с учетом энергетических характеристик технологического процесса является отдельной задачей, решение которой возможно с применением ПАК.

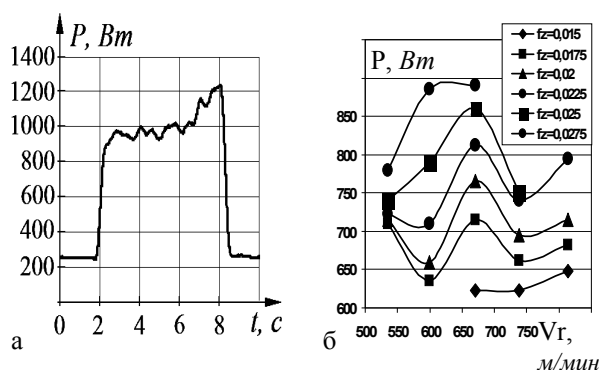


Рис. 6. Измерение мощности резания:
а – мощность (P) при обработке образца;
б – мощность (P) от скорости резания (V_r);
 f_z – подача на зуб

Колебания в металлорежущих станках влияют на точность и качество обрабатываемых поверх-

ностей, долговечность инструмента и элементов конструкции станка (направляющих, подшипников), определяющих точность обработки.

Одним из методов исследования вибраций является анализ акустического проявления колебаний в виде шума [3]. Акустическое излучение при механической обработке содержит в себе сигналы процесса резания, работающего двигателя, вращающегося шпинделя и т.п. Каждый процесс вызывает колебания в узкой полосе частот, амплитуда которого характеризует процесс. Совпадение частот этих колебаний с собственными частотами колебаний системы приведёт к резонансу.

Исследования акустических колебаний в процессе фрезерования образцов из Д16Т, проведены на станке МА655СМ30 с использованием скоростного шпинделя на базе коллекторного двигателя мощностью 1,8 кВт.

Шпиндель обеспечивает регулирование оборотов в диапазоне от 2500 до 23000 об/мин.

Проведенные исследования позволили определить резонансную характеристику системы и составляющие спектра колебаний в различных режимах работы для конкретного станка (рис. 7).

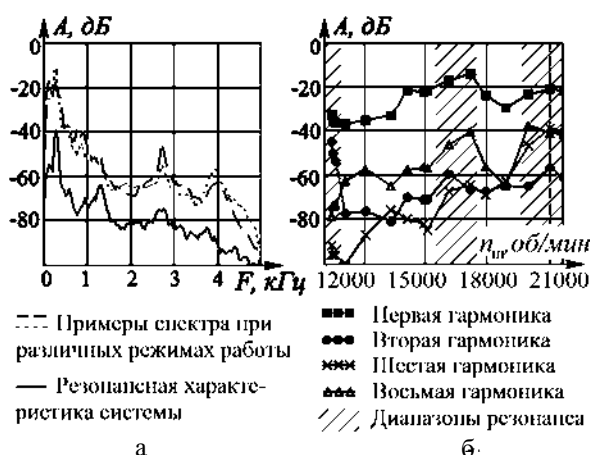


Рис. 7. Спектральные характеристики системы (а) и поведение гармоник спектра при различных частотах вращения шпинделя (б)

На резонансной характеристике заметны проявления собственных колебаний в нескольких диапазонах частот. По мере увеличения частоты вращения шпинделя ($n_{\text{ш}}$) та или иная гармоника совпадает с собственными частотами.

Анализ спектра колебаний показал, что наиболее чувствительны к резонансу 1, 2, 6 и 8 гармоники. Так, при $n_{\text{ш}} = 9000 \dots 10000$ об/мин наблюдается усиление колебаний на второй гармонике, при $n_{\text{ш}} = 15500 \dots 17500$ об/мин увеличиваются колебания на основной частоте и восьмой гармонике, при $n_{\text{ш}} > 20000$ об/мин в диапазоне резонанса оказыва-

ются шестая и восьмая гармоники. Указанные частоты вращения шпинделя являются нежелательными для использования в процессе обработки.

Резонансная характеристика для каждого металлорежущего станка уникальна, зависит от многих параметров и может меняться со временем (в результате износа элементов конструкции), такое исследование желательно проводить в рабочем порядке в процессе подготовки к изготовлению партии деталей.

Разработка методик и алгоритмов учета вибраций в процессе обработки представляет интерес для практического применения в производстве и требует дальнейших исследований.

Заключение

Разработан ПАК, интегрированный с СЧПУ на базе ПК. Комплекс позволяет проводить регистрацию данных о процессе механической обработки, процессах в системах технологического оборудования и внутренних переменных СЧПУ с частотой управляющего цикла. Регистрация данных внешней измерительной аппаратурой управляется комплексом и синхронизируется с циклом управления. Показано применение комплекса при разработке алгоритма управления оборудованием при пошаговом перемещении от пульта оператора, алгоритма прогнозирования подачи, оптимизации программно реализованного регулятора и исследовании энергопотребления и вибраций при высокоскоростном фрезеровании. Определена перспективность применения ПАК при проведении исследований и разработки методик и алгоритмов учета энергопотребления и вибраций в процессе обработки.

Литература

1. Сосонкин, В.Л. Концепция числового программного управления мехатронными системами: методологические аспекты построения открытых систем ЧПУ [Текст] / В.Л. Сосонкин, Г.М. Мартинков // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2002. – № 2. – С. 2-11.
2. Букреев, В.Г. Программно-аппаратный комплекс для исследования алгоритмов интерполяции траекторий движения многокоординатных электроприводов [Текст] / В.Г. Букреев, Н.В. Гусев, М.В. Коваленко // Современные технологии автоматизации. – 2007. – № 1. – С. 46-54.
3. Потапов, В.А. Проблемы вибраций при высокоскоростном фрезеровании алюминия в авиакосмической промышленности и способы их решения [Электронный ресурс] / В.А. Потапов. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.stankoinform.ru>. – 31.05.2011 г.
4. Комбаров, В.В. Исследование влияния час-

тоты цикла управления системы ЧПУ на точность обработки [Текст] / В.В. Комбаров, Е.В. Комбарова, Е.А. Аксёнов // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 3. – С. 144-148.

5. Сосонкин, В.Л. Системы числового программного управления [Текст]: учеб. пособие / В.Л. Сосонкин, Г.М. Мартынов. – Х., 2005. – 296 с.

Поступила в редакцию 31.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПРОГРАМНО-АПАРАТНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМІВ І ПРОЦЕСІВ У ВЕРСТАТАХ З ЧПК

В.С. Кривцов, О.В. Комбарова, Р.В. Варнас, Є.О. Аксьонов

Підвищення ефективності механічної обробки в авіабудуванні багато в чому залежить від застосування технології високошвидкісного фрезерування. Необхідність проведення дослідження алгоритмів і процесів у верстатах з ЧПК на реальному обладнанні обумовлена залежністю ефективності процесу високошвидкісної обробки від параметрів окремих одиниць устаткування. Розроблено програмно-апаратний комплекс, інтегрований з системою ЧПК на базі персонального комп'ютера, що дозволяє реєструвати дані про процеси в технологічному обладнанні та внутрішніх змінних системі ЧПК з частотою керуючого циклу системі ЧПК. Показано застосування комплексу при розробці алгоритму керування обладнанням при покроковому переміщенні від пульта оператора, алгоритму прогнозування подачі, оптимізації програмно-реалізованого регулятора, дослідженні енергоспоживання і вібрації при високошвидкісного фрезерування.

Ключові слова: високошвидкісне фрезерування, система ЧПК, точність позиціонування, помилка за положенням.

HARDWARE-SOFTWARE COMPLEX FOR INVESTIGATION OF ALGORITHMS AND PROCESSES IN CNC MACHINES

V.S. Krivtsov, O.V. Kombarova, R.V. Varnas, E.A. Aksenov

Improvement of machining efficiency in aviation greatly depends on high-speed milling technology application. Necessity to carry out investigations of algorithms and processes in CNC machines on real equipment is stipulated by dependence of high-speed processing efficiency from parameters of certain equipment. Hardware-software complex integrated with CNC system based on personal computer for recording the parameters in processing equipment and internal CNC variables with CNC control loop frequency is developed. Applications of the system for designing an equipment control algorithm by step motion from operator console, feed prediction algorithm, software regulator optimization, investigations of energy and vibrations at high-speed milling are shown.

Key words: high-speed milling, CNC, positioning accuracy of machine organs, positioning error.

Кривцов Владимир Станиславович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Комбарова Елена Владимировна – мл. науч. сотр. кафедры технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kombarenok@mail.ru

Варнас Радуга Влодо – мл. науч. сотр. кафедры технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: varnasradu@mail.ru.

Аксенов Евгений Александрович – аспирант кафедры проектирования радиоэлектронных систем ЛА Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aks-ev@mail.ru.

УДК 621.7.044+669.716

М.К. КНЯЗЕВ, Д.Н. ТКАЧЕНКО, Я.С. ЖОВНОВАТЮК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

ВЛИЯНИЕ ЭЛЕКТРОГИДРОИМПУЛЬСНОЙ ШТАМПОВКИ НА МИКРОСТРУКТУРУ СПЛАВА Д16Т

Приведен аналитический обзор преимуществ электрогидроимпульсной штамповки по сравнению с традиционными методами и влияния холодной штамповки на микроструктуру алюминиевого сплава. Изложено краткое описание результатов экспериментального исследования влияния импульсной штамповки на микроструктуру сплава Д16Т. Проведен комплексный анализ микроструктуры сплава и выявлены структурные изменения после импульсного деформирования. Определены количественные характеристики деформирования зерна и листового металла. Обозначены направления дальнейших исследований.

Ключевые слова: импульсный, штамповка, листового металл, деформация, зерно, микроструктура.

Введение

Штамповочно-заготовительные работы занимают важное место в современном самолетостроении, а их качество и экономическая эффективность влияют на надежность изделий и их себестоимость. В условиях мелкосерийного производства эффективны технологические процессы, обеспечивающие высокое качество и низкую себестоимость деталей. Существует большой класс листовых деталей, характеризующихся высокой точностью формы и размеров. Изготовление таких деталей в условиях мелкосерийного производства традиционными методами связано с рядом трудностей: дорогостоящая технологическая оснастка, большие сроки подготовки производства и т.д.

Одним из эффективных способов штамповки подвижными средами является электрогидроимпульсная штамповка (ЭГШ), в которой импульсное давление в жидкости возникает при высоковольтном разряде конденсаторной батареи. За счет импульсного нагружения и деформирования заготовки увеличивается предельное формоизменение заготовки, и за счет уменьшения пружинения повышается точность деталей по сравнению со статическими способами штамповки подвижными средами [1]. Основными преимуществами данного способа штамповки является: снижение затрат на изготовление штамповой оснастки, так как роль пуансона выполняет вода; сокращение количества технологических переходов при вытяжке деталей конической, параболической и сферической формы; более равномерное утонение детали по сечению; стабилизация внутренних напряжений детали после деформирования; уменьшение коробления плоских деталей; уменьшение капитальных затрат в 2-5 раз при организации

производства; снижение себестоимости в 5-10 раз деталей, штампуемых малыми сериями в экспериментальном и опытно-производстве.

Как известно, в современной технике все более широкое применение находят алюминиевые сплавы. Обладая высокой удельной прочностью, хорошей коррозионной стойкостью и технологичностью, алюминиевые сплавы во многих областях техники конкурируют со сталями.

1. Структурные особенности алюминиевых сплавов

Структура поликристаллического алюминия характеризуется наличием двух структурных элементов – объемов зерен и границ зерен. Границы зерен, препятствуя протеканию процессов пластической деформации, способствуют деформационному упрочнению алюминия, повышая его прочность [2]. Как правило, промышленные высокопрочные алюминиевые сплавы обладают сложной гетерофазной структурой. Это обуславливает неомогенное протекание пластической деформации в этих сплавах. Пластическая деформация в алюминии протекает преимущественно путем скольжения, причем металлографическим свидетельством этого является возникновение полос скольжения. На структурные изменения, происходящие в алюминии при деформировании растяжением, оказывает влияние размер зерна. С увеличением величины зерна алюминия проскальзывание по границам увеличивается. Кроме проскальзывания при повышенных температурах происходит перемещение фронта границ (миграция) [3]. Миграция границ является фактором, повышающим пластичность алюминия и твердых растворов на его основе. Структурным фактором, препят-

ствующим процессам протекания пластической деформации в алюминии, являются границы зерен. Как известно, роль границ зерен меняется с изменением условий деформации. Основную же роль в механизме пластической деформации играют области с дефектами кристаллической решетки (дислокации) [2]. При холодной штамповке основным процессом является внутрикристаллическая деформация, так как при нормальной температуре прочность границ зерен больше прочности самого зерна. Пластическая деформация поликристалла сопровождается изменением формы зерен, зерна вытягиваются в направлении течения металла, образуя волокнистую структуру. При больших деформациях плоскости скольжения отдельных зерен совмещаются с направлением течения.

Для исследования выбран деформируемый сплав Д16 системы Al–Cu–Mg, на основе которой разработано большое количество промышленных сплавов, находящихся широкое применение для тяжело нагруженных деталей в авиации.

В данной работе поставлена цель выявления изменений в микроструктуре сплава Д16Т после ЭГШ.

2. Условия эксперимента

Для исследования влияния ЭГШ на микроструктуру изготовлена деталь “чашка” (рис. 1) диаметром 134 мм, глубиной 50 мм из листового материала Д16Т толщиной 0,8 мм и диаметром 210 мм.

Исходную заготовку Д16АМ, предназначенную для электрогидроимпульсной штамповки, вначале подвергли термической обработке по режимам (табл. 1), рекомендованным ВИАМ [4]. После закалки материал заготовки Д16Т обладал максимальными

пластическими свойствами, поэтому в течение двух часов (до начала естественного старения) произвели ее деформирование.

Таблица 1

Режимы термообработки сплава Д16АМ

Марка материала	Вид	Температура закалки, °С	Время выдержки, мин	Охлаждение в воде, °С
Д16АМ	лист	490	10	20

Штамповку выполнили на установке УЭГШ-2 в технологическом блоке, оснащенном одной парой электродов. До полного формообразования произведено 4 разряда с электрическими параметрами: напряжение 13–15 кВ; емкость разрядного контура 16,6 мкФ; межэлектродное расстояние 20 мм. По окончании штамповочной операции при визуальном осмотре на изготовленной детали дефектов не обнаружено. Затем следовал процесс естественного старения материала детали при комнатной температуре в течение 96 часов.

По завершении процесса естественного старения, исследуемую деталь разметили и разрезали на ленточной пиле. Образцы размером 20×20 мм для проведения металлографического анализа вырезали в продольном и поперечном сечениях относительно направления прокатки (см. рис. 1, б и 1, в). На вырезанных образцах произведен замер толщины. Замеры выполнили с помощью индикаторной головки с ценой деления 0,01 мм (табл. 2).

Таблица 2

Результаты замеров толщины листовых образцов марки Д16Т после ЭГШ

№ образца	Расположение сечения относительно направления прокатки	Толщина t, мм	Утонение Δt , %
0 (исходный)	—	0,80	0
1	поперек/вдоль	0,65	18,75
2	поперек	0,67	16,25
3	поперек	0,72	10,00
4	поперек	0,75	6,25
5	поперек	0,82	–2,50
6	вдоль	0,68	15,00
7	вдоль	0,71	11,25
8	вдоль	0,77	3,75
9	вдоль	0,81	–1,25

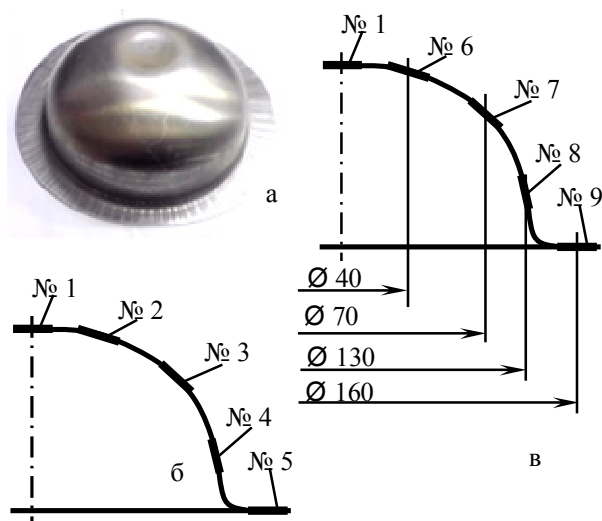


Рис. 1. Общий вид детали (а), схемы вырезки образцов относительно направления прокатки: поперек (б) и вдоль (в)

После вырезки и замера толщины образцы набирали в пакеты и зажимали в алюминиевой струбцине. Исследуемую поверхность шлифов многократно шлифовали и полировали войлочным кругом с применением пасты ГОИ. Промывку шлифов проводили в проточной воде, сушили фильтровальной бумагой и подвергали химическому травлению в водном растворе смеси кислот ($1,5 \text{ см}^3 \text{ HF} + 1,5 \text{ см}^3$

$\text{HCl} + 2,5 \text{ см}^3 \text{ HNO}_3 + 95 \text{ см}^3 \text{ H}_2\text{O}$) в течение 25–30 с для проявления микроструктуры [5]. По завершении химического травления образцы снова промывали проточной водой, сушили фильтровальной бумагой и протирали спиртом.

3. Анализ микроструктуры

Анализ микроструктуры образцов выполнили с помощью микроскопа МИМ-7. Микроструктуру фотографировали цифровым аппаратом HDCE-10A, подсоединенного к микроскопу, с выводом изображения на монитор компьютера. Микроструктуры получены при стандартном увеличении микроскопа в 170 раз.

Исследуемая микроструктура сплава Д16Т соответствует нормально термообработанному состоянию. В микроструктуре сплава пережога не обнаружено, о чем свидетельствует мелкозернистая структура и тонкие границы зерна [4].

Образец микроструктуры недеформированного сплава Д16Т (рис. 2) предназначен для сравнения со структурами, полученными после деформирования при ЭГШ. В первом приближении принято, что зерна прокатанного листа по своей форме представляют собой приплюснутые эллипсоиды с ориентацией большей полуоси вдоль направления прокатки. Конечно, такое допущение является очень грубым, однако оно позволяет выполнить анализ изменений в форме зерен и оценить их влияние на распределение механических свойств. Эллипсоиды имеют размеры: a – большая ось – длина зерна; b – средняя по величине ось – ширина; c – короткая ось – высота. Форма зерен в исходном материале говорит об анизотропии свойств.

При вытяжке листового металла в осесимметричную полость матрицы деформация зерен будет зависеть от их ориентации относительно оси полостности, или радиального направления – направления радиальных растягивающих напряжений (направле-

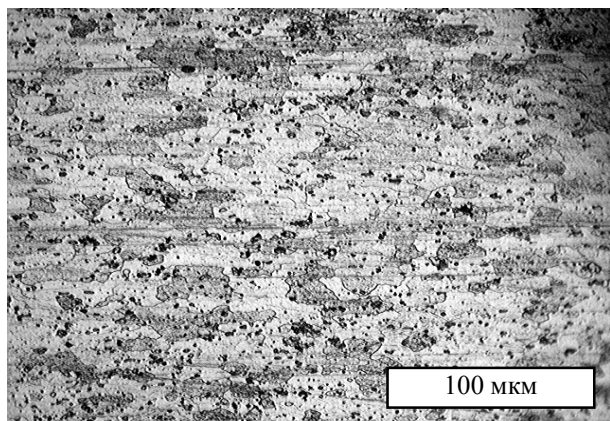


Рис. 2. Микроструктура сплава Д16Т до деформирования (образец 0)

ния вытяжки), которые изменяются от нуля на кромке заготовки до наибольших в ее центре.

Во фланцевой части заготовки вблизи кромки в материале действуют минимальные радиальные растягивающие напряжения и максимальные окружные. В таких условиях те зерна, которые расположены «боком», то есть, средней осью b вдоль направления вытяжки (направления прокатки вытяжки перпендикулярны), будут увеличивать величину средней оси i , соответственно, уменьшать величину большой оси a , а приплюснутость будет уменьшаться, то есть наименьшая ось c (толщина кромки заготовки) будет увеличиваться. Если зерно сориентировано большой осью вдоль направления вытяжки (направления прокатки и вытяжки совпадают), то оси a и c будет увеличиваться, а ширина зерна – ось b – будет уменьшаться.

В купольной части детали преимущественно существует схема двухосного одноименного напряженного состояния растяжения. В таких условиях зерна будут увеличивать размеры a и b и уменьшать размер c , то есть будет происходить утонение листовой заготовки. При этом величина изменения размеров будет примерно одинакова для зерен, расположенных по линиям поперек и вдоль прокатки.

Следует ожидать, что после штамповки вытяжки материал фланцевой части заготовки будет существенно неоднородным, так как зерна, расположенные поперек прокатки будут короче и шире, чем те, которые расположены вдоль прокатки. Соответственно анизотропия свойств металла будет разной в разных местах заготовки. Материал купольной части будет примерно однородным с равномерным уменьшением различия в анизотропии свойств по радиусу в направлениях вдоль и поперек прокатки.

При анализе микроструктур определены средние размеры зерен (табл. 3) при различной степени деформирования (см. табл. 2).

Таблица 3

Размер зерна листовых образцов марки Д16Т

№ образца	Размеры зерна, мм	
	Высота c	Ширина b
0	0,071	0,142
1	0,029	0,221
2	0,031	0,210
3	0,032	0,176
4	0,033	0,168
5	0,037	0,161
6	0,030	0,196
7	0,032	0,168
8	0,035	0,148
9	0,040	0,133

Анализ микроструктур образцов, полученных после деформирования (рис. 3), подтвердил предпо-

ложения о деформациях зерен в зависимости от их ориентации к направлениям прокатки и вытяжки. Здесь нужно отметить, что в соответствии с требованиями стандарта все микрошлифы выполнены поперек направления прокатки. Поэтому на них можно увидеть изменения размеров зерен только по осям b и c .

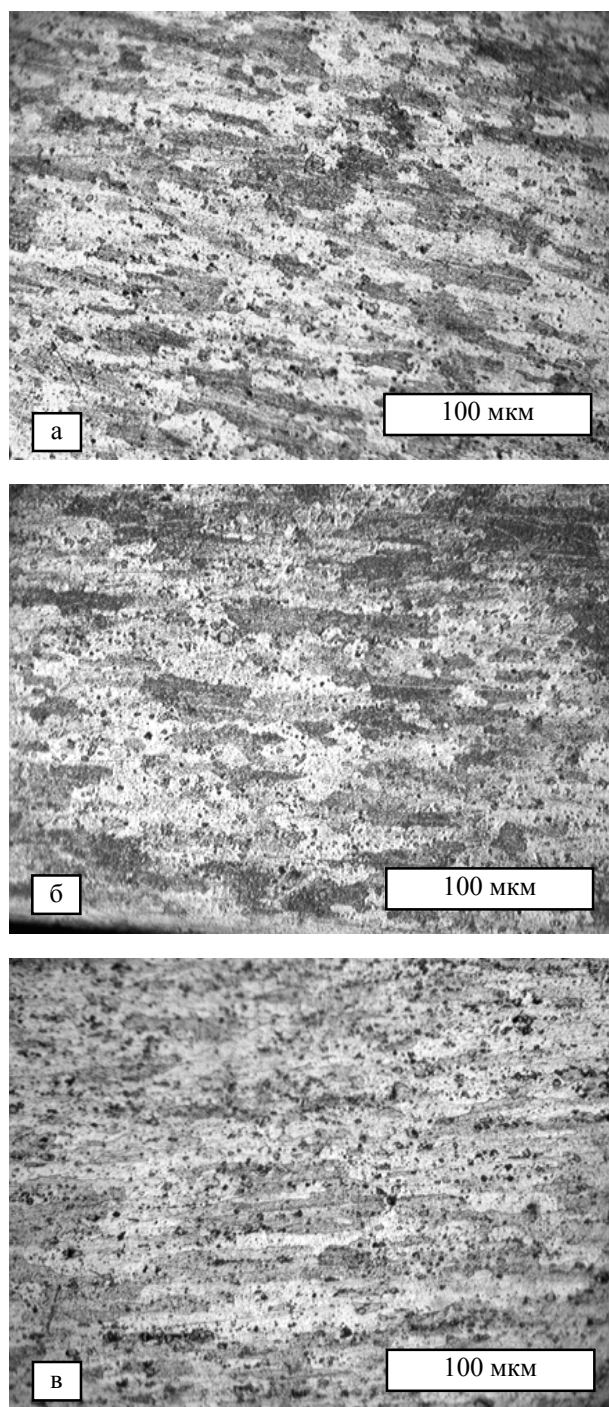


Рис. 3. Микроструктуры после деформирования:
а – образец № 9 (утолщение 1,25 %);
б – образец № 4 (утонение 6,25 %);
в – образец № 1 (утонение 18,75 %)

По результатам эксперимента видно, что сплав Д16Т имеет мелкозернистую структуру с максимальным размером зерна по ширине $b = 0,221$ мм и минимальным по высоте $c = 0,029$ мм. Микроструктура образцов однородна, почти без резких колебаний величины зерна. Минимальная вытянутость зерна наблюдается во фланцевой части заготовки (рис. 3, а), а максимальная – в донной центральной части (рис. 3, в), что связано с наибольшей степенью деформации. На фотографиях микрошлифов отчетливо видны частички вторичных фаз (интерметаллиды), образовавшиеся в процессе закалки и естественного старения, которые расположились в основном внутри зерен, а не по их границам.

По полученным данным построены зависимости относительной ширины зерна b_i/b_0 от утонения Δt (рис. 4), где b_0 – средний размер зерна недеформированного материала; b_i – средний размер зерна после ЭГШ в i -м образце.

Утонение рассчитывали по формуле

$$\Delta t_i = \frac{t_0 - t_i}{t_0} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где t_0 – начальная толщина листа;

t_i – толщина образца.

На начальном участке зависимости практически линейные с небольшим подъемом, что говорит о сочетании механизмов деформации за счет деформирования зерен и проскальзывания по их границам, их повороте и ориентации вдоль направления течения металла (направления вытяжки). Разница на начальном участке между двумя кривыми отражает особенности деформирования зерен при их различной ориентации относительно направления вытяжки. При утонении более (10 – 12) % и относительном размере зерен b_i/b_0 более (1,40 – 1,45) скольжение по границам зерен уменьшается, о чем свидетельствует изменение угла наклона кривых.

Здесь также нужно отметить, что нагрев материала при высокоскоростном деформировании способствует скольжению по границам зерен [3], что

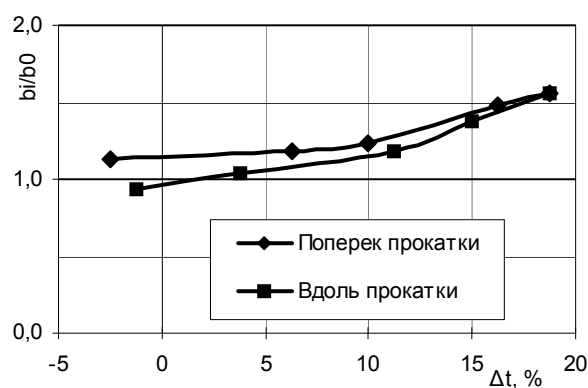


Рис. 4. Зависимость ширины зерна от утонения

особенно проявляется на начальном этапе формоизменения листовой заготовки, когда реализуются большие степени деформирования.

Заключение

После ЭГШ структура деформированного сплава Д16Т однородная и мелкозернистая, без микротрещин даже при большой степени утонения. Утонение происходит за счет деформирования зерен и проскальзывания по границам зерен до $\Delta t = (10 - 12) \%$. Последующее утонение происходит преимущественно за счет уменьшения высоты зерна при соответствующем увеличении длины и ширины. Наибольшее увеличение ширины зерна на 56 % соответствует наибольшему утонению 18,75 %.

Необходимо дальнейшее изучение влияния нагрева при деформировании способом ЭГШ с измерением трех характерных размеров зерен.

Литература

1. *Справочник по электрохимическим и электрофизическим методам обработки [Текст]: монография / Г.Л. Амитан, И.Е. Байеупов, Ю.М. Барон [и др.]; под ред. В.А. Валосатого. – Л.: Машиностроение, 1988. – 711 с.*
2. *Еленев, С.А. Холодная штамповка [Текст]: монография / С.А. Еленев. – М.: Высшая школа, 1981. – 255 с.*
3. *Разрушение алюминиевых сплавов при растягивающих напряжениях [Текст]: монография / М.Е. Дриц, А.М. Корольков, Ю.П. Гук [и др.]; под ред. М.Е. Дриц. – М.: Наука, 1973. – 215 с.*
4. *Колобнев, И.Ф. Термическая обработка алюминиевых сплавов [Текст]: монография / И.Ф. Колобнев. – М.: Металлургия, 1961. – 405 с.*
5. *Коваленко, В.С. Металлографические реакции [Текст]: монография / В.С. Коваленко. – М.: Металлургия, 1981. – 120 с.*

Поступила в редакцию 24.05.2011

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

ВПЛИВ ЕЛЕКТРОГІДРОІМПУЛЬСНОГО ШТАМПУВАННЯ НА МІКРОСТРУКТУРУ СПЛАВУ Д16Т

М.К. Князєв, Д.М. Ткаченко, Я.С. Жовноватюк

Наведено аналітичний огляд переваг електрогідроімпульсного штампування в порівнянні з традиційними методами та опис впливу холодного штампування на мікроструктуру алюмінієвого сплаву. Викладено короткий опис результатів експериментального дослідження впливу імпульсного штампування на мікроструктуру сплаву Д16Т. Проведено комплексний аналіз мікроструктури сплаву і виявлено структурні зміни після імпульсного деформування. Визначено кількісні характеристики деформування зерна і листового металу. Позначено напрями подальших досліджень.

Ключові слова: імпульсний, штампування, листовий метал, деформація, зерно, мікроструктура.

INFLUENCE OF ELECTROHYDROIMPACT FORMING ON D16T ALLOY MICROSTRUCTURE

M.K. Knyazev, D.M. Tkachenko, Ya.S. Zhovnovatyuk

Analytical overview of the benefits of electrohydroimpact forming comparing with traditional methods and description of cold forming influence on microstructure of an aluminium alloy were considered. Brief description of experimental study of impact forming influence on the D16T alloy microstructure was described. Comprehensive analysis of the D16T alloy microstructure and identification of structural changes after impact deformation were carried out. Quantitative characteristics of a grain and sheet metal deformation were determined. Directions for further researches were defined.

Key words: impact, forming, sheet metal, deformation, grain, microstructure.

Князєв Михаил Климович – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., доцент кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: knyazev@yandex.ru.

Ткаченко Денис Николаевич – аспирант кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», инженер-лаборант первой категории Харьковского государственного авиационного производственного предприятия, Харьков, Украина, e-mail: hardshell23@mail.ru.

Жовноватюк Ярослав Сергеевич – научный сотрудник кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: yaroslavzhovnovatyuk@yandex.ru.

УДК 629.78

А.А. БЕЛИК, Ю.Г. ЕГОРОВ, В.М. КУЛЬКОВ, В.А. ОБУХОВ

НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Россия

АНАЛИЗ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СРЕДНЕГО КЛАССА

Перспективным направлением в области межорбитальной транспортировки является разработка транспортной системы, использующей комбинацию двигателей большой и малой тяги для доставки полезных грузов с низкой начальной орбиты на высокие рабочие орбиты (вплоть до геостационарной орбиты). Проведены проектно-баллистические исследования характеристик выведения КА на ГСО с помощью двухступенчатой системы в составе ракет-носителей среднего класса (типа «Союз 2-1б», «Зенит-2СБ»), включающей разгонный блок (типа «Фрегат») и электроракетный транспортный модуль. Показано, что такая транспортная система позволяет выводить на ГСО полезный груз, сопоставимый по массе с полезным грузом, выводимым на ГСО при использовании ракет-носителей тяжелого класса с разгонными блоками на базе только химических двигателей.

Ключевые слова: ракета-носитель среднего класса, разгонный блок, электроракетный транспортный модуль, электроракетная двигательная установка, выведение на геостационарную орбиту.

Введение

Одним из путей повышения эффективности средств выведения и межорбитальной транспортировки является использование высокоэкономичных по расходу рабочего тела электроракетных двигательных установок. На настоящем этапе развития космической техники созданы предпосылки для разработки систем межорбитальной транспортировки (СМТ) с маршевыми ЭРД для осуществления энергоемких транспортных операций в околоземном пространстве, прежде всего, при выведении КА на геостационарную орбиту (ГСО). Проблема снижения стоимости выведения на ГСО и другие высокие рабочие орбиты, повышения эффективности проведения этой транспортной операции на сегодняшний день является весьма актуальной.

Анализ показывает, что оптимальным образом транспортная задача выведения на высокоэнергетические орбиты может быть решена с помощью комбинированной ракетной системы, включающей химическую и электроракетную ДУ (ЭРДУ). Тем самым обеспечивается повышение эффективности системы и приемлемое время выведения.

Одним из наиболее перспективных путей повышения массовой эффективности СМТ является разработка электроракетных транспортных модулей (ЭРТМ), оснащенных солнечной энергоустановкой и маршевой электроракетной двигательной установкой.

Схема выведения КА на ГСО

Рассматривается комбинированная схема полета, при которой после выведения КА на начальную круговую орбиту осуществляется доразгон КА с помощью разгонного блока до некоторой промежуточной эллиптической орбиты. На этой орбите происходит отделение разгонного блока, и дальнейшее выведение КА на геостационарную орбиту осуществляется с помощью электроракетной двигательной установки ЭРТМ. Такая схема выведения, имея значительные преимущества по массовой эффективности в сравнении с использованием только разгонных блоков и апогейных двигателей, должна рассматриваться с учетом ограничений по времени выведения и учитывать особенности управления КА в полете с помощью ЭРДУ.

Технический облик СМТ должен разрабатываться с учетом характеристик ракет-носителей среднего класса и разгонных блоков, применяемых для выведения КА на промежуточную орбиту. После выведения на рабочую орбиту, двигательную установку ЭРТМ предполагается использовать для коррекции орбиты КА (как по долготе, так и по наклонению), а систему электроснабжения – для энергообеспечения полезной нагрузки.

Характеристики РН «Союз 2-1б», «Зенит-2СБ» приведены в табл. 1, а характеристики разгонных блоков типа «Фрегат», «Фрегат-СБ» – в табл. 2 [1, 2].

Таблица 1
Характеристики РН «Союз 2-1б», «Зенит-2СБ»

Ракета-носитель	«Зенит-2СБ»	«Союз 2-1б»
Масса космического аппарата, выводимого на начальную орбиту M_0 , т	14	8,08
Высота начальной орбиты h_0 , км	200	200
Наклонение начальной орбиты i_0 , градус	51,4	51,6

Таблица 2
Характеристики РБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ»

Разгонный блок	«Фрегат»	«Фрегат-СБ»
Масса общая при максимальной заправке, кг	6180	11600
Масса конечная, кг	930	950
– основного РБ		
– сбрасываемого блока баков	–	375
Компоненты топлива	АТ + НДМГ	
Удельная тяга, с	327 – 335	
Тяга, кгс	2000 ± 100	

Основным элементом ЭРДУ является стационарный плазменный двигатель (СПД) [3]. В табл. 3 приведены характеристики ЭРДУ на базе СПД.

Таблица 3
Характеристики ЭРДУ

Характеристика	Значение
Мощность ЭРДУ, кВт	9
Тяга ЭРДУ, Н	0,56
Удельная тяга, с	1650

Проектно-баллистический анализ

Для комбинированной схемы перелета на ГСО проектно-баллистическая задача заключается в нахождении оптимальных параметров промежуточной орбиты, при которых масса полезного груза на этой орбите была бы максимальна при заданном времени перелета.

Для нахождения параметров оптимальной промежуточной траектории был создан ряд методов, который позволил численно решить поставленную задачу [3, 4].

Используя эти методы для возможных вариантов параметров промежуточной орбиты, были получены:

- оптимальные значения этих параметров (рис. 1, 2);
- энергомассовые характеристики перелета КА на ГСО (табл. 4, 5 и рис. 3).

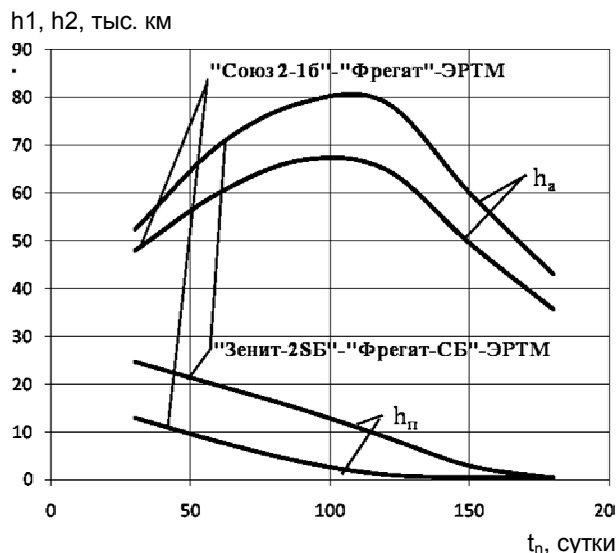


Рис. 1. Зависимость высоты апогея h_a и перигея h_p промежуточной орбиты от времени перелета t_n

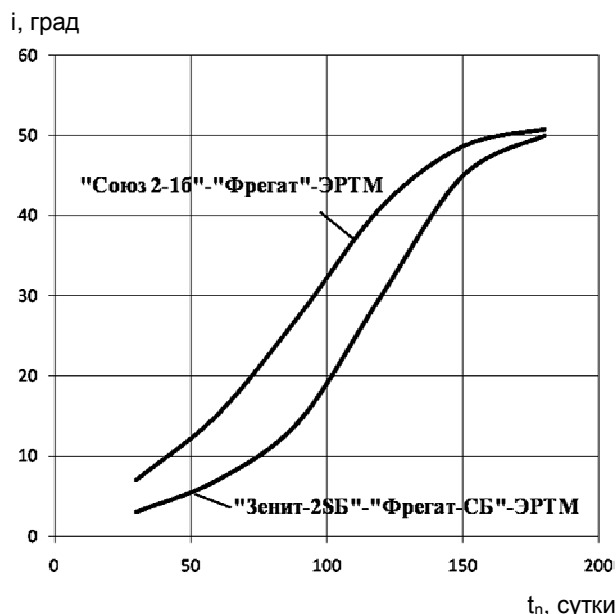


Рис. 2. Зависимость наклонения промежуточной орбиты i от времени перелета t_n

Таблица 4
Характеристики перелета на ГСО
(«Союз 2-1б»- «Фрегат»-ЭРТМ)

Время перелета, сутки	60	90	120
Характеристическая скорость в режиме большой тяги, км/с	3,8	3,3	3,0
Характеристическая скорость в режиме малой тяги, км/с	1,75	2,3	2,7
Масса рабочего топлива РБ, кг	5380	5075	4790
Масса рабочего тела (ксенона), кг	180	270	360
Масса КА на ГСО, кг	1680	1870	2100

Таблица 5

Характеристики перелета на ГСО
(«Зенит-2СБ»-«Фрегат-СБ»-ЭРТМ)

Время перелета, сутки	60	90	120
Характеристическая скорость в режиме большой тяги, км/с	4,1	3,6	3,4
Характеристическая скорость в режиме малой тяги, км/с	1,65	2,2	2,65
Масса рабочего топлива, кг			
– основного РБ	7050	7050	7050
– сбрасываемого блока баков	2350	1990	1690
Масса рабочего тела (ксенона), кг	180	270	360
Масса КА на ГСО, кг	2450	2720	2930

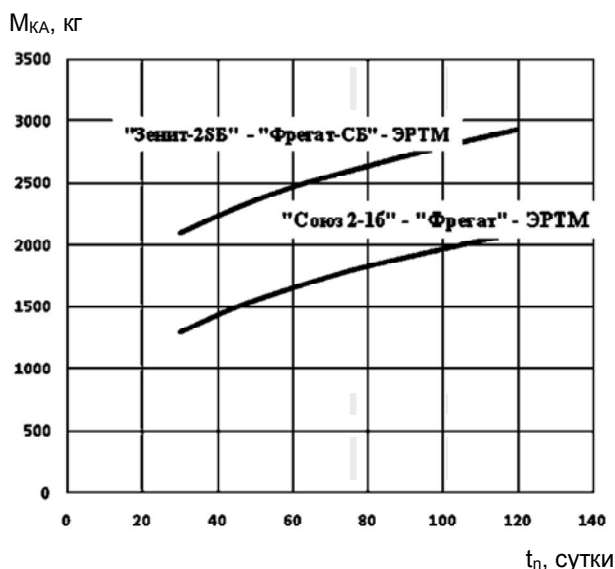


Рис. 3. Зависимость массы КА на ГСО от времени перелета t_n

Для сравнения, масса КА, выводимого на ГСО РН «Зенит-2СБ» с РБ «Фрегат-СБ» с космодрома «Байконур», составляет около 1800 кг [2], а при использовании РН «Союз 2-16» с РБ «Фрегат» ~ 700 кг.

Описание конструкции и систем ЭРТМ

Транспортная система на основе комбинированной ДУ представляет собой двухступенчатую систему: разгонный блок и электроракетный транспортный модуль с электроракетной двигательной установкой.

Схема размещения блоков комбинированной двигательной установки представлена на рис. 4.

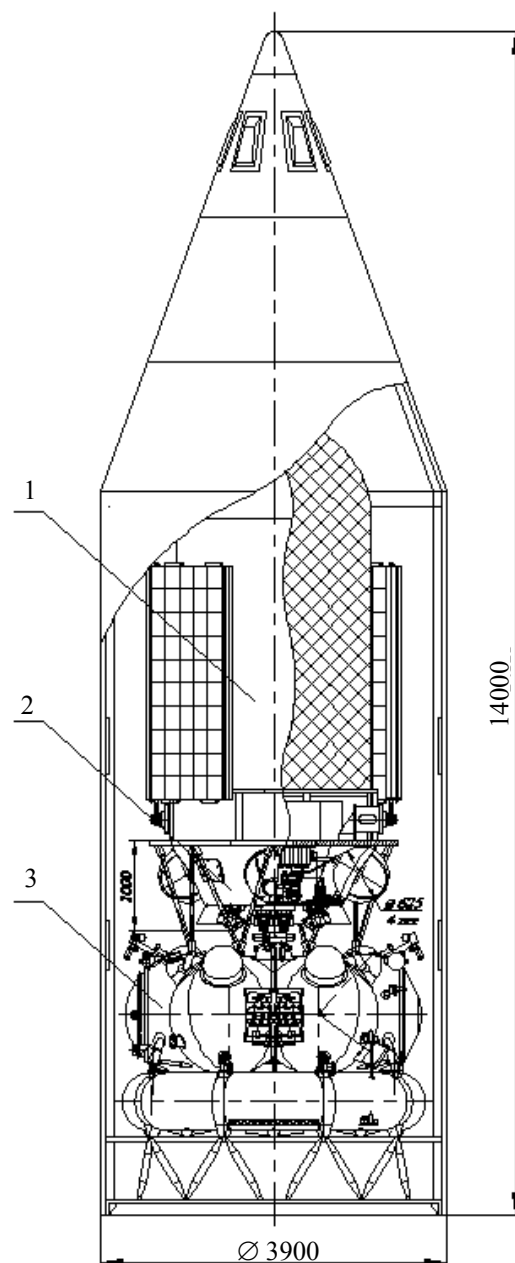


Рис. 4. Схема размещения блоков комбинированной двигательной установки
1 – космический аппарат;
2 – электроракетный транспортный модуль;
3 – разгонный блок «Фрегат-СБ»

Космический аппарат 1 выводится на ГСО с низкой орбиты ИСЗ, формируемой РН «Зенит-2СБ», с помощью маршевой двигательной установки РБ «Фрегат-СБ» 3 и электроракетной двигательной установки в составе ЭРТМ 2.

ЭРДУ предназначена для выполнения следующих функций:

– создания управляющей реактивной тяги при помощи электроракетных двигателей для перевода КА с промежуточной орбиты ИСЗ на ГСО;

– создания моментов сил вокруг трех осей КА при помощи электроракетных двигателей для управления положением КА относительно центра масс и для разгрузки двигателей-маховиков.

В состав ЭРДУ входят:

- четыре двигателя СПД-140 с приводами ориентации двигательных блоков, предназначенных для работы в маршевом режиме и режиме коррекции;
- баки с блоком подачи рабочего тела (ксенона);
- система преобразования и управления.

Набор задаваемой характеристической скорости производится путем работы двух двигателей СПД-140, остальные два двигателя являются резервными.

Схема расположения двигателей СПД-140 должна обеспечивать, с одной стороны, решение задачи поддержания точки стояния при полете КА с ЭРТМ на ГСО, и, с другой стороны, – выдачу импульса тяги в требуемом направлении на участке выведения с помощью ЭРДУ.

Заключение

В результате исследований сформирован проектный облик и определены основные технические характеристики космических транспортных систем на основе РБ и ЭРТМ, применяемых в сочетании с РН среднего класса для выведения КА на ГСО с использованием промежуточных орбит. Приведены результаты проектно-баллистического анализа выведения КА с комбинированной двигательной установкой в составе ракет-носителей среднего класса «Союз 2-1б», «Зенит-2СБ».

Разработан типовой состав космической транспортной системы, выбраны оптимальные схемы перелета и определены проектно-баллистические характеристики выведения КА на ГСО, разработана конструктивно-компоновочная схема ЭРТМ.

Показана эффективность использования комбинированной схемы выведения КА на ГСО. Для космической транспортной системы на базе РН «Союз 2-1б», РБ «Фрегат» и ЭРТМ масса КА, выводимого на ГСО, составляет 1680-2100 кг при времени выведения 60-120 суток. Это в 2-3 раза превышает возможности транспортной системы «Союз 2-1б» – «Фрегат» по выведению на ГСО.

Система на базе РН «Зенит-2СБ», РБ «Фрегат-СБ» и ЭРТМ обеспечивает выведение на ГСО КА массой 2500-2900 кг при времени выведения 60-120 суток. По сравнению с использованием системы «Зенит-2СБ»-«Фрегат-СБ» достигается увеличение массы КА, доставляемой на ГСО, на 40 – 60%. Такая транспортная система позволяет выводить на ГСО полезный груз, сопоставимый по массе с полезным грузом, выводимым на ГСО при использовании ракет-носителей тяжелого класса с разгонными блоками на базе только химических двигателей.

Литература

1. Афанасьев, И. О. «Наземном старте» [Текст] / И. Афанасьев // *Новости космонавтики*. – 2005. – № 10. – С. 66-67.
2. Маринин, И. Наш метеоролог на геостационаре [Текст] / И. Маринин // *Новости космонавтики*. – 2011. – № 03. – С. 26-30.
3. Petukhov, V.G. *Spacecraft Insertion into High Working Orbits using Light-Class Launcher and Electric Propulsion* [Электронный ресурс] / V.G. Petukhov, M.S. Konstantinov // *17th International Symposium on Space Flight Dynamics. Proceedings. Vol. 2.* – Moscow, 2003. – Режим доступа: http://low-thrust.narod.ru/files/p16_3.pdf. – 30.04.2011 г.
4. Petukhov, V.G. *Easy Engineering Technique of Optimal Electric Propulsion Trajectory Estimation* [Текст] / V.G. Petukhov, M.S. Konstantinov // *IAC-06-C4.4.06.* – 2006. – 11 p.

Поступила в редакцию 30.04.2011

Рецензент: канд. техн. наук, начальник отдела В.Г. Петухов, НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва.

АНАЛІЗ ПРОЕКТНО-БАЛІСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБІНОВАНОЇ СХЕМИ ВИВЕДЕННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА НА ГЕОСТАЦІОНАРНУ ОРБІТУ З ВИКОРИСТАННЯМ РАКЕТ-НОСІЇВ СЕРЕДНЬОГО КЛАСУ

О.О. Белік, Ю.Г. Єгоров, В.М. Кульков, В.О. Обухов

Перспективним напрямком у галузі міжорбітального транспортування є розробка транспортної системи, що використовує комбінацію двигунів великої та малої тяги для доставки корисних вантажів від низької початкової орбіти на високі робочі орбіти (аж до геостационарної орбіти). Проведені проектно-балістичні дослідження характеристик виведення КА на ГСО за допомогою двухступенової системи у складі ракет-носіїв середнього класу (типа «Союз 2-1б», «Зеніт-2СБ»), яка включає розгінний блок (типа «Фрегат») та електро-ракетний транспортний модуль. Виявлено, що така транспортна система дозволяє виводити на ГСО корис-

ний вантаж, співставимий за масою з корисним вантажем, що виводиться на ГСО при застосуванні ракет-носіїв важкого класу з розгінними блоками на базі тільки хімічних двигунів.

Ключові слова: ракета-носій середнього класу, розгінний блок, електроракетний транспортний модуль, електроракетна рухова установка, виведення на геостационарну орбіту.

COMBINED SCHEMES OF INSERTION OF SPACECRAFTS INTO GEO USING MIDDLE-CLASS LAUNCHERS DESIGN-BALLISTIC ANALYSIS

A.A. Belik, Yu.G. Yegorov, V.M. Kulkov, V.A. Obukhov

Development of a transport system using a combination of high and low thrust engines for payloads delivery from a low initial orbit into high working orbits (up to the geostationary orbit) is a perspective direction in the field of interorbital transportation. Design-ballistic researches of characteristics of spacecrafts insertion into GSO by means of two-stage system as a part of middle-class launch vehicles (type “Soyuz 2-1b”, “Zenit-2SB”), including the booster (type “Fregat”) and the electric propulsion transport module, are carried out. It is shown, that such transport system allows to deliver on GSO a payload comparable on mass with a payload delivered on GSO by means of heavy-class launch vehicles with a boosters on basis of chemical engines.

Key words: middle-class launch vehicle, booster, electric propulsion transport module, electric propulsion system, insertion into geostationary orbit.

Белик Александр Александрович – канд. техн. наук, начальник сектора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Егоров Юрий Григорьевич – ведущий конструктор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Кульков Владимир Михайлович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Обухов Владимир Алексеевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, заместитель директора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

УДК 629.78

Н.М. ДРОНЬ, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.Г. ДУБОВИК*Днепропетровский национальный университет, Украина*

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВУХ МАНЕВРОВ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА КОСМИЧЕСКИМ ТРАЛЬЩИКОМ ПРИ РАЗНЫХ СПОСОБАХ ЕГО ВЫВЕДЕНИЯ НА ТРЕБУЕМУЮ ОРБИТУ

Рассмотрен способ очистки околоземного пространства от космического мусора космическим тральщиком (КТ), выполняющим один из двух маневров: одноразовый переход с высокой орбиты на низкую или циклическое движение между высокой и низкой орбитами. В зависимости от типа применяемых двигательных установок для выведения и спуска КТ дана сравнительная оценка эффективности этих маневров при использовании для выведения тральщиков на требуемые орбиты ракет-носителей различной грузоподъемности. В качестве критерия оценки рассмотрены площадь собирающей поверхности пассивного улавливающего элемента и суммарное время работы КТ на этапе очистки.

Ключевые слова: околоземное пространство, космический мусор, космический тральщик, маневр, пассивный улавливающий элемент, ракета-носитель, двигательная установка.

Введение

Вследствие образования на низких околоземных орбитах космического мусора (КМ) и его дальнейшего накопления задача очистки околоземного пространства, с целью обеспечения безопасности космических полетов, становится все более актуальной.

Анализ публикаций показывает, что удаление КМ с рабочих орбит в общем случае требует применения специальных мусорособирающих космических аппаратов, оснащенных ракетными двигательными установками (ДУ). В частности для очистки низких околоземных орбит от мелкого космического мусора может быть использован космический тральщик (КТ), в состав которого входит система сбора и удаления мелких частиц КМ в виде сферического пассивного улавливающего элемента (ПУЭ) [1 – 3].

Выведение такого тральщика на требуемую орбиту может быть выполнено двумя способами: либо с помощью ракеты-носителя (РН) посредством разгонного блока (РБ) с промежуточной орбиты, либо непосредственно ракетой-носителем с Земли. Эффективность дальнейшей его работы, во время которой происходит очистка космического пространства, зависит от маневра, выполняемого космическим тральщиком на этом этапе.

Целью данной статьи является сравнительная оценка двух маневров очистки околоземного пространства в зависимости от способа выведения космического тральщика на требуемую орбиту и использования сочетания разных типов ДУ на этапах выведения и очистки.

Результаты расчетов и их анализ

Оцениванию подвергались два маневра функционирования КТ на этапе очистки:

– одноразовый переход с высокой орбиты на низкую за счет работы тормозной ДУ, входящей в состав космического тральщика;

– циклическое движение КТ между высокой и низкой орбитами с использованием входящих в его состав тормозной и разгонной ДУ, продолжающееся до окончательной выработки их топлива и заканчивающееся обязательным выходом на низкую орбиту.

В качестве высокой орбиты принималась круговая орбита высотой 1200 км, в качестве низкой – круговая орбита высотой 500 км.

При этом были рассмотрены следующие варианты выведения КТ и использования типов ДУ:

– вариант 1 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение его на требуемую рабочую орбиту 1200 км посредством РБ с жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ) и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной электроракетной двигательной установки (ЭРДУ);

– вариант 2 – вывод КТ двигателем верхней ступени РН непосредственно на орбиту 1200 км и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

– вариант 3 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на требуемую орбиту 1200 км посредством РБ с

ЭРДУ и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

– вариант 4 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРД малой тяги (ЖРДМТ) и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

– вариант 5 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРДМТ и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозного ЖРДМТ.

Сравнение эффективности двух предложенных маневров очистки околоземного пространства космическим тральщиком было проведено, исходя из обеспечения возможной площади собирающей поверхности пассивного улавливающего элемента и учета времени, необходимого на выполнение соответствующего маневра.

При выполнении первого маневра площадь собирающей поверхности ПУЭ определялась площадью поверхности сферы, радиус которой $R_{ПУЭ1}$ соответствовал предельной массе полезной нагрузки, выводимой КТ:

$$F_1 = 4\pi R_{ПУЭ1}^2, \quad (1)$$

при выполнении второго – это суммарная площадь поверхности сферы заданного радиуса $R_{ПУЭ2}$, пересекающей пространство между высокой и низкой орбитами:

$$F_2 = 4\pi R_{ПУЭ2}^2 n, \quad (2)$$

где F_1 , F_2 – площадь собирающей поверхности для первого и второго маневров очистки соответственно; n – число циклов при выполнении космическим тральщиком второго маневра очистки.

Для маневра однократного спуска КТ масса полезной нагрузки $M_{ПН}$ определялась из уравнения баланса массы тральщика [4].

Масса космического тральщика $M_{КТ}$ в случае первого варианта выведения его на требуемую орбиту находилась из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{ТЖРД} - M_{РБ_{сух}}, \quad (3)$$

где M_0 – грузоподъемность используемой РН на круговой орбите высотой 200 км;

$M_{ТЖРД}$ – запас топлива ЖРД, расходуемого на переход КТ с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км;

$M_{РБ_{сух}}$ – масса обтекателя и сухая масса РБ.

Во втором варианте для определения массы КТ на орбите 1200 км использовались справочные данные при предположении, что в идеальном случае

масса космического тральщика равна грузоподъемности РН на высоте 1200 км.

В третьем варианте при использовании ЭРДУ для перевода КТ на орбиту высотой 1200 км его масса определялась из равенства

$$M_{КТ} = M_0 - M_{РТ_{ЭРД}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (4)$$

где $M_{РТ_{ЭРД}}$ – запас топлива ЭРД для перевода КТ с орбиты 200 км на орбиту высотой 1200 км;

$M_{РБ_{сух}}$ – сухая масса РБ, включающая массу конструкции разгонной ЭРДУ и массу системы электропитания.

В четвертом и пятом вариантах с применением ЖРДМТ масса КТ рассчитывалась с использованием выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{ТЖРДМТ}, \quad (5)$$

где $M_{ТЖРДМТ}$ – запас топлива ЖРДМТ, расходуемого на переход КТ с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км.

Остальные составляющие уравнения баланса определялись согласно методике, приведенной в [4].

Определение радиуса ПУЭ для первого маневра очистки производилось, исходя из того, что масса полезной нагрузки КТ представляет собой сумму массы ПУЭ $M_{ПУЭ}$ и массы связанных с ним элементов $M_{ЭЛ}$, т.е.

$$M_{ПН} = M_{ПУЭ} + M_{ЭЛ}. \quad (6)$$

Если предположить, что масса $M_{ЭЛ}$ входит в состав массы $M_{ПУЭ}$ ($M_{ЭЛ}=0$), то в случае задания ПУЭ в виде сферы радиусом $R_{ПУЭ1}$:

$$M_{ПН} = M_{ПУЭ} = 4\pi R_{ПУЭ1}^2 \delta, \quad (7)$$

откуда

$$R_{ПУЭ1} = \sqrt{M_{ПН} / 4\pi\delta}, \quad (8)$$

где δ – плотность оболочки сферы [4].

На рис. 1 приведен радиус ПУЭ тральщика, для выведения которого на требуемую орбиту могут быть использованы некоторые РН различной грузоподъемности (от 1,4 т для РН «Космос» до 24,0 т для РН «Delta-4Н») при всех рассмотренных вариантах выведения КТ и используемых ДУ.

Как видно из представленных диаграмм, значение радиуса ПУЭ растет при увеличении грузоподъемности РН независимо от варианта выведения. Наибольший прирост радиуса ПУЭ наблюдается для варианта использования разгонного блока с ЭРДУ, наименьший – для варианта непосредственного выведения КТ на требуемую орбиту. Практически равный диапазон интенсивного роста радиуса ПУЭ соответствует вариантам 1 и 4, откуда следует, что применение ЖРД большой и малой тяги по эффек-

тивности почти не отличается. Интенсивность роста радиуса ПУЭ с увеличением грузоподъемности РН сохраняется и для варианта 5.

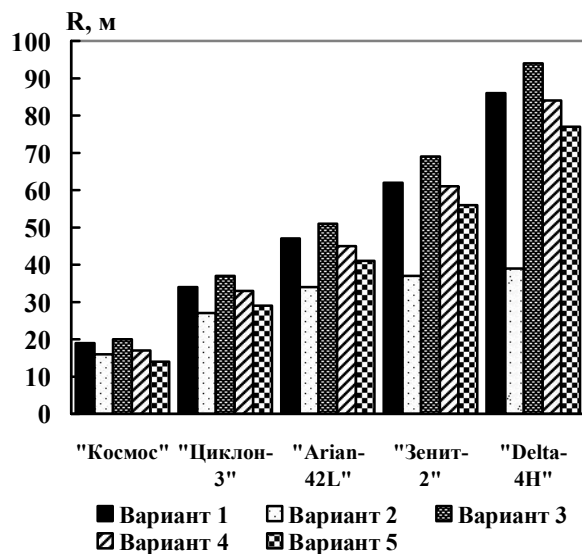


Рис. 1. Радиус ПУЭ

Время T на выполнение этого маневра при использовании ЭРДУ задавалось равным полгоду, в случае применения ЖРДМТ оно рассчитывалось по формуле

$$T = I_{\text{сум}} / P, \quad (9)$$

где $I_{\text{сум}}$ – суммарный импульс тяги тормозного ЖРДМТ; P – тяга ЖРДМТ.

Для второго маневра очистки запас рабочего тела ЭРДУ (варианты 1 – 4) или запас топлива ЖРДМТ (вариант 5), необходимый на переход как с высокой орбиты на низкую, так и с низкой на высокую, определялся по формуле:

$$M_T = \tilde{M}_{\text{КТ}} \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{\text{уд}}}} \right), \quad (10)$$

где $\tilde{M}_{\text{КТ}}$ – масса космического тральщика при спуске с высокой на низкую орбиту или при подъеме с низкой на высокую;

W – характеристическая скорость перехода с высокой орбиты на низкую и обратно;

$J_{\text{уд}}$ – удельный импульс ЭРД или ЖРДМТ;

$$W = V_0 \cdot \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_k}} \right), \quad (11)$$

где V_0 – круговая скорость тральщика на рабочей орбите [4]; $\bar{r}_k$ – отношение радиусов высокой и низкой орбит.

В первом цикле движения при спуске на низкую орбиту $\tilde{M}_{\text{КТ}}$ – начальная масса космического тральщика, включая массу разгонного блока (в слу-

чае его использования). При подъеме и в каждом последующем цикле она уменьшалась за счет выработки рабочего тела ЭРДУ или топлива ЖРДМТ. Остающийся запас топлива для следующих циклов движения определялся из уравнения баланса массы тральщика [4] при задании конкретного значения массы полезной нагрузки, в качестве которой принималась масса ПУЭ. Число циклов движения космического тральщика определялось по достижению количества оставшегося топлива, недостаточного для совершения следующего цикла.

Расчеты при выполнении этого маневра были проведены для массы ПУЭ, соответствующей его минимальному радиусу, который может иметь улавливающий элемент с учетом рассмотренных вариантов выведения КТ, типов используемых ДУ и выбранных РН. Как видно из рис. 1, величина такого радиуса составляет 14 м, что соответствует массе ПУЭ, равной 492 кг.

Число циклов, которое может совершить космический тральщик в этом случае, приведено на рис. 2.

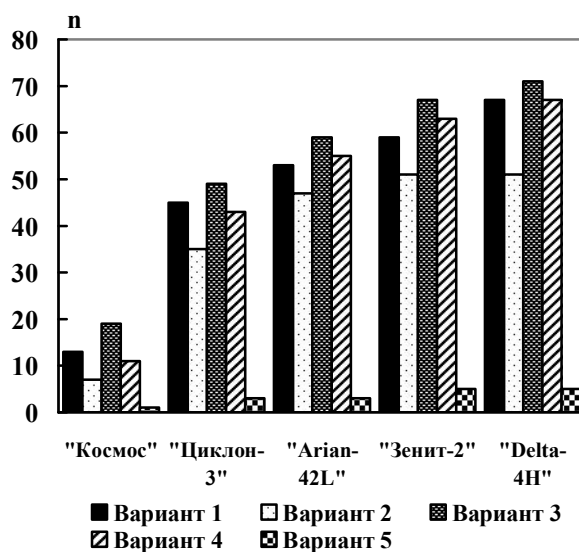


Рис. 2. Число циклов, которое может совершить на этапе очистки КТ с $R_{\text{ПУЭ}} = 14$ м

Как видно из рис. 2, число циклов, которое может совершить на этапе очистки космический тральщик разной массы при постоянной массе полезной нагрузки растет с увеличением грузоподъемности ракеты-носителя. При этом наибольшее число циклов, а, следовательно, и наибольшая суммарная площадь поверхности ПУЭ, пересекающей пространство между высокой и низкой орбитами, соответствуют варианту 3, хотя преимущество этого варианта ощутимо по сравнению с вариантом 2 и незначительно по сравнению с вариантами 1, 4. В случае применения

ЖРДМТ (вариант 5) даже самая мощная из рассмотренных РН «Delta-4Н» на этапе очистки может совершить не более 5 циклов.

Суммарное время на выполнение данного маневра (рис. 3) складывалось из времени спуска с высокой орбиты на низкую в первом цикле движения и времени подъема-спуска в каждом последующем.

В случае использования ЭРДУ (варианты 1 – 4) время спуска КТ в первом цикле задавалось равным 0,25 года, для варианта использования ЖРДМТ (вариант 5) оно рассчитывалось по формуле (9).

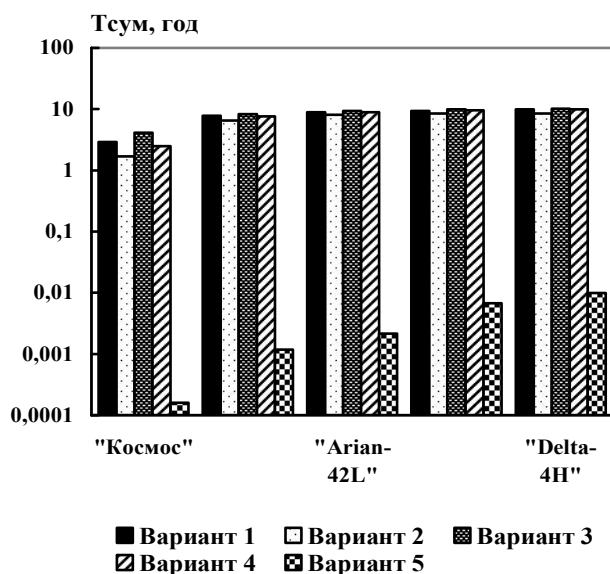


Рис. 3. Суммарное время работы КТ с $R_{ПУЭ} = 14$ м при циклическом движении между орбитами

Из рис. 3 видно, что при использовании на этапе очистки ЭРДУ (варианты 1-4), суммарное время работы КТ на этом этапе изменяется от 1,7 до 4 лет для РН «Космос» и от 7 до 10 лет для всех остальных РН независимо от их грузоподъемности. Для варианта 5 максимальное моторное время работы космического тральщика на этапе очистки составляет всего 87 ч.

На рис. 4 приведены значения площади собирающей поверхности ПУЭ для двух маневров очистки околоземного пространства космическим тральщиком, выводимым на требуемую орбиту ракетой-носителем «Delta-4Н», с использованием рассмотренных вариантов.

Из рис. 4 видно, что площадь собирающей поверхности ПУЭ для второго маневра очистки при всех рассмотренных вариантах (кроме варианта 5) больше, чем для маневра 1. Особенно это очевидно для варианта непосредственного выведения космического тральщика на требуемую орбиту.

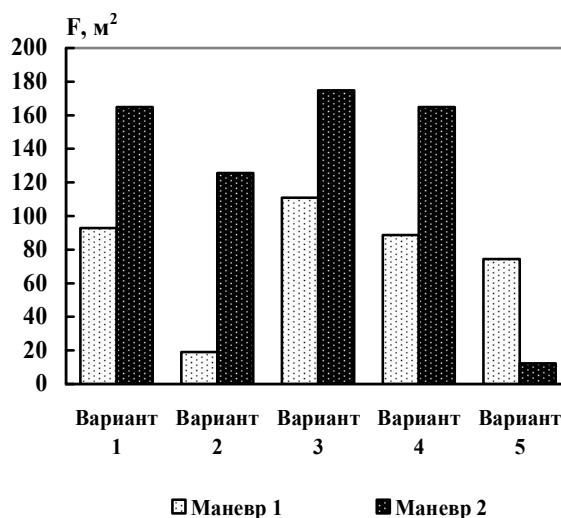


Рис. 4. Площадь собирающей поверхности ПУЭ космического тральщика, выводимого на требуемую орбиту РН «Delta-4Н»

Заключение

Таким образом, анализируя полученные результаты, можно сделать следующие выводы.

1. Эффективность рассмотренных маневров очистки околоземного пространства растет с ростом грузоподъемности РН для всех вариантов выведения и спуска КТ.

2. Для обоих маневров очистки наиболее эффективным является вариант использования ЭРДУ как на этапе выведения, так и на этапе спуска. Однако с учетом ограничения на время выведения космического тральщика на исходную орбиту, которое в случае применения ЭРДУ может оказаться неприемлемо высоким, целесообразным является вариант выведения КТ посредством разгонного блока с ЖРД и спуска с помощью ЭРДУ.

3. Вариант использования на этапе спуска ЖРДМТ может найти применение для первого маневра очистки и совершенно неэффективен для второго. С другой стороны, использование ПУЭ меньших размеров при циклическом движении КТ между орбитами не исключает самый простой способ непосредственного выведения КТ на рабочую орбиту, который является наименее эффективным для первого маневра очистки.

4. Несмотря на то, что суммарная площадь собирающей поверхности ПУЭ для второго маневра очистки выше, чем для первого, время для достижения данного эффекта слишком велико, поэтому при принятии решения на использование того или другого маневра нужно исходить из поставленной задачи.

Предметом дальнейших исследований может быть рассмотрение других маневров очистки космического пространства.

Литература

1. Космический тральщик для очистки околоземного пространства от космического мусора [Текст] / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Збірник доповідей учасників шостої всеукраїнської науково-практичної конференції «Інноваційний потенціал української науки – XXI сторіччя» (1-15 квітня 2010 р.). – Запоріжжя: Вид-во ПГА, 2010. – С. 134-136.

2. Расчет характеристик космического аппарата для сбора мелкого космического мусора [Текст] / Н.М. Дронь, Л.Г. Дубовик, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский // Вестник двигателестроения. – 2010. – № 1. – С. 24-28.

3. Оценка характеристик космических мусоросборщиков, выводимых на требуемую орбиту непосредственно ракетами-носителями [Текст] / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (61). – Х., 2010. – С. 100-103.

4. Кондратьев, А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электроракетной двигательной установкой [Текст] / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10 (67). – С. 82-84.

Поступила в редакцию 30.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, зав. кафедрой С.А. Давыдов, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ДВОХ МАНЕВРІВ ОЧИЩЕННЯ НАВКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТОРУ КОСМІЧНИМ ТРАЛЬЩИКОМ ПРИ РІЗНИХ СПОСОБАХ ЙОГО ВИВЕДЕННЯ НА ПОТРІБНУ ОРБИТУ

М.М. Дронь, П.Г. Хорольський, Л.Г. Дубовик

Розглянуто спосіб очищення навколоземного простору від космічного сміття космічним тральщиком (КТ), який виконує один з двох маневрів: одноразовий перехід з високої орбіти на низьку або циклічний рух між високою й низькою орбітами. Залежно від типу рушійних установок, що застосовуються для виведення та спуску КТ, надана порівняльна оцінка ефективності цих маневрів при використанні для виведення тральщиків на потрібні орбіти ракет-носіїв різної вантажопідйомності. Як критерій оцінки розглянуто площу збиральної поверхні пасивного уловлюваного елемента й сумарний час роботи КТ на етапі очищення.

Ключові слова: навколоземний простір, космічне сміття, космічний тральщик, маневр, пасивний уловлювальний елемент, ракета-носіїв, рушійна установка.

COMPARATIVE ESTIMATION OF EFFICIENCY TWO MANEUVERS CLEARING OF EARTH SPACE BY THE SPACE TRAWLER AT DIFFERENT WAYS OF ITS INJECTION ON DEMANDED ORBIT

N.M. Dron, P.G. Horolsky, L.G. Dubovik

The way of clearing earth space from space debris by a space trawler (ST), carrying out one of two maneuvers is considered: disposable transition from a high orbit on low or cyclic movement between high and low orbits. Depending on type of applied propulsion systems for injection and descent of KT the comparative estimation of efficiency of these maneuvers is given at use for injection of trawlers into demanded orbits of launch vehicles of various load-carrying capacity. As criterion of estimation the area of a collecting surface of a passive catching element and total operating time ST at a stage of clearing are considered.

Key words: earth space, space debris, a space trawler, maneuver, a passive catching element, a launch vehicle, propulsion system.

Дронь Николай Михайлович – д-р техн. наук, проф., проректор по научной работе Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Хорольский Петр Георгиевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., ведущий научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Дубовик Людмила Григорьевна – ст. научн. сотр. НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

ПАМЯТИ ЭКИПАЖА ВЕРТОЛЕТА МИ-8

КАПИТАН ВЛАДИМИР ВОРОБЬЕВ

СТ. ЛЕЙТЕНАНТ АЛЕКСАНДР ЮНГКИНД

СТ. ЛЕЙТЕНАНТ ЛЕОНИД ХРИСТИЧ

СТ. ПРАПОРЩИК НИКОЛАЙ ГАНЖУК

УДК 629.7

Ю.С. ПОДЗИРЕЙ

Институт ядерных исследований НАН Украины, Киев

МОБИЛЬНЫЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ РАДИОАКТИВНЫХ ОТХОДОВ

Рассмотрена гипотетическая конструкция мобильного лазерного технологического комплекса на базе летающей платформы. Комплекс предназначен для дистанционной порезки металлических и железобетонных конструкций. В газотурбинный подъемный двигатель силовой установки платформы, выполненный в виде линейного генератора газа содержащего пульсирующий детонационный усилитель тяги, введены оптический резонатор и диффузор, которые образуют в совокупности с ГТД газодинамический сверхзвуковой CO₂ лазер. Активная среда лазера создается выхлопом усилителя и инъекцией вспомогательных газов. Для дистанционного окисления графита может использоваться расфокусированный ИК пучок.

Ключевые слова: газодинамический лазер, летающая платформа, оптический резонатор, радионуклиды, инверсия заселенностей.

Одной из первоочередных задач, решаемых в процессе ликвидации последствий катастрофы на АЭС, является локализация радионуклидов на местах и последующее их удаление с помощью специальных технических средств. Объект "Укрытие" фактически является сосредоточением, в форме произвольных скоплений, радиоактивных и ядерно-опасных делящихся материалов, находящихся в смеси с конструкционными, строительными и примененными при ликвидации аварии материалами [1].

В процессе проведения работ по преобразованию объекта "Укрытие" возникает задача, ранее не встречавшаяся в отечественной и мировой практике – компактирование и удаление лавообразных топливосодержащих масс, а также необходимость при этом свести к минимуму процесс пыления [2]. Обе задачи решаются как за счет инженерных мероприятий, так и за счет специальных механизмов и устройств.

Нанесение пенообразующих составов (ПОС) на труднодоступные для других технических средств пылящие объекты, особенно в первый период аварии, проводилось посредством вертолетов через профилированные отверстия распыляющих устройств Ми 26. При этом ширина обрабатываемой полосы составляла 10÷15 м за один пролет вертолета. Для нанесения ПОС на пылящие территории 30-ти км зоны ЧАЭС использовали, преимущественно: автаразливочные станции типа АРС-14,15,12Д, ус-

тановки УМП-1 на шасси БелАЗ-543А, поливомоечные машины. Группировка вертолетов предназначенная для сброса материалов в активную зону реактора в отдельные дни достигала 80 единиц. Использовались самые большие в мире вертолеты Ми-26, способные брать на внешней подвеске до 20тс. Экипажи получали значительные дозы облучения – по 5 – 6 рентген за вылет. Не обошлось без аварий. Причиной падения вертолета Ми-8 в Чернобыле осенью 86 года было разрушение несущего винта при его ударе о стрелу крана

Для дистанционной резки при крупных техногенных авариях пока единственным известным средством является мобильный лазерный технологический комплекс МЛТК-50 производства Троицкого института инновационных и термоядерных исследований, созданный по заказу Газпрома [3]. Схема комплекса приведена на рис. 1. Транспортная база – два серийных автомобильных полуприцепа с платформами. Основой комплекса является звуковой импульсно-периодический электро-ионизационный CO₂ лазер, выполненный по открытой схеме. Мощность излучения 50 кВт. Авиационный турбовальный двигатель ТВД-0-100 прокачивает через рабочую камеру до 8 кг/с газовой смеси со скоростью около 50 м/с. Лазер может работать в течение 4–10 минут с интервалом между пусками около 20 минут. Система охлаждения оборудования водяная – автономная. Для функциони-

рования МЛТК необходим подвод электропитания мощностью порядка 750 кВт. Общий вес оборудования комплекса 50 тс. Оперативность работы МЛТК ограничена временем разворачивания МЛТК и наличием подъездных путей к объекту воздействия.

Для ликвидации последствий крупных техногенных аварий необходимы иные транспортные средства, имеющие равные с вертолетом возможности по перемещению в пространстве, более дешевые в производстве и эксплуатации и лишенные его недостат-

ков, имеющие возможность работать на малых и предельно малых высотах при наличии препятствий на местности. Поскольку вес и объем являются основными параметрами, определяющими существование летательного аппарата (ЛА), необходимо создать положение, при котором отдельные детали лазера и механизмы силовой установки ЛА являются общими.

Снижение веса и габаритов лазера может обеспечить сверхзвуковой CO₂ лазер на продуктах сгорания газотурбинного двигателя (ГТД) (рис. 2, а),

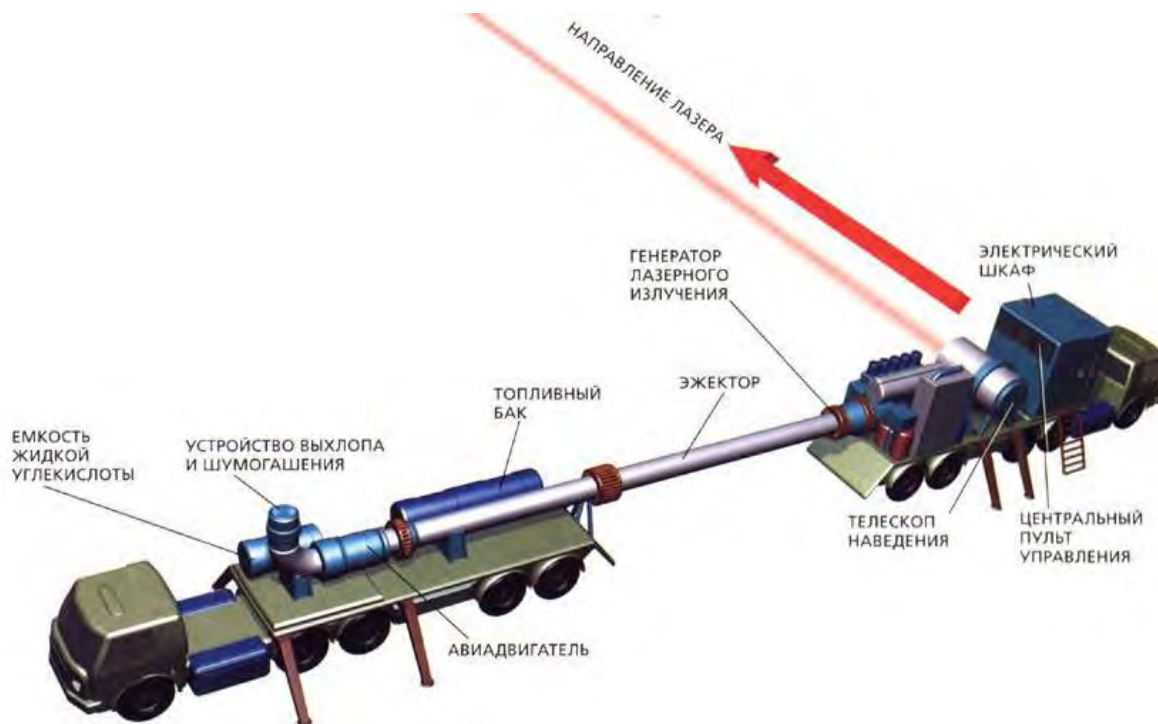


Рис. 1. Мобильный технологический комплекс МЛТК-50

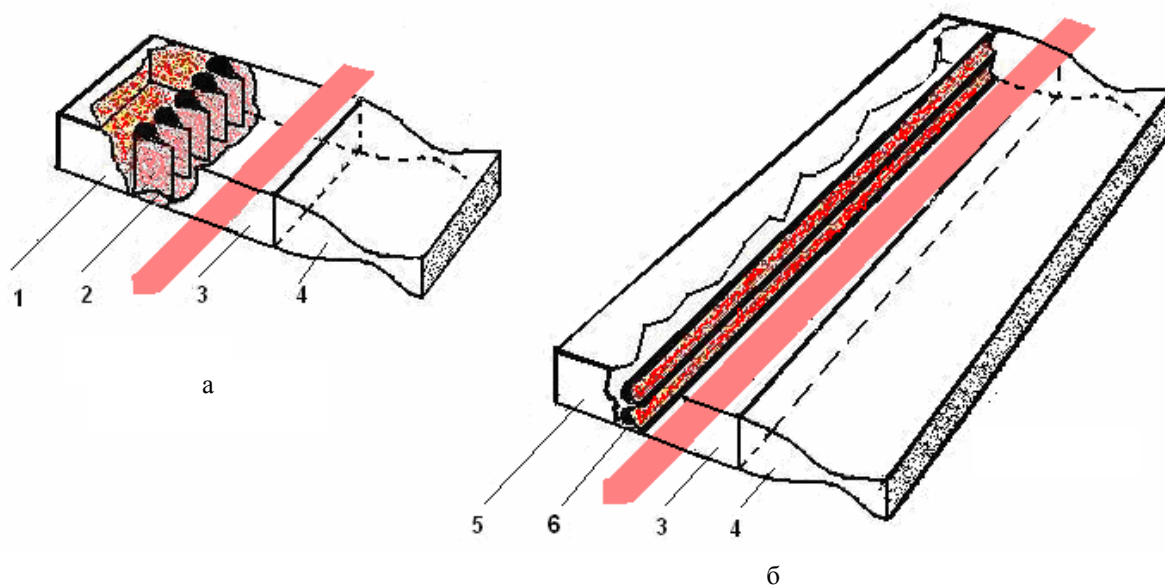


Рис. 2. Схема газодинамического лазера: а – на основе соплового насадка ГТД [4], б – на основе теплового резонатора детонационного усилителя тяги.
1 – прямоугольное сопло, 2 – сопловый блок, 3 – оптический резонатор, 4 – диффузор, 5 – химический реактор, 6 – тепловой резонатор

выполненный по открытой схеме. Инверсия заселенностей создается термическим путем сверхзвукового расширения. Однако в продуктах сгорания присутствует много частиц сажи, которые существенно ухудшают работу зеркал оптического резонатора, уменьшают выходную мощность излучения лазера и ресурс эксплуатации [4]. Кроме того, CO₂ лазер требует, чтобы статическая температура в зоне оптического резонатора не превышала 300 К (при этом температура газов на входе соплового блока составляет не менее 1800 К), а это приводит к высокой степени раскрытия сверхзвуковой части сопел, необходимости низкого статического давления в зоне оптического резонатора, большой степени эжекции газами турбокомпрессора и, как следствие, очень большой себестоимости эксплуатации подобного лазера.

На рис.2, б и рис. 3 приведена схема сверхзвукового CO₂ лазера на основе выполненного по линейной геометрии ГТД [5]. Лазер с открытым газодинамическим циклом в предлагаемом варианте работает следующим образом. От вспомогательной силовой установки подается напряжение в цепи контроля, управления и запуска двигателя. Роторам нагнетателя 2, 4, 8, 9 (рис. 3) придается вращательное движение. Атмосферный воздух через щелевой воздухозаборник 1 попадает в первое колено воздухопровода, где захватывается лопатками ротора нагнетателя 2. Образующееся при этом диаметрально течение, обтекая возникший внутри ротора вихрь, сдвинутый направляющим аппаратом и проходя статорные лопатки (на рис. 1 не показаны), совершает поворот на угол более 90. Посредством «язы-

ка» 3, являющегося частью воздуховода, сжатый воздух направляется последовательно во второе, третье и четвертое колена, где дополнительно сжимается аналогичным образом. Перемещением "языка" в первом колене регулируется тяга двигателя. В первой ступени обеспечивается максимальная производительность.

Она работает как компрессор низкого давления. В последующих – обеспечивается максимальное сжатие, до 20 ед. После двух поворотов сжатый воздух разделяется на две части. Одна из них направляется к третьей и затем к четвертой ступени компрессора, а вторая в химический реактор 17 тягового модуля и далее в тепловой резонатор 16. Наличие выходного вала 21 позволяет передать крутящий момент на источник электропитания, необходимый для собственных систем ГТД и платформы. Необходимое постоянство давления на входе тяговых усилителей достигается перемещением дроссельной заслонки 6, расположенной после второй ступени компрессора.

Наличие пульсирующего усилителя тяги (ПудД) [6, 7] в силовой установке существенно меняет дело. Процессы сгорания топлива в ПудД и ГТД имеют резко отличный характер. Топливо усилителя перед сжиганием разлагается на менее сложные легкие компоненты в химическом реакторе 17. Вследствие резонанса, степень сжатия смеси топливо-окислитель достигает 150–200 ед, а частота пульсаций 5–7 кГц. На рис. 4 представлен ход температуры и давления по оси камеры сгорания ГТД и теплового резонатора ПудД. Для ПудД характерен более резкий перепад температур, т.е. система в данном

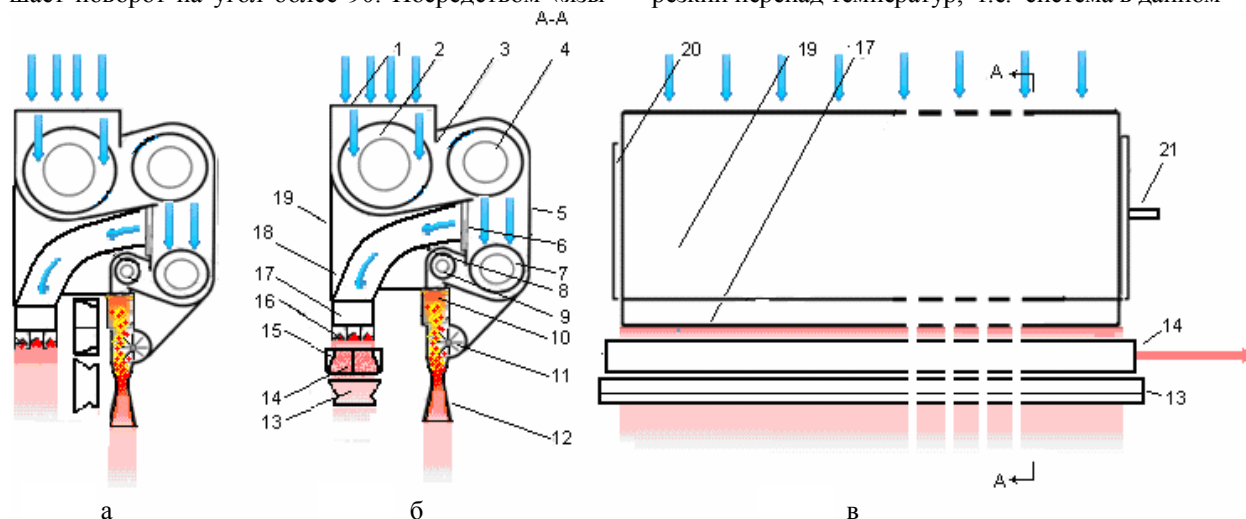


Рис. 3. Схема получения активной среды CO₂ лазера: а – транспортное положение; б – рабочее положение; в – боковая проекция: 1 – воздухозаборник; 2, 4, 7, 9, – роторы компрессора; 3 – заслонка управления тягой; 5, 8 – воздуховод; 6 – заслонка отбора сжатого воздуха; 10 – камера сгорания; 11 – газовая турбина полукоткрытого типа; 12 – сопло Лавала; 13 – диффузор; 14 – оптический резонатор; 15 – система охлаждения резонатора; 16 – топливный резонатор; 17 – химический реактор разложения топлива; 18 – топливный бак; 19 – картер; 20 – трансмиссия; 21 – вал отбора мощности

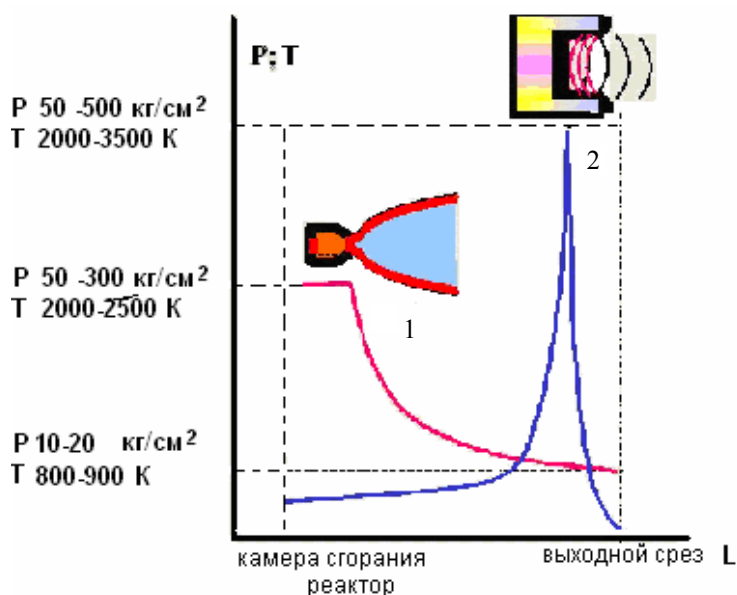


Рис. 4. Давление и температура камеры сгорания ГТД (1) и резонатора пульсирующего детонационного усилителя тяги (2) (данные НТЦ Имплаз)

случае является более неравновесной. Температура сгорания в топливном резонаторе 6 (рис. 2), 16 (рис. 3), вследствие эффекта Гартмана–Шпренгера более высокая, чем в камере сгорания обычного ГТД [8], что приводит к большей заселенности верхних квантовых уровней. Однако температура на срезе резонатора, вследствие большего расширения рабочего газа, ниже и близка к той, которая необходима для создания малой заселенности нижнего квантового уровня. Это обстоятельство позволяет разместить оптический резонатор 14 в непосредственной близости от среза, что повышает его эффективность и сокращает объем занимаемый лазером

Сверхзвуковая скорость истечения продуктов горения обеспечивается без применения сопла Лавалля. Сажа и другие различные соединения в таком выхлопе отсутствуют. Кроме того, на время работы лазера возможна подача вместо авиационного керосина бензола C_6H_6 в смеси с закисью азота NO_2 . Это позволит получить состав активной среды лазера близким к оптимальному [9]. Сама закись азота удобна для хранения в баллонах, так как при давлении 50 атм. переходит в жидкое состояние.

Реально, в газовых лазерах на продуктах сгорания энергия, излучаемая на единицу массы сжигаемой смеси (уд. энергия излучения) – 20 кДж/кг. Подобный лазер недостаточно эффективен. Только 7–10% от энергии сгорания идет на возбуждение колебательных уровней молекулы CO_2 . Вследствие релаксационных потерь энергии в потоке, невысокого отношения энергии кванта лазерного излучения к энергии кванта, необходимого для возбуждения асимметричного колебания молекулы CO_2 (квантового кпд), и относительно небольшой эффективно-

сти оптического резонатора, не весь энергозапас может быть трансформирован в лазерное излучение.

Однако необходимая мощность пучка может быть достигнута за счет увеличения длины оптического резонатора или последовательно-параллельного включения нескольких резонаторов, как это показано на рис. 5. Четыре газогенератора (рис. 3) создают поперечные струи и прокачивают рабочий газ через оптические резонаторы 1 (рис. 5).

Скачки плотности, возникающие на срезе топливных резонаторов 6 (рис. 2), как показано в работе [4], не оказывают заметного влияния на расфазировку пучка, а синхронизация работы нескольких резонаторов 6, размещенных параллельно, обеспечивается единым химическим реактором 5 и общими каналами подвода топливно-воздушной смеси (на рис. 2, 3 не показаны), образующими все вместе единую резонансную систему. Индуцированное излучение выпускается через аэродинамические окна 6 (рис. 5) и, отражаясь от глухих зеркал 2, 3, проходит через полупрозрачные зеркала 4. Поворотная призма 5 выводит пучок в плоскость, ортогональную плоскости рисунка. Частота пульсаций активной среды определяется геометрическими размерами теплового резонатора. Подобные высокочастотные лазерные системы с большой средней мощностью, длительностью от единиц до сотен наносекунд, **позволяют реализовать принципиально другой механизм взаимодействия излучения с веществом** – возгонку (абляцию), обеспечивающую локальность выделения энергии не только в пространстве, но и во времени. При этом происходит взрывное локальное испарение вещества без промежуточной жидкой фазы [10].

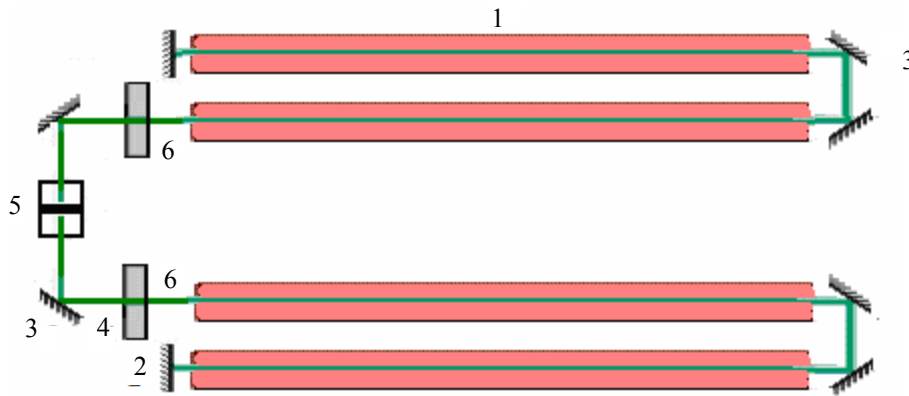


Рис. 5. Оптическая схема сверхзвукового газодинамического CO₂ лазера с последовательно-параллельным включением оптических резонаторов:

1 – оптический резонатор; 2, 3 – глухое зеркало; 4 – полупрозрачное зеркало; 5 – поворотная призма

В рассмотренной конструкции ограничителем мощности является охлаждение фокусирующих линз, которое может быть организовано на основе методики встречных газовых пучков, применяемой при термообработке некоторых материалов. Для окисления графита возможно применение расфокусированного пучка. Это позволяет существенно, в 50–90 раз, снизить объем материала и отделить от графитовой матрицы радионуклиды [11].

Для лазера авиационного базирования низкий КПД не является критическим – неиспользованная часть энергии рабочего газа может быть употреблена на создание подъемной силы.

На рис. 6 представлена летающая платформа [12], положение подъёмных двигателей которой соответствует оптической схеме лазера на рис. 5. Подобное расположение двигателей приводит к образованию щелевого эжекторного усилителя тяги (ЭУТ), имеющего наибольший коэффициент эжекции атмосферного воздуха и тягоусиления – до 2. Разрежение, возникающее на выходе диффузора лазера 13 (рис. 3), позволяет откачивать рабочий газ с высокой скоростью.

Управление по высоте и крену осуществляется заслонками 12 (рис. 6). Одновременное введение в ЭУТ всех заслонок меняет высоту, а введение справа или слева меняет крен платформы. Комбинированная работа сопел 11 позволяет менять курс, осуществлять боковое параллельное смещение, разворот на месте или отработывать задний ход. Ранее ГТД рассматривался как компрессор наддува для более экономичного пульсирующего детонационного двигателя (ПудД) [7, 12]. Соответственно его параметры были минимизированы. В данном случае, ГТД – это основной двигатель, задача которого – обеспечить как вертикальную тягу, так и наддув химического реактора, работающего на лазер. Горизонтальная тяга обеспечивается аналогичным менее

протяженным и соответственно менее мощным маршевым двигателем, выполненным без усилителей тяги. Работает он по принципу, описанному выше. В отличие от подъемного двигателя (рис. 3), маршевый имеет подвижное в вертикальной плоскости сопло 14 для управления по тангажу. Его конфигурация представлена на рис. 7. Для подачи топлива может быть использована магистраль высокого давления (система common rail) и расположенные параллельно ей форсунки испарительного типа. Конструкция двигателя более технологична и он более надежен, чем ГТД с осевым, центробежным или диагональным компрессором. Анализ типичных отказов ГТД в процессе эксплуатации показывает, что большинство обусловлено их консольным креплением. В предлагаемых ГТД лопатки крепятся за оба конца. Усиление их несущей способности при большой длине двигателя возможно за счет колец, периодически расположенных в плоскости ортогональной продольной оси рабочего колеса.

Летающая платформа существенно проще и дешевле вертолета. Она может быть снабжена двумя фокусирующими системами для вывода пучка в верхней или нижней полусфере, в зависимости от поставленных задач и высоты полета. В конструкции отсутствует тяжелый редуктор, вес которого сопоставим с весом двигателя, автомат перекося, несущий винт и рулевой винт с длинной трансмиссией [13]. Лопатки компрессора и турбины, вместо длительного, дорогого и сложного процесса направленной кристаллизации, могут быть изготовлены простым методом низкотемпературной экструзии [14].

Использование летающей платформы, имеющей возможность нести большую полезную нагрузку (до 30 тс) в виде различного оборудования, в том числе мощного CO₂ лазера, создает качественно новые возможности для ликвидации последствий аварий на АЭС.

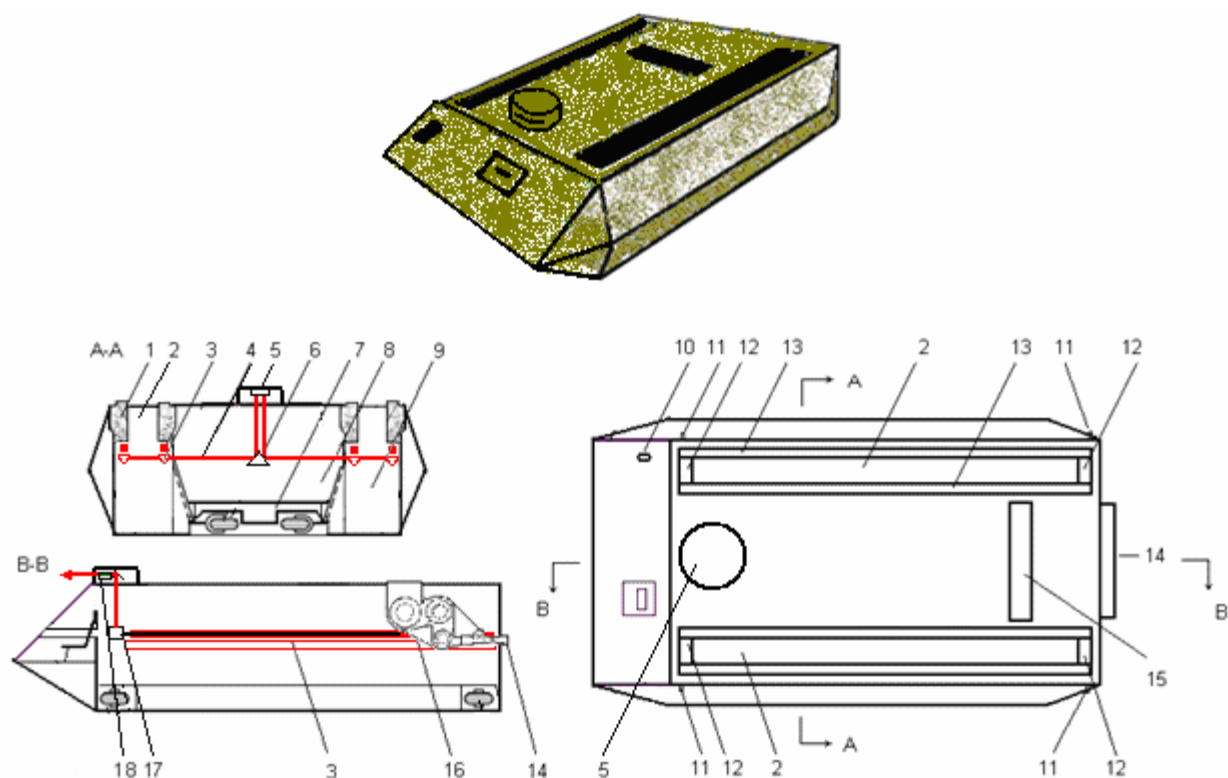


Рис. 6. Летящая платформа в варианте лазерного технологического комплекса: 1 – подъемный двигатель; 2 – конфузор щелевого эжекторного усилителя тяги (ЭУТ); 3 – оптический резонатор; 4 – ИК-пучок лазера; 5 – фокусирующая система; 6 – поворотная призма; 7 – шасси; 8 – отсек систем обеспечения работы лазера; 9 – камера смещения ЭУТ; 10 – датчик системы позиционирования; 11 – сопла управления по курсу; 12 – заслонки управления по высоте; 13 – воздухозаборник подъемного двигателя; 14 – сопло маршевого двигателя; 15 – воздухозаборник маршевого двигателя; 16 – маршевый двигатель; 17 – глухое поворотное зеркало

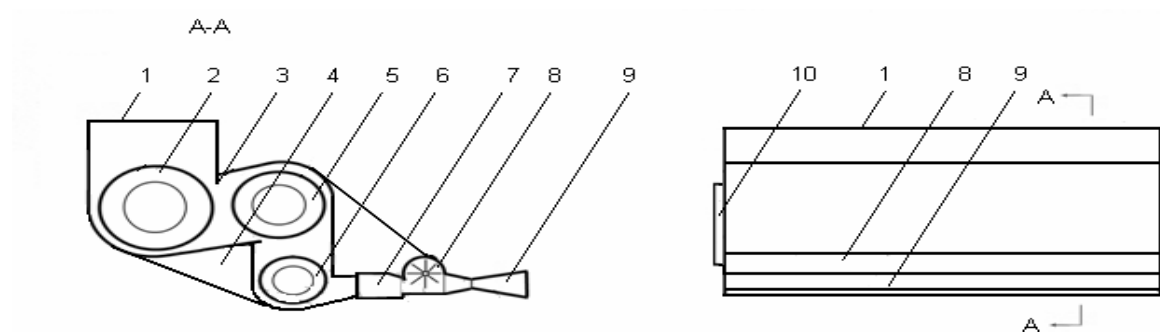


Рис. 7. Газотурбинный маршевый двигатель: 1 – щелевой воздухозаборник; 2, 5, 6 – роторы многоступенчатого поперечно-поточного нагнетателя; 3 – устройство управления тягой в виде "языка"; 4 – расходный топливный бак; 7 – камера сгорания; 8 – одноступенчатая газовая турбина полукрытого типа; 9 – сопло Лаваля; 10 – блок трансмиссии

Литература

1. Чернобыльская катастрофа [Текст] / Под ред. академика НАНУ В.Г. Барьяхтара. – К.: Наук. думка, 1995. – 559 с.
2. Научно-техническое обеспечение эксплуатационных работ по дезактивации и пылеподавлению в помещениях объекта "Укрытие". Разработка

технологии использования осаждающихся (дезактивирующих) пен для пылеподавления и предотвращения выбросов радиоактивной пыли и золь [Текст]: отчет о НИР / МНТЦ "Укрытие"; Токаревский В.В., Степанов И.К., Макаров В.И. [и др.] – Чернобыль, 1994. – 127 с. – арх. №3227.

3. Мобильный лазерный технологический комплекс "МЛТК-50" [Электронный ресурс]. – Режим

доступа к ресурсу: <http://www.triniti.ru/Mltc50.html>. – 5.06.2011 г.

4. Андерсон, Дж. Газодинамические лазеры: введение [Текст] / Дж. Андерсон. – М.: Мир, 1979. – 206 с.

5. Подзирей, Ю.С. Движители и двигатель противопожарной летающей платформы [Текст] / Ю.С. Подзирей // Пожаровзрывобезопасность. – 2010. – № 2 (19). – С. 54-57.

6. Пат. 2034996 Российская Федерация, F02K3/08. Способ получения тяги и устройство для его осуществления [Текст] / Антоненко В.Ф., Масс А.М., Минин С.Н. [и др.]; Заявитель и патентообладатель Антоненко В.Ф., Масс А.М., Минин С.Н. [и др.]. – № 93046334/06; заявл. 11.10.1993; опубл. 10.05.1995.

7. Нечаев, Ю.Н. Пульсирующий детонационный двигатель – новый тип двигателя для авиации [Текст] / Ю.Н. Нечаев, А.И. Тарасов // Полет. – 2000. – № 4. – С. 13-20.

8. Нечаев, Ю.Н. Области возможного применения пульсирующих детонационных двигателей [Текст] / Ю.Н. Нечаев, А.И. Тарасов [и др.] // Полет. – 2007. – № 5. – С. 22-30.

9. Аблеков, В.К. Справочник по газодинамическим лазерам [Текст] / В.К. Аблеков, Ю.Н. Денисов, Ф.Н. Любченко. – М.: Машиностроение, 1982. – 168 с.

10. Высокочастотный импульсно-периодический режим генерации в мощных широкоапертурных лазерах [Текст] / В.В. Аполлонов, В.В. Кийко, В.И. Кислов, А.Г. Суздальцев, А.Б. Егоров // Квантовая электроника. – 2003. – № 33 (9). – С. 753-757.

11. Гринько, А.М. Технологические основы переработки радиоактивных графитосодержащих материалов [Электронный ресурс] / А.М. Гринько, В.В. Токаревский // 5-я Международная конференция «Сотрудничество для решения проблемы отходов». 2-3 апреля 2008 г., Харьков, Украина. – Режим доступа к ресурсу: <http://waste.ua/cooperation/2008/theses/grinko.html>. – 5.06.2011 г.

12. Подзирей, Ю.С. Одно из возможных направлений применения пульсирующего детонационного двигателя [Электронный ресурс] / Ю.С. Подзирей // Двигатель. – 2010. – №3 (69). – Режим доступа к ресурсу: <http://engine.aviaport.ru/issues/69/page22.html>. – 15.04.2011 г.

13. Подзирей, Ю.С. О полноценной замене несущего винта [Текст] / Ю.С. Подзирей // Авиация общего назначения. – 2010. – № 12. – С. 30-35.

14. Хаймович, П.А. Криодеформация металлов при всестороннем сжатии [Текст] / П.А. Хаймович // Вопросы атомной науки и техники (Серия: физика радиационных повреждений и радиационное материаловедение). – 2006. – №4 (89). – С. 28-34.

Поступила в редакцию 6.06.2011

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., заместитель генерального директора В.В. Токаревский, Государственная корпорация «Украинское государственное объединение «Радон»», Киев.

МОБІЛЬНИЙ ТЕХНОЛОГІЧНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ДИСТАНЦІЙНОЇ ОБРОБКИ РАДІОАКТИВНИХ ВІДХОДІВ

Ю.С. Подзирей

Розглянута гіпотетична конструкція мобільного лазерного технологічного комплексу на базі літаючої платформи. Комплекс призначений для дистанційної порізки металевих та залізобетонних конструкцій. В газотурбінний під'ємний двигун силової установки платформи, виконаний як лінійний генератор газу, об'єднаний з пульсуючим детонаційним підсилювачем тяги, введені оптичний резонатор та дифузор, котрі створюють разом з ГТД газодинамічний надзвуковий CO₂ лазер. Активне середовище створюється вихлопом підсилювача та інжекцією допоміжних газів. Для дистанційного окислення графіта можна використувати расфокусований ІЧ пучок.

Ключові слова: газодинамічний лазер, літаюча платформа, оптичний резонатор, радіонукліди, інверсія заселеностей.

MOBILE TECHNOLOGY COMPLEX FOR DISTANCE TREATMENT OF RADIONUCLIDE WASTE

Y.S. Podziyey

The construction of laser mobile technology complex on the base of flying platform is consider. The complex design for cutting metal and rain forced concrete constructions which arise as result of accident on atomic power station. In GTE power unit platform add CO₂ super sonic laser. The active medium of laser created by means exhaust of pulse detonation amplifier and subsidiary gas.

Key words: gas dynamic laser, flying platform, radio nuclides, quantum excitation levels.

Подзирей Юрий Степанович – канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник отдела физики плазмы Института ядерных исследований НАН Украины, Киев.

УДК 621.452.2.043+621.822

В.Н. ШНЯКИН, В.А. ШУЛЬГА, В.И. КОНОХ, А.И. ЖИВОТОВ, А.В. ДИБРИВНЫЙ*Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля"***РАЗРАБОТКА МНОГОРЕЖИМНОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО
ДВИГАТЕЛЯ С ПНЕВМОНАСОСНОЙ ПОДАЧЕЙ ТОПЛИВА
ДЛЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ МОДУЛЕЙ**

Учитывая повышенный интерес к разработке современных взлетно-посадочных систем ГП «КБ «Южное» предлагает многорежимный ЖРД РД860L, который может использоваться в составе взлетно-посадочного модуля с целью доставки роботизированного ровера, научных приборов, космического телескопа на механической подвижной платформе для осуществления исследовательских миссий на поверхности Луны и Марса. Новый двигатель РД860L разрабатывается на основе существующей двигательной установки ДУ802 автономного космического буксира «Кречет» с использованием пневмонасосной подачи топлива.

Ключевые слова: двигатель РД860L, пневмонасосная подача топлива, взлетно-посадочный модуль.

Введение

Разработка современных многорежимных двигателей новых взлетно-посадочных систем требует значительных финансовых затрат в течение длительного периода времени (3 – 5 лет). Существующий эпизодический характер лунных и марсианских миссий не позволяет надеяться на быструю окупаемость проекта, требующего значительных капиталовложений. Поэтому, в подобных разработках на первый план выходит задача создания эффективной системы в сжатые сроки и при минимальных затратах.

Базируясь на имеющемся в ГП «КБ «Южное» опыте разработки различных жидкостных ракетных двигателей для верхних ступеней ракет и космических буксиров (в том числе для взлетно-посадочных систем), мы считаем, что для подобных миссий целесообразно использовать только проверенные решения. Разработка новых взлетно-посадочных модулей с широким использованием элементов существующих двигателей позволит обеспечить высокую надежность при минимальных сроках и затратах на разработку двигателей.

Концепция разработки двигателя РД860L базируется на максимальном использовании задела элементов существующих двигателей разработки ГП «КБ «Южное».

1. Назначение двигателя

Двигатель РД860L предназначен для взлетно-посадочного модуля с целью доставки роботизированного ровера, научных приборов, космического телескопа на механической подвижной платформе

для осуществления исследовательских миссий на поверхности Луны и Марса.

2. Состав двигателя РД860L

Концептуально двигатель РД860L подобен разработанному ранее для советской лунной программы двигателю 11Д410¹ и состоит из двух автономных двигательных блоков (центрального и периферийного) со своими пневмонасосными агрегатами, собранных на общей силовой раме. Внешний вид двигателя 11Д410 представлен на рис. 1.

Двигатель РД860L – трехкамерный, многорежимный, с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива. Обеспечивает создание требуемой величины тяги, многократное включение в полете, поддержание заданной тяги и соотношения компонентов топлива.

¹ Двигатель 11Д410 хорошо известен по неоднократным публикациям. Двигатели лунного посадочного модуля Блока Е РН Н-1 – основной РД858, имеющий возможность четырехкратного дросселирования, и резервный двухкамерный РД859. Резервный двигатель имеет возможность регулирования тяги $\pm 10\%$. Оба двигателя тягой 2000 кгс. Каждый двигатель обеспечивает двукратное включение.

В общей сложности с момента начала отработки суммарное время наработки составило:

- РД858 – 296135 с (495 включений);
- РД859 – 230506 с (519 включений).

Успешно проведены испытания трех блоков 11Д410 на орбите искусственного спутника Земли.

Эти двигатели послужили базой для разработки двигателей РД864, РД866, РД868, РД869 и VG143, а также двигателя двигательной установки ДУ-802, имеющей в своем составе пневмонасосную систему подачи компонентов топлива в камеру двигателя [2].

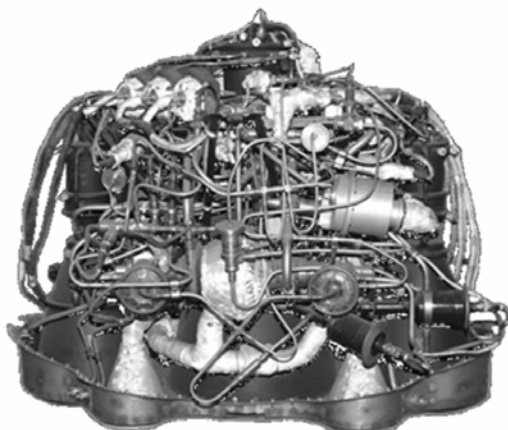


Рис. 1. Внешний вид двигателя 11Д410

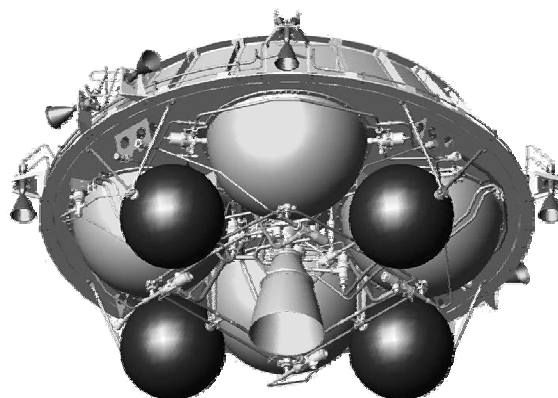


Рис. 2. Внешний вид ДУ802

Центральный блок – однокамерный, разрабатывается на базе двигательного блока ДУ802² (РН «Днепр») с использованием камеры РД866³. Периферийный блок включает две модернизированные камеры двигателя РД866 и ПНА двигательного блока ДУ802 [1], [2].

В предыдущем докладе [1] отмечались два основных преимущества двигательной установки с пневмонасосной системой подачи по сравнению с известными, ставшими классическими, вытеснительной и турбонасосной. Баки в ДУ с ПНА находятся под низким давлением как в ДУ с турбонасосной системой. Для подачи компонентов топлива необходимо газа в ~1,5 раза меньше чем для вытеснительной системы подачи за счет его подогрева от работающей камеры двигателя перед подачей в ПНА. Точность поддержания соотношения компонентов топлива < 0,5 % с учетом разности температур компонентов топлива 2 – 3 °С (это не обеспечивается ни одной из известных систем регулирования). Кроме того, проведенные проектные работы показали, что существующий двигательный блок двигательной установки ДУ802 относительно просто может быть доработан для выполнения задач с двукратным дросселированием тяги.

На рис. 2 и 3 представлены внешний вид и принципиальная схема двигательной установки ДУ802, ставшей основой для двигателя РД860L.

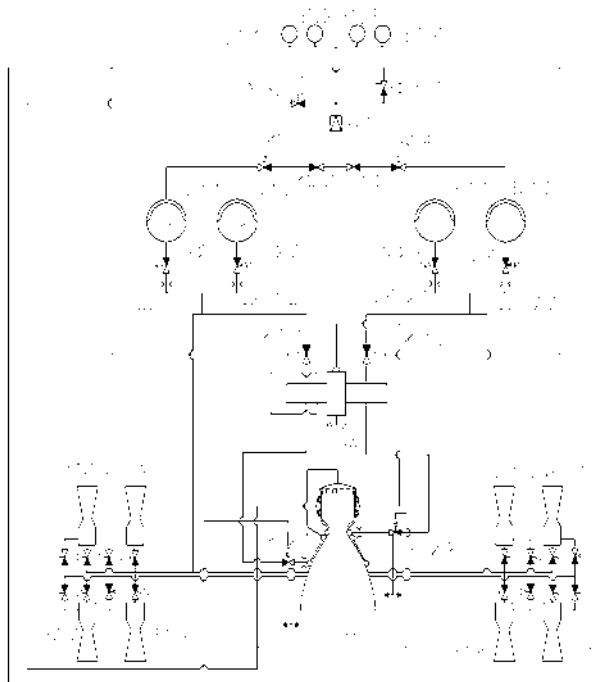


Рис. 3. Принципиальная схема ДУ802

Б1.1-Б1.4 – баллон; БГ1.1, БГ1.2 – бак горючего; БО1.1, БО1.2 – бак окислителя; ДРН1-ДРН2 – жиклер; КД – камера двигателя; КО1.1, КО1.2 – клапан обратный; КП1.1, КП1.2 – клапан перекрывной; КП2.1, КП2.2 – клапан; КР – клапан редукционный; ПК1.1-ПК1.4, ПК2.1-ПК2.4 – пироклапан; ПНА – пневмонасосный агрегат; УБ1.1-УБ1.8 – ЖРД МТ; ЭПК1, ЭПК2 – электропневмоклапан

² Двигательная установка ДУ802 разработана ГП «КБ «Южным» для украинско-российской РН «Днепр». Впервые применена принципиально новая система подачи с использованием двухкомпонентного пневмонасосного агрегата (ПНА). В настоящее время закончена отработка двигательного блока. Проведено 17 испытаний двух экземпляров двигательных блоков. Суммарно наработано 2048,48 с. Проведены испытания системы подачи ДУ (система наддува, топливные баки и ПНА).

³ Двигатель РД866 разработан для разгонной ступени ракет типа SS-24. Прошел полный цикл испытаний. Серийно изготавливался на ПО «ЮМЗ» до 1991 года [3].

Для привода пневмонасосных агрегатов используется сжатый гелий, который должен храниться в баллонах высокого давления двигательной установки.

Для уменьшения массы бортового запаса гелия в конструкцию двигателя введены три теплообменника, установленные на закритической части камер двигателя. Максимальная температура гелия на выходе из теплообменника составляет 400К.

3. Габаритные и весовые характеристики двигателя РД860L

Габаритные и весовые характеристики двигателя РД860L представлены в табл. 1.

Таблица 1

Габаритные и весовые характеристики двигателя РД860L

Параметр, размерность	Двигатель РД860L	
	стационарный	с качанием
Максимальная высота двигателя от среза сопла камер до стыковочной плоскости пят рамы, мм	1015	1090
Максимальная длина двигателя от первой боковой камеры (с учетом пят рамы) до второй боковой камеры (с учетом пят рамы), мм	1150	1400
Предварительная масса двигателя, кг	102	114

В зависимости от решаемых задач двигатель может быть выполнен в двух вариантах: с качанием центрального двигательного блока в карданном подвесе (управление двигателем в двух взаимно перпендикулярных плоскостях) и стационарным.

Общий вид вариантов исполнения двигателя РД860L представлен на рис. 4, 5.

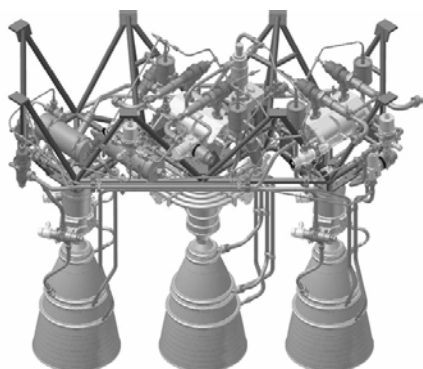


Рис. 4. Вариант компоновки двигателя с качанием центрального блока

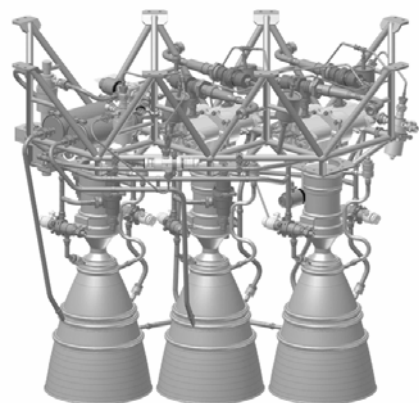


Рис. 5. Вариант компоновки двигателя со стационарным центральным блоком

4. Описание работы двигателя

Совместная работа двух двигательных блоков (центрального и периферийного) обеспечивает коррекцию траектории КА, выведение его на орбиту искусственного спутника Луны и маневрирование его на орбите. На этапе снижения и посадки для обеспечения двукратного дросселирования тяги периферийный двигательный блок может быть отключен. Мягкая посадка обеспечивается плавным дросселированием центрального блока до величины 250 кгс.

Типовая диаграмма работы двигателя представлена на рис. 6.

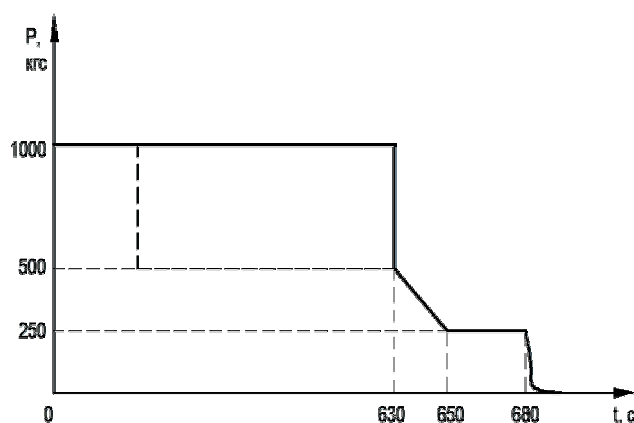


Рис. 6. Типовая диаграмма работы двигателя (примечание – отключение периферийного блока может быть осуществлено в любой момент времени)

5. Основные характеристики двигателя

Основные технические характеристики двигателя РД860L представлены в табл. 2.

Таблица 2

Основные технические характеристики двигателя РД860L

Параметр, размерность	Величина
Компоненты топлива: – окислитель – горючее	АТ НДМГ
Тяга в пустоте, кгс	от 1000 до 250
Удельный импульс тяги, с	от 316 до 321
Соотношение компонентов топлива	2,25
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	от 20,5 до 41,5
Количество запусков в полете (каждого блока)	10
Продолжительность работы (суммарная), с	до 700

Заключение

Для решения задачи по доставке на поверхность планет полезных грузов и возвращению их ГП «КБ «Южное» предлагает разработать на базе элементов существующих двигателей высокоэффективный ЖРД РД860L.

Двигатель РД860L разрабатывается на базе существующего двигательного блока двигательной установки ДУ-802 автономного космического буксира «Кречет».

Литература

1. Конструктивные особенности двигательной установки, обеспечивающие управляемость АКБ "Кречет" [Текст] / В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, А.В. Животов, А.В. Дибривный // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 7/43. – С. 211-212.

2. Жидкостные ракетные двигатели КБ «Южного». Описание и основные технические данные [Текст]/ под ред. С.Н. Конохова. – Днепропетровск: КБ «Южное», 1999. – С. 13-17.

3. Жидкостные ракетные двигатели КБ «Южного». Описание и основные технические данные [Текст]/ под ред. С.Н. Конохова. – Днепропетровск: КБ «Южное», 1999. – 33 с.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук В.А. Габриец, Национальная академия государственного управления при Президенте Украины, Днепропетровск.

РОЗРОБКА БАГАТОРЕЖИМНОГО РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА З ПНЕВМОНАСОСНОЮ ПОДАЧЕЮ ПАЛИВА ДЛЯ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ МОДУЛІВ

В.М. Шнякін, В.А. Шульга, В.І. Конох, О.І. Животов, О.В. Дібрівний

З огляду на підвищений інтерес до розробки сучасних злітно-посадочних систем ДП «КБ «Південне» пропонує багаторежимний РРД РД860L, який може використовуватися у складі злітно-посадочного модуля з метою доставки роботизованого ровера, наукових приладів, космічного телескопа на механічній рухомій платформі для здійснення дослідницьких місій на поверхні Місяця і Марса. Новий двигун РД860L розробляється на ґрунті існуючої двигунної установки ДУ802 автономного космічного буксира «Кречет» з використанням пневмонасосної подачі палива.

Ключові слова: двигун РД860L, пневмонасосна подача палива.

DEVELOPMENT OF A MULTIMODE LIQUID ROCKET ENGINE FUEL SUPPLY PNEUMOPUMP FOR TAKEOFF AND LANDING MODULES

V.N. Shnykin, V.A. Shul'ga, V.I. Konokh, A.I. Zhyvotov, A.V. Dybrivny

Given the heightened interest in the development of advanced landing systems SDO Yuzhnoye offers a multi-mode rocket engine RD860L that can be used in composition of a landing module to deliver a robotic rover, research gear, space telescope on a mechanical mobile platform to carry out research missions on Moon and Mars surfaces. The new RD860L engine is designed on the base of an existing DU802 propulsion system of Krechet AST using pneumopump supply.

Key words: propulsion system, RD860L, pneumatic pump fuel feed.

Шнякин Владимир Николаевич – канд. техн. наук, заместитель Генерального конструктора ГП «КБ «Южное» – Главный конструктор КБ ракетных двигателей, Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Шульга Владимир Андреевич - канд. техн. наук, начальник отдела общей сборки ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Конох Владимир Иванович - канд. техн. наук, начальник отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Животов Александр Иванович – начальник сектора отдела общей сборки ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Дибривный Валериевич – начальник группы отдела общей сборки ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

УДК 629.7.064.5

В.С. РЕВА, К.Н. ЗЕМЛЯНОЙ, Е.Ю. ШЕВЧЕНКО*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. Янгеля»*

ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К СИСТЕМЕ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ ДЛЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Приведена и проанализирована проблема современных систем электроснабжения наземных комплексов ракет космического назначения, которой является качество электроэнергии (КЭ). Предлагается функциональное (условное) разделение системы электроснабжения на силовую часть и систему контроля качества электроэнергии (СККЭ). К системе контроля качества электроэнергии сформированы требования по назначению. К основным требованиям, предъявляемым к СККЭ, относят: непрерывный контроль параметров электроэнергии (напряжения, тока, частоты), архивирование и документирование параметров, непрерывный контроль текущего состояния и времени работы аппаратуры, а также сравнение значений измеряемых параметров с допустимыми. Приведенные структурные схемы системы контроля качества электроэнергии позволяют ознакомиться с основными принципами работы данной системы в обычном режиме и режиме выхода за пределы норм показателей качества электроэнергии (ПКЭ).

Ключевые слова: контроль, качество, система электроснабжения, параметры электроэнергии, потребитель, сформированные требования.

Введение

Система электроснабжения (СЭС) является неотъемлемой составной частью современного наземного комплекса, без которой невозможно проведение работ по подготовке и запуску полезного груза. Будучи составной частью сложного технического комплекса, каким является современный наземный комплекс (НК), СЭС, в свою очередь, также обладает рядом признаков, позволяющих квалифицировать ее как сложную техническую систему. По мере развития космических технологий, а также увеличения количества потребителей разных номиналов напряжения, в том числе и низковольтного оборудования, при больших суммарных мощностях возникает проблема качества электроэнергии (КЭ).

В связи с этим на этапах проектирования возникает потребность в функциональном (условном) разделении системы электроснабжения на силовую часть и систему контроля качества электроэнергии (СККЭ).

1. Определение параметров контролируемых СККЭ

Под качеством электроэнергии понимается степень соответствия параметров электроэнергии их установленным значениям [1]. К качеству поставляемой электроэнергии для эксплуатации КРК, как и к качеству промышленной продукции, предъявляются спе-

циальные требования. Количественная характеристика качества электроэнергии выражается отклонениями напряжения и частоты, размахом колебаний напряжений и частоты, коэффициентом несинусоидальности, формы кривой напряжения, коэффициентом несимметрии напряжения, провалом напряжения, импульсом напряжения и временным перенапряжением.

Технологический процесс подготовки КА и проведение пуска РН космического ракетного комплекса (КРК) характеризуется рядом особенностей:

- возможностью большого ущерба, связанного с нарушением технологического процесса КА при провалах напряжения в системе электроснабжения стартового комплекса (СЭС СК) в том числе с потерей работоспособности;

- возникновением, при полном или длительном перерыве электроснабжения, угрозы выхода из строя ТО, взрыва, пожара, опасности при эксплуатации в связи с наличием взрывоопасных и токсичных веществ, используемых при заправке РН;

- высокой требуемой степенью надежности технологического оборудования и систем РН и КА, работающих без присутствия обслуживающего персонала во время максимума нагрузки при проведении пуска РН с КА.

Ввиду вышеприведенной специфики работы потребителей системы электроснабжения КРК, проведен анализ возможных нештатных ситуаций, (табл. 1), а также их влияния на работу системы электроснабжения.

Таблица 1
Анализ возможных нештатных ситуаций

Причины нештатной ситуации	Возможные следствия нештатной ситуации
Повышенное напряжение.	Выход из строя оборудования. Аварийное отключение оборудования с потерей данных в компьютерах.
Высоковольтные импульсы.	Выход из строя чувствительного оборудования.
Гармонические искажения напряжения	Помехи при работе чувствительного оборудования (радио и телевизионные системы, измерительные комплексы и т.д.) Перегрев трансформаторов.
Нестабильная частота	Нестабильная частота является лучшим индикатором неправильной работы энергосистемы или ее существенной части.
Пониженное напряжение, провалы напряжения	Перегрузки блоков питания электронных приборов и уменьшение их ресурса. Отключение оборудования при недостаточном для его работы напряжении. Выход из строя электродвигателей. Потери данных в компьютерах.

Анализ возможных нештатных ситуаций при проведении подготовки и пуска РН, связанных с системой электроснабжения, показал, что особо важными параметрами электроэнергии, которые необходимо контролировать, являются следующие:

- **Отклонение напряжения:**

$$\delta U(t) = \frac{U(t) - U_n}{U_n} \cdot 100\%,$$

где $U(t)$ – действующее значение напряжения;

U_n – номинальное напряжение.

- **Действующее напряжение определяется по формуле:**

$$U(t) = \frac{1}{3} \left(U_{AB(1)} + U_{BC(1)} + U_{AC(1)} \right),$$

где $U_{AB(1)}$, $U_{BC(1)}$, $U_{AC(1)}$ – действующие значения межфазных напряжений основной частоты.

Для сетей до 1 кВ:

$$\delta U_n = \pm 5\% \text{ и } \delta U_{\max} = \pm 10\%.$$

- **Коэффициент несинусоидальности кривой напряжения:**

$$k_{\text{нсU}} = \frac{1}{U_n} \sqrt{\sum_{n=2}^N U_n^2} \cdot 100\%,$$

где U_n – действующее значение n-й гармонической составляющей напряжения;

N – порядок последней из учитываемых гармоник.

Нормальные и максимальные допустимые значения коэффициента не должны превышать соответственно: в сети при напряжениях до 1 кВ – 5 и 10 % [3].

- **Отклонение частоты:**

$$\Delta f = f - f_n,$$

где f – текущее значение частоты;

f_n – номинальное значение частоты.

2. Формирование требований

Проведенный анализ требований технических заданий и структурных схем СЭС, а также требований заказчиков пусковых услуг показал, что разрабатываемая СККЭ должна обеспечивать:

– непрерывный контроль следующих параметров электропитания с привязкой к реальному времени:

а) напряжения, частоты, потребляемого тока, коэффициента искажения синусоидальности кривой напряжения на входе;

$$\{I_{1.BX} \dots I_{n.BX}\} \{U_{1.BX} \dots U_{n.BX}\} \{f_{1.BX} \dots f_{n.BX}\} \\ \{k_{\text{нсU}} \dots k_{\text{нсU}}\}$$

б) напряжения, частоты, потребляемого тока, коэффициента искажения синусоидальности кривой напряжения на выходе (шинах питания потребителей);

в) на входных разъемах потребителей постоянного тока – напряжение;

г) фактов переключения с основного ввода электропитания на резервный и наоборот;

д) состояния автоматических выключателей системы;

– сбор, накопление (архивирование) и документирование указанных параметров с обеспечением сохранения информации не менее чем за 30 минут до возникновения нештатной ситуации с отображением информации на ПК, входящем в состав СККЭ и формированием отчетных документов;

– непрерывный контроль текущего состояния и времени работы аппаратуры СЭС с отображением на ПК, входящем в состав СККЭ, информации о состоянии функционирования составных частей СЭС.

3. Алгоритм работы СККЭ

Алгоритм внешней работы СККЭ представлен на рис. 1. Ввод системы электроснабжения осуществляется от двух независимых источников, переключение между которыми осуществляется при помощи автоматического включения резервного ввода

(АВР). Измерение таких основных параметров как напряжение, частота, ток и коэффициент несинусоидальности системой контроля качества выполняется на двух уровнях, показанных на рисунке, в точке А – на вводе в систему и в точке В – непосредственно на шинах ввода потребителя, при этом сигнализируя оператора о полученных результатах. СККЭ производит сравнение номинальных параметров электроэнергии с допустимыми, в случае сбоя происходит автоматическое включение резервного ввода при этом, подается сигнал оператору. Возврат на рабочий ввод системы при помощи АВР после прошедшей нештатной ситуации возможен только после устранения неисправности на линии.

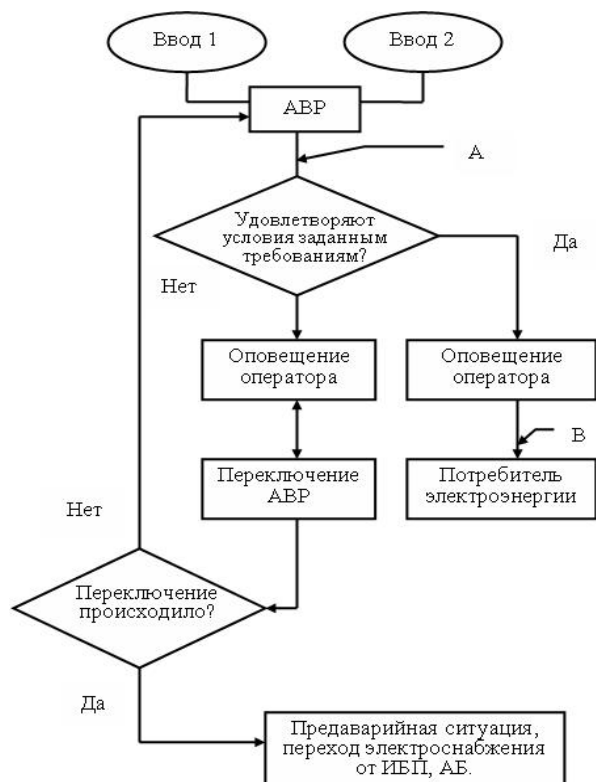


Рис. 1. Алгоритм внешней работы СККЭ
А – точка контроля параметров качества на вводе системы; В – точка контроля параметров качества на вводе потребителя

4. Возможная структура СККЭ

Учитывая особенности контроля вышеприведенных параметров электроэнергии и параметров работы составных частей СЭС, а также принимая во внимание развитие серийно выпускаемых приборов и устройств для автоматизированных систем управления и контроля технологическими процессами, предлагается следующая структура СККЭ.

К центральному компьютеру (рис. 2) подключен лазерный принтер для вывода на печать прото-

колов измерения параметров электросети. Взаимодействие компьютера и контроллеров осуществляется посредством промышленной, внутренней сети. В состав этой сети входит также сетевой концентратор, выполняющий функции неуправляемого коммутатора между портами контроллеров и центрального компьютера. При наличии в памяти монитора электросети файла осциллограммы контроллер производит математическое преобразование полученной первичной информации в удобный для восприятия человеком вид, а в аварийной ситуации контроллер автоматически считывает этот файл и передает его компьютеру для дальнейших операций. Отличительной особенностью монитора электросети должна являться возможность записи в его памяти реального снимка – сигнала в электрической сети.

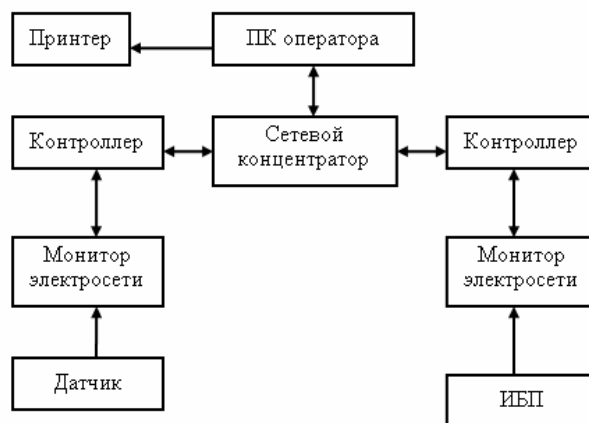


Рис. 2. Предварительная структурная схема СККЭ

Выбор комплектующих изделий для СККЭУ на СЭС должен быть основан на следующих принципах:

- максимального использования изделий, серий выпускаемых промышленностью;
- максимального удовлетворения требований информационного обеспечения;
- максимального применения комплектующих одного производителя с целью снижения затрат на эксплуатацию и комплектацию запасных комплектов;
- минимальной стоимости;
- возможности работы в условиях широких спектрах климата;
- наличие сертификатов в системе УкрСЕПРО.

Таким образом, использование СККЭ в составе систем электроснабжения космических ракетных комплексов позволяет обеспечить непрерывный контроль важных параметров электроэнергии, в случае выхода за допустимые пределы показателей качества электроэнергии предпринять оперативные меры, необходимые для парирования нештатных

ситуаций, а также позволит подтвердить выполнение требований Заказчиков пусковых услуг к электроснабжению при подготовке к запуску на НК перспективных КА.

Литература

1. ГОСТ В23653-79 Нормы качества электроэнергии. Источники и преобразователи электроэнергии. Автономные системы электроснабжения [Текст]. – М.: Изд-во стандартов, 1979. – 32 с.
2. ГОСТ 23875-88 Качество электрической энергии. Термины и определения [Текст]. – М.: Изд-

во стандартов, 1988. – 54 с.

3. Правила устройства электроустановок [Текст]. – X.: Изд-во «Индустрия», П-68 2007 – 416с. ISBN 978-966-2160-00-0.

4. Козлов, В.В. Основы проектирования ракетно-космических комплексов. Системотехника РКК для инженеров-механиков [Текст] / В.В. Козлов. – СПб.: ВИКУ им. А.Ф. Можайского. 1999. – 365 с.

5. Бирюков, Г.П. Основы обеспечения надежности и безопасности стартовых комплексов [Текст] / Г.П. Бирюков, Ю.Ф. Кукушкин, А.В. Торпачев. – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 264 с.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проректор К.В. Безручко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ФОРМУВАННЯ ВИМОГ ДО СИСТЕМИ ЯКОСТІ ЕЛЕКТРОЕНЕРГІЇ НАЗЕМНИХ КОМПЛЕКСІВ ДЛЯ РАКЕТ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

В.С. Рева, К.М. Земляний, Е.Ю. Шевченко

Наведено і проаналізовано проблему сучасних систем електропостачання наземних комплексів ракет космічного призначення, якою є якість електроенергії (ЯЕ). Пропонується функціональне (умовне) розділення системи електропостачання на силову частину і систему контролю якості електроенергії (СКЯЕ). До системи контролю якості електроенергії сформовано вимоги щодо призначення. До основних вимог, що ставляться до СКЯЕ, належать: безперервний контроль параметрів електроенергії (напруги, струму, частоти), архівування і документування параметрів, безперервний контроль поточного стану і часу роботи апаратури, а також порівняння значень вимірювальних параметрів з допустимими. Наведені структурні схеми системи контролю якості електроенергії дозволяють ознайомитися з основними принципами роботи цієї системи у звичайному режимі і режимі виходу за межі норм показників якості електроенергії.

Ключові слова: контроль, якість, система електропостачання, параметри електроенергії, споживач, сформовані вимоги.

FORMATION OF REQUIREMENTS FOR QUALITY MONITORING SYSTEM FOR POWER OF ILV GROUND COMPLEXES

V.S. Reva, K.N. Zemlyanoi, Y.Y. Shevchenko

A problem of modern power supply systems of Integrated Launch Vehicles (ILV) Ground Complexes has been presented and analysed. That problem is electric power quality (EPQ). We propose functional (conventional) division of the power supply system (PSS) into a power part and Electric Power Quality Monitoring System (EPQMS). Requirements for EPQMS purpose have been formed. Basic EPQMS requirements are: continuous monitoring of electric power parameters (voltage, current, frequency), parameters archiving and documenting, continuous monitoring of current state and operational time of the equipments and also comparison of values of measured and permissible parameters. Given EPQMS structural schemes are helpful for studying the basic principles of operation of this system in the common mode and in the mode of exceeding the limits of norms of electric power quality indices.

Key words: monitoring, quality, power supply system, electric power parameters, consumer, formed requirements.

Рева Вадим Сергеевич – инженер, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Земляной Константин Николаевич – начальник сектора, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Шевченко Евгений Юрьевич – начальник группы, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

УДК 629.78.064.5

**А.Л. АЗАРНОВ, К.В. БЕЗРУЧКО, А.О. ДАВИДОВ, В.И. ЛАЗНЕНКО,
С.В. СИНЧЕНКО, С.В. ШИРИНСКИЙ, А.А. ХАРЧЕНКО**

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОБЗОР И АНАЛИЗ ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ АККУМУЛЯТОРОВ

Представлен обзор современного оборудования для определения технического состояния электрохимических аккумуляторов. Проведен анализ оборудования для диагностики электрохимических аккумуляторов. Представлена сводная таблица технических характеристик анализируемого оборудования, а также рассмотрены их преимущества и недостатки. Представлены стендовое оборудование для диагностики электрохимических аккумуляторов и устройство экспресс-диагностики химических источников тока, разработанные в лаборатории автономной энергетики Национального аэрокосмического университета. Представлены технические характеристики этих устройств и их возможности.

Ключевые слова: техническое состояние, химический источник тока, электрохимический аккумулятор, диагностика, емкость.

Введение

Стабильная и устойчивая работа энергоустановок автономных объектов в течение заданного ресурса во многом зависит от характеристик электрохимических аккумуляторов, входящих в их состав. Поэтому при эксплуатации этих объектов первоочередной проблемой становится оценка технического состояния аккумуляторов. В общем виде, под техническим состоянием объекта понимается состояние, которое в определенный момент времени, при определенных условиях внешней среды, характеризуется значениями совокупности параметров, установленных технической документацией на объект. Для оценки технического состояния электрохимических аккумуляторов необходимо определение таких параметров, как:

- напряжение разомкнутой цепи;
- напряжение под нагрузкой;
- внутреннее сопротивление,
- емкость;
- саморазряд.

Также важно определение отклонения этих параметров от значений, записанных в соответствующей технической документации.

В настоящее время возникла необходимость в разработке универсального оборудования для комплексного определения технического состояния аккумуляторов без изменения режима их работы.

Специалистами ближнего и дальнего зарубежья в данной области исследований был разработан ряд специализированных устройств и испытательных стендов, каждый из которых имеет свои преимуще-

ства и недостатки.

В данной статье будет проведен обзор и анализ имеющегося оборудования для определения технического состояния электрохимических аккумуляторов и будет рассмотрена возможность создания универсального устройства, которое позволит наиболее точно и полно определить техническое состояние электрохимических аккумуляторов.

1. Обзор оборудования для определения технического состояния аккумуляторов

Рассмотрим наиболее применяемые в данное время устройства для определения технического состояния электрохимических аккумуляторов.

Разрядный стенд химических источников тока «Силит», разработанный научно-производственным предприятием «Samy Ltd», г. Железнодорожск, Красноярский край, Россия [1, 2], предназначен для проведения одновременного разряда большого числа аккумуляторов в различных режимах по заранее заданным программам для одного или нескольких элементов или групп элементов (рис. 1).



Рис. 1. Блок-схема разрядного стенда «Силит»

Стенд может быть использован при выходном контроле химических источников тока на заводе-изготовителе или для исследовательских задач в лаборатории.

Испытания на разрядном стенде могут происходить в непрерывном режиме с разными элементами отдельно или в группах в одном, в нескольких или во всех в 16 стыковочных узлах, при этом перезагрузка элементов стыковочного узла по окончании разряда не влияет на испытания в других стыковочных узлах. Измерение электрических параметров химических источников тока производится при постоянном токе разряда в соответствии с ГОСТ 29284-92.

ООО «Мегарон» г. С.-Петербург, Россия, разработало и выпускает ряд устройств [3, 4], для определения технического состояния электрохимических аккумуляторов:

- диагностический комплекс «Мега 164» (рис. 2, а) предназначен для проведения длительных испытаний свинцово-кислотных аккумуляторов емкостью до 1000 А·ч и напряжением 2В в составе с зарядно-разрядным устройством;

- анализатор свинцово-кислотных химических источников тока «Мега» (рис. 2, б) [5] предназначен для быстрой оценки состояния свинцово-кислотных аккумуляторных батарей емкостью от 0,8 А·ч до 250 А·ч;

- измеритель внутреннего сопротивления химических источников тока версии 1.80 (рис. 2, в) предназначен для определения сопротивления химических источников тока малой ёмкости (до 100мАч);

- зарядное устройства ChDiNi+-220–7.2–600 (рис. 2, г) предназначено для заряда и проверки никель-кадмиевых и никель-металлгидридных аккумуляторов и аккумуляторных батарей в автоматическом режиме;

- автоматическое зарядно-разрядное устройство-измеритель сопротивления Li-ion АКБ ChDiLi+-220–28,8–500 (рис. 2, д) предназначено для проведения испытаний Li-ion аккумуляторных батарей с номинальным напряжением 28,8В емкостью 10Ач, а так же для измерения параметров этих батарей;

- разрядное устройство-измеритель параметров свинцово-кислотных аккумуляторных батарей (рис. 2, е) предназначен для измерения параметров свинцово-кислотных аккумуляторных батарей с номинальным напряжением 6В и 12В.

Оборудование для испытаний и диагностики аккумуляторов и батарей, разработанное ООО «Бустер СПб», г. С.-Петербург, Россия, представляет собой ряд универсальных зарядно-разрядных устройств, предназначенных для тестирования отдельных аккумуляторов и аккумуляторных батарей (рис. 3) [6].



Рис. 2. Устройства ООО «Мегарон»



Рис. 3. Зарядно-разрядные устройства фирмы ООО «Бустер СПб»

Данное оборудование позволяет решать следующие задачи:

- тестирование химических источников тока любых электрохимических систем;
- испытания как отдельных элементов и аккумуляторов, так и аккумуляторных батарей;
- возможность проведения стандартных, ускоренных, а также ресурсных испытаний химических источников тока;
- реализация всех современных способов контроля процессов заряда-разряда химических источников тока;
- автоматизированный сбор и компьютерная обработка больших объёмов информации;
- выполнение программ испытаний в течение длительного периода времени без участия оператора;

- создание производственных комплексов для массового тестирования аккумуляторов и их подборки в батарею;

- обеспечение высокой точности измерения электрических характеристик;

- уменьшение влияния человеческого фактора при проведении испытаний.

Также ООО «Бустер СПб» предлагает использовать для определения технического состояния аккумуляторов модульный испытательный комплекс (рис. 4), который позволяет:

- управлять всем процессом испытаний с помощью персонального компьютера;

- подключать до 250 модулей к одному компьютеру;

- проводить независимые программы испытаний на каждом модуле.

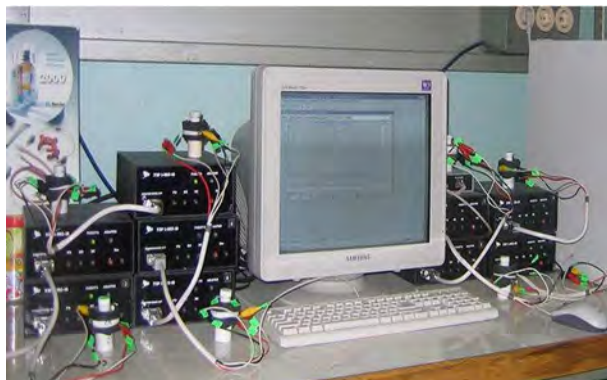


Рис. 4. Внешний вид испытательного комплекса ООО «Бустер СПб»

Анализаторы аккумуляторов, разработанные фирмой **Cadex Electronics Inc.**, г. Ванкувер, Канада, предназначены для проведения всестороннего обслуживания аккумуляторных батарей (рис. 5) [7, 8]. Также Cadex разработал Advanced Programmable Battery Testing System Cadex C8000 (рис. 5) [9].

Анализаторы аккумуляторов Cadex решают следующие задачи:

- осуществление входного контроля закупаемых аккумуляторов, на предмет соответствия спецификации;

- подготовка новых аккумуляторов к эксплуатации;

- периодическая оценка состояния парка аккумуляторов на предмет выявления слабых и дефектных;

- периодическая тренировка аккумуляторов, находящихся в использовании, для устранения эффекта памяти;

- проведение специальных мер по восстановлению аккумуляторов;

- своевременное изъятие из эксплуатации дефектных аккумуляторов.



Cadex C5100



Cadex C7400



Cadex C7200



Cadex C8000

Рис. 5. Анализаторы аккумуляторов Cadex Electronics Inc

Также анализаторы аккумуляторных батарей представлены фирмой **LaMantia Products Ltd.** г. Онтарио, Канада (рис. 6) [10-11].



BA402 Battery Analyzer



BA405 (BA403) Battery Analyzer



Рис. 6. Анализаторы аккумуляторных батарей LaMantia Products Ltd

ОАО «АВЭКС» предлагает комплексы для испытания аккумуляторных батарей (рис. 7) [12].

Комплексы испытательного оборудования (КИО-1 – КИО-10) предназначены для проведения ресурсных и приемо-сдаточных испытаний батарей различных типов химических аккумуляторов с напряжением от 1,5 В до 40 В и токами разряда до 100 А.

Испытания могут проводиться как в режимах, задаваемых оператором через персональный компьютер в реальном масштабе времени, так и в режимах непрерывного циклирования по предварительно заданной программе испытаний без непосредственного участия оператора.

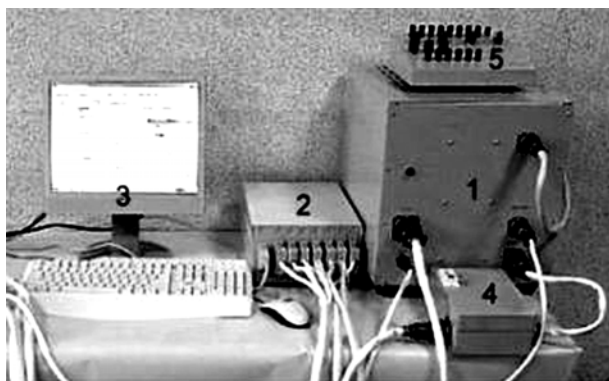


Рис. 7. Комплекс для испытания аккумуляторных батарей:

- 1 – силовой блок, 2 – блок сопряжения с ПЭВМ,
3 – персональная ЭВМ, 4 – блок защиты БХА,
5 – пульт технологический

ОАО "НИИИ "Источник" для исследования и диагностики аккумуляторов использует испытательную лабораторию химических источников тока [13]. Испытательная лаборатория позволяет проводить испытания химических источников тока в целях:

- контроля качества производимой продукции;
- контроля качества потребляемой продукции;
- контроля качества импортируемой продукции;
- контроля качества экспортируемой продукции;
- независимой экспертизы;
- сертификации;
- оценки работы химических источников тока в различных условиях.

Главной функцией испытательной лаборатории является проведение различных видов испытаний закрепленной продукции (сертификационные испытания, функциональные испытания, механические испытания, климатические испытания, вакуумные испытания, испытания на надежность, испытания на безопасность, ресурсные испытания).

Фирма **Vencon Technologies**, г. Онтарио, Канада, также предлагает ряд устройств для проверки состояния аккумуляторных батарей (рис. 8) [14, 15].



Рис. 8. Устройство UBA5 фирмы Vencom Technologies

Тестер батарей Vencon UBA5 предназначен для выполнения широкого спектра операций с аккумуляторными батареями всех типов.

Функция программирования режимов тестирования дает возможность пользователю самому устанавливать необходимые параметры работы прибора. Исходя из максимального выходного напряжения, к анализатору UBA5 можно подключить одновременно несколько аккумуляторных батарей. Программа данного прибора определяет конец зарядки аккумулятора по напряжению, току и температуре батареи. Эти значения можно устанавливать как в абсолютных, так и в относительных единицах.

2. Анализ оборудования для определения технического состояния аккумуляторов

Как видно из приведенного выше обзора, в настоящее время разработан ряд устройств для определения технического состояния электрохимических аккумуляторов. Далее нами был проведен анализ данного оборудования с целью выявления преимуществ и недостатков каждого из представленных образцов, результаты которого представлены в сводной таблице (табл. 1).

Все рассматриваемые выше устройства, стенды и комплексы имеют свои преимущества и недостатки, но универсальными их назвать нельзя. Они применяются для конкретных задач, что ограничивает их сферу применения.

Таблица 1

Характеристики устройств, для определения технического состояния аккумуляторов

Характеристики	Устройства			
	УЗР0,03А-10В	УЗР0,3А-10В	УЗР5А-18В	УЗР15А-18В
Ток заряда-разряда, мА	0,01 - 30	0,5 - 300	20 -5000	500 - 15000
Диапазон напряжений, В	-10 - +10		0,5 - 18	
Стабилизация тока, ± %	1			
Погрешность измерения:				
тока, ± %	1			
напряжения, ± %	0,5			
Типы аккумуляторов	Li-ion, Ni-Cd, Ni-MH, Pb			

Окончание таблицы 1

Характеристики	Устройства				
	C7200	C7400	BA400	UBA5	Силит
Ток заряда-разряда, мА	100 - 4000		До 5000	12 - 3000	0,03-3
Диапазон напряжений, В	1,2 - 15		До 56	0 - 24	-5 - +5
Стабилизация тока, $\pm$ %	-		0,5	1,5	1,5
Погрешность измерения:					
тока, $\pm$ %	-		0,5	0,7	0,7
напряжения, $\pm$ %	-		0,5	0,7	0,7
Типы аккумуляторов	Li-ion, Ni-Cd, Ni-MH, Pb				Li-ion
Характеристики	Устройства				
	Мера	ChDiNi	ИВС 1,8	ChDiLi	РУИП
Ток заряда-разряда, мА	60	150 - 600	0,35 - 3200	2 и 5	0,04 - 10
Диапазон напряжений, В	1,75 - 300	-	1 - 25	20 - 35	4 - 15
Стабилизация тока, $\pm$ %	1	5	-	1	2
Погрешность измерения:					
тока, $\pm$ %	1	-	2	5	0,5
напряжения, $\pm$ %	1	-	2	5	0,01
Типы аккумуляторов	Pb	Ni-Cd, Ni-MH	Li-ion, Ni-Cd, Ni-MH, Pb	Li-ion	Pb

Анализ характеристик и возможностей существующего оборудования показал, что в настоящее время отсутствует универсальное оборудование, с помощью которого можно было бы проводить определение технического состояния аккумуляторов любых электрохимических систем и типоразмеров, как в лабораторных условиях, так и непосредственно в местах эксплуатации аккумуляторов.

Таким образом, в настоящее время существует необходимость в разработке такого универсального оборудования.

3. Стендовое оборудование для диагностики электрохимических аккумуляторов

Для диагностики отдельных электрохимических аккумуляторов, а также их групп в лаборатории автономной энергетики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» разработан научный стенд (рис. 9) предназначенный для диагностики, испытаний и исследований аккумуляторов космического и наземного назначения.

Стенд обеспечивает проведение испытаний электрохимических аккумуляторов емкостью до 200 А ч.

Оборудование, которое входит в состав стенда, позволяет проводить зарядно-разрядные циклы в автоматизированном режиме с граничным напряжением заряда до 30 В на химической батарее и разрядом стабилизированным ступенчато уменьшающим током от 0,01 А до 20 А с поэлементным измерением напряжения на каждом аккумуляторе.



Рис. 9. Стенд для диагностики электрохимических аккумуляторов

В состав стенда входят:

- зарядно-разрядное устройство (ЗРУ), в состав которого входят специализированный источник питания (ИВУ-3000) и специализированная электронная нагрузка (АТН-8300);

- информационно-управляющий комплекс, в состав которого входят персональный компьютер с периферийными устройствами, специализированное устройство многоканального измерения напряжения и устройства фильтрации и стабилизации напряжения.

Технические характеристики стенда приведены в табл. 2.

Данный стенд является универсальным и позволяет проводить диагностику отдельных аккумуляторов и аккумуляторных батарей различных электрохимических систем в лабораторных условиях, поскольку данный стенд обладает плохой мобильностью.

Таблица 2

Технические характеристики стенда для диагностики электрохимических аккумуляторов

Параметр	Значение
Ток заряда, А	0–60
Ток разряда, А	0–20
Количество аккумуляторов в батарее	1–32
Измеряемое напряжение на единичном аккумуляторе, В	0–2
Измеряемое напряжение на батарее, В	0–50
Погрешность измерения напряжения, %	0,5
Погрешность измерения тока, %	0,7

4. Устройство экспресс-диагностики химических источников тока

С целью получения как универсального, так и мобильного оборудования для определения технического состояния электрохимических аккумуляторов в лаборатории автономной энергетики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» разработано устройство экспресс-диагностики химических источников тока (рис. 10).

Устройство экспресс-диагностики химических источников тока позволяет за короткое время проводить полную диагностику электрохимических аккумуляторов без вмешательства в их работу.



Рис. 10. Внешний вид устройства экспресс-диагностики химических источников тока

Устройство основано на импульсном методе диагностики электрохимических аккумуляторов. Сущность данного метода [16, 17] заключается в воздействии на аккумулятор специальной последовательностью импульсов тока, измерении и анализе отклика по напряжению и определении основных параметров аккумулятора с помощью специальных математических моделей.

Устройство позволяет без проведения зарядно-разрядных циклов, без вмешательства в логику работы электрохимического аккумулятора, используя несколько тестовых параметров, определять его основные параметры (зарядная характеристика; разрядная характеристика; вольт-амперная характеристика; фактическая емкость; заряженность; внут-

реннее сопротивление и др.) за короткий промежуток времени с высокой точностью.

Устройство позволяет диагностировать как электрохимические аккумуляторы различных электрохимических систем (серебряно-цинковые, никель-кадмиевые, никель-металлгидридные, литий-ионные, литий-полимерные, никель-водородные и свинцово-кислотные), так и различные гальванические элементы.

Данное устройство можно использовать для быстрого (в течение 30 – 40 мин) определения состояния электрохимических аккумуляторов, которые эксплуатируются в авиации, в космонавтике, в ракетостроении, в связи, в горнодобывающей отрасли; на наземном, водном и железнодорожном транспорте и в других областях, где используются электрохимических аккумуляторов.

В состав устройства входят следующие модули:

- модуль импульсного воздействия тока;
- модуль измерения отклика по напряжению;
- модуль системы управления и передачи данных на информационно-управляющий комплекс.

Информационно-управляющий комплекс предназначен для управления устройством экспресс-диагностики химических источников тока, регистрации параметров импульса и отклика химического источника тока на данный импульс, обработки данных, проведения расчетов и выдачи результатов расчета в виде протокола.

Информационно-управляющий комплекс состоит из:

- персонального компьютера с периферийными устройствами;
- устройства фильтрации и стабилизации напряжения.

Также устройство позволяет проводить зарядно-разрядные циклы в автоматизированном режиме с граничным напряжением заряда до 30 В на химической батарее, а также проводить разряд стабилизированным ступенчато уменьшающим током от 0,01 А до 20 А с поэлементным измерением напряжения на каждом аккумуляторе.

Технические характеристики устройства экспресс-диагностики химических источников тока приведены в табл. 3.

Таблица 3

Технические характеристики устройства экспресс-диагностики химических источников тока

Параметр	Значение
Диапазон зарядных токов (значений амплитуды тока в импульсе), А	0,1–20,0
Диапазон разрядных токов (значений амплитуды тока в импульсе), А	0,1–30,0
Шаг установки тока заряда, А	0,01
Шаг установки тока разряда, А	0,01
Точность стабилизации зарядного тока не хуже, %	±0,5
Точность стабилизации разрядного тока не хуже, %	±0,5
Диапазон генерируемых частот, Гц	2,0–1000
Погрешность измерения напряжения, %	±0,25
Погрешность измерения тока, %	±0,35

Заключение

В процессе эксплуатации электрохимических аккумуляторов на разных этапах возникает вопрос о возможности оценки их технического состояния. При этом наиболее важным моментом решения этого вопроса является оценка состояния электрохимических аккумуляторов, которая проводится в рабочем состоянии, не изменяя режимов работы электрохимических аккумуляторов.

В современном мире как обычному пользователю, так и специалистам, работающим с аккумуляторами, необходимо устройство, которое будет обеспечивать:

- возможность быстрой оценки состояния аккумулятора;
- получение информации о степени заряда, емкости и внутреннем сопротивлении аккумулятора;
- наглядный вывод результатов диагностики аккумуляторов;
- возможность одновременного обслуживания нескольких аккумуляторов различного типа;
- возможность определения короткозамкнутых элементов в батареях и обрывов борнов в отдельных аккумуляторах;
- возможность обслуживания аккумуляторов в различных режимах по выбору пользователя;
- наличие стандартного интерфейса с компьютером и принтером.

Проанализировав имеющееся оборудование для диагностики и тестирования аккумуляторов, можно сделать вывод, что устройство, с помощью которого можно было бы проводить полную диагностику химических источников тока любых электрохимических систем за короткое время и не изменяя режимов работы электрохимических аккумуляторов, должно сократить как временные, так и материальные ресурсы.

В то же время сотрудниками лаборатории автономной энергетики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» разработано и проходит апробацию именно такое

устройство для экспресс-диагностики химических источников тока.

Литература

1. Стенд испытаний литиевых источников тока: техн. описание [Текст]. – Железногорск: НПП «Samy Ltd.» – 20 с.
2. Разрядный стенд химических источников тока [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.samy.krasno-yarsk.su/index.html>. – 18.05.2011 г.
3. Таганова, А.А. Герметичные химические источники тока: Элементы и аккумуляторы. Оборудование для испытаний и эксплуатации [Текст] / А.А. Таганова, Ю.И. Бубнов, С.Б. Орлов. – СПб.: Химиздат, 2005. – 264 с.
4. Каталог продукции ООО «Мегарон» [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.megaron.su/content/section/10/9>. – 18.05.2011 г.
5. Анализатор свинцово-кислотных химических источников тока «Мега»: руководство по эксплуатации [Текст]. – СПб.: ООО «Мегарон», 2007. – 30 с.
6. Оборудование для испытаний и диагностики аккумуляторов и батарей [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.buster.spb.ru/zru.htm>. – 18.05.2011 г.
7. Buchmann, I. Batteries in a Portable World: A Handbook on Rechargeable Batteries for Non-Engineers [Текст] / I. Buchmann. – Cadex Electronics Inc., 2000. – 300 p.
8. Cadex C7000 Series Battery Analyzers [Текст]. – Richmond: Cadex Electronics Inc. – 8 p.
9. C8000 Battery Testing System User Manual [Текст]. – Richmond: Cadex Electronics Inc. – 300 p.
10. PC Based Battery Management BA400 Series Battery Analyzers [Текст]. – LaMantia Products Ltd., 2007. – 2 p.
11. BA400 Series Battery Analyzers [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.lamantia.ca>. – 18.05.2011 г.
12. Комплексы испытательного оборудования [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.avecs.ru/katalog3-3.php>. – 18.05.2011 г.
13. Испытательная лаборатория химических

источников тока [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://www.niai.ru/page.php?page_id=9. – 18.05.2011 г.

14. The UBA5. A Professional Battery Analyzer For Less Than You Thought [Текст]. – Toronto: Vencon Technologies Inc., 2007. – 2 p.

15. UBA5: "The Battery Tester For All Your Batteries" [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://www.vencon.com/index.php?page=prod_uba5. – 18.05.2011 г.

16. Методы диагностирования аккумуляторов

/ К.В. Безручко, А.С. Василенко, А.О. Давидов, А.А. Харченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць Нац. аерокосм. ун-та ім. М.С. Жуковського «ХАІ»*. – Вип. 31. – Х., 2002. – С. 221-224.

17. Сиденко, С.В. Диагностирование аккумуляторов энергоустановок летательных аппаратов импульсным током / С.В. Сиденко, К.В. Безручко, А.О. Давидов // *Вісник Дніпропетровського університету: серія «Ракетно-космічна техніка»*. – 2007. – №9/2. – С. 126-132.

Поступила в редакцию 31.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, профессор каф. 202 В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ЕЛЕКТРОХІМІЧНИХ АКУМУЛЯТОРІВ

О.Л. Азарнов, К.В. Безручко, А.О. Давидов, В.І. Лазненко, С.В. Сінченко, С.В. Ширінський, А.А. Харченко

Представлено огляд сучасного обладнання для визначення технічного стану електрохімічних акумуляторів. Проведено аналіз обладнання для діагностики електрохімічних акумуляторів. Приведена зведена таблиця технічних характеристик обладнання, яке було проаналізоване, розглянуті їх переваги та недоліки. Представлено стендове обладнання для діагностики електрохімічних акумуляторів та пристрій експрес-діагностики хімічних джерел струму, які розроблені в лабораторії автономної енергетики Національного аерокосмічного університету. Представлено технічні характеристики цих пристроїв та їх можливості.

Ключові слова: технічний стан, хімічне джерело струму, електрохімічний акумулятор, діагностика, ємність.

REVIEW AND THE ANALYSIS OF THE EQUIPMENT FOR DEFINITION OF THE TECHNICAL CONDITION OF ELECTROCHEMICAL ACCUMULATORS

A.L. Azarnov, K.V. Bezruchko, A.O. Davidov, V.I. Laznenko, S.V. Sinchenko, S.V. Shirinsky, A.A. Kharchenko

Review of the modern equipment for definition of a technical condition of electrochemical accumulators is presented. The analysis of the equipment for diagnostic of electrochemical accumulators is carried out. The summary table of technical dates of the analyzed equipment is presented, and also their advantages and deficiencies are observed. Are presented the bench equipment for diagnostic of electrochemical accumulators and the device of express diagnostic of the chemical current sources, developed in laboratory of independent power engineering of National aerospace university. Technical dates of these devices and their possibility are presented.

Key words: a technical condition, the chemical current source, the electrochemical accumulator, diagnostic, capacity.

Азарнов Александр Леонидович – старший научный сотрудник кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Безручко Константин Васильевич – д-р техн. наук, проф., проректор по научно-педагогической работе Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: khai@ai.kharkov.ua.

Давидов Альберт Оганезович – канд. техн. наук, докторант кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Лазненко Виктор Иванович – старший научный сотрудник кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Синченко Светлана Владимировна – старший научный сотрудник кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Ширинский Семен Владимирович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Харченко Андрей Анатольевич – старший научный сотрудник кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.78

А.В. ХИТЬКО, А.М. ЧЕРКУН

Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ПОЛОГО КАТОДА С ВСПОМОГАТЕЛЬНЫМ РАЗРЯДОМ

Практически во всех типах электрореактивных двигателей применяют катод. Он играет основную роль в организации процессов получения и нейтрализации ионов. Его параметры существенно влияют на ресурс, надежность и энергетическую эффективность двигателя. В статье приведены результаты исследования зависимости газовой эффективности и цены электрона катода с вспомогательным разрядом в диапазоне давлений $10^{-2} - 1$ мм.рт.ст. Исследования проводились, используя разработанную ранее методику расчета. Параметры эмиттера и соответствующее значение плотности эмиссионного тока находились для оптимальной температуры. Это обеспечивает минимальное энергопотребление катода. Установлено, что заданный разрядный ток необходимо получать, применяя катод с вспомогательным разрядом, при минимальном давлении в полости ($\sim 10^{-2}$ мм.рт.ст.). При этом газовая эффективность максимальна, а рост потребляемой мощности незначительный.

Ключевые слова: полый катод, вспомогательный разряд, газовая эффективность, цена электрона.

Введение

В настоящее время благодаря развитию в сфере приборостроения задачи, выдвигаемые к КА могут выполняться при меньших их габаритах и массе. Для ряда космических задач с учетом тяговых, энергетических и массовых характеристик показана целесообразность использования электрореактивных двигательных установок.

Энергомассовые характеристики, функциональные возможности, надежность и срок эксплуатации КА во многом предопределяются характеристиками ДУ. Применение ЭРДУ малой мощности может существенно улучшить динамику маневров и уменьшить расход рабочего тела.

Практически во всех типах ЭРДУ применяют катод. Он играет основную роль в организации процессов получения, и нейтрализации ионов. Его параметры существенно влияют на такие параметры ЭРДУ как ресурс, надежность, энергетическую эффективность. Возникла необходимость создания катодов компенсаторов потребляющих мощность до 20 Вт и рассчитанных на компенсацию ионных пучков с током до 0,2А. Использование катодов традиционной схемы построения приводит к перекомпенсации ионного пучка вследствие невозможности уменьшения эмиссионного тока ниже 200мА, что приводит к дополнительным потерям мощности и расхода подводимому к катоду.

С целью снижения эмиссионного тока ниже 200мА и обеспечения устойчивой работы в полость

катода введен внутренний разряд. Катод с внутренним разрядом позволяет обеспечить устойчивое горение дуги при давлениях ниже 10^{-2} мм.рт.ст. и как следствие получать величину эмиссионного тока ниже 200мА [1]. Схема катода с внутренним разрядом приведена на рис. 1.

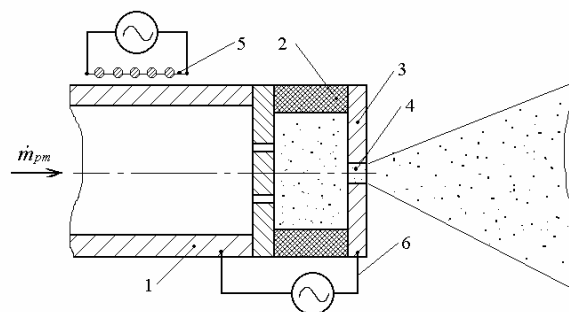


Рис. 1. Полый расходный катод с вспомогательным разрядом

1 – внутренний электрод; 2 – изолятор; 3 – внешний электрод; 4 – экстракционное отверстие; 5 – стартовый нагреватель; 6 – источник питания вспомогательного разряда

Цель исследования. Целью исследования является оценка параметров эффективности работы полого расходного катода с внутренним разрядом при различных давлениях в его полости в диапазоне $10^{-2} - 1$ мм.рт.ст. для заданной величины разрядного тока.

Решение задачи

Исследования проводилось, используя методику расчета параметров полого катода с внутренним разрядом, разработанную ранее [2]. Методика основывается на использовании оптимальной температуры с точки зрения энергопотребления катода, что позволяет получать параметры катода, при которых цена электрона минимальна.

Начальными данными для расчета является ток

внешнего разряда I_p .

Для нескольких значений давления в полости катода P_k из исследуемого диапазона определяем значения плотности критического тока $J_{кр}$ в отверстии катода. Определяем диаметр экстракционного отверстия $d_{отв}$ и расход рабочего тела через экстракционное отверстие $\dot{m}$. Оцениваем газовую G_e и энергетическую эффективность C_e катода для различных давлений в полости.

Результаты расчета приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры полого катода с внутренним разрядом при $I=1A$

P_k , тор	$J_{кр,2}$, А/м	S_2 , м	d , м	$J_{эм,2}$, А/м	T_k , К	T_6 , К	m , кг/с	$N_{тепл,2}$, Вт/м	G_e , Эл/атом	C_e , Вт/А
0,01	$1,163 \cdot 10^6$	$8,598 \cdot 10^{-7}$	0,001047	36285,28	925,22	422	$7,955 \cdot 10^{-9}$	37395,32	172,83	1,030
0,025	$2,562 \cdot 10^6$	$3,903 \cdot 10^{-7}$	0,000705	59806,46	930,61	442	$1,309 \cdot 10^{-8}$	38273,85	104,99	0,639
0,05	$4,657 \cdot 10^6$	$2,147 \cdot 10^{-7}$	0,000523	77599,55	934,68	458	$1,90 \cdot 10^{-8}$	38948,65	72,063	0,501
0,1	$8,464 \cdot 10^6$	$1,181 \cdot 10^{-7}$	0,000388	95392,64	938,76	476	$2,77 \cdot 10^{-8}$	39632,33	49,49	0,415
0,15	$1,201 \cdot 10^7$	$8,330 \cdot 10^{-8}$	0,000326	105800,9	941,14	487	$3,459 \cdot 10^{-8}$	40036,41	39,74	0,378
0,5	$3,389 \cdot 10^7$	$2,951 \cdot 10^{-8}$	0,000194	136706,9	948,22	522	$6,626 \cdot 10^{-8}$	41254,48	20,75	0,301
1	$6,160 \cdot 10^7$	$1,623 \cdot 10^{-8}$	0,000144	154500	952,3	545	$9,621 \cdot 10^{-8}$	41968,24	14,29	0,271

Из табл. 1 видно, что заданное значение разрядного тока можно получить при различных давлениях в полости катода, варьируя при этом диаметром экстракционного отверстия.

Зависимость цены электронов и газовой эффективности катода с внутренним разрядом от давления в полости катода приведена на рис. 2 и 3.

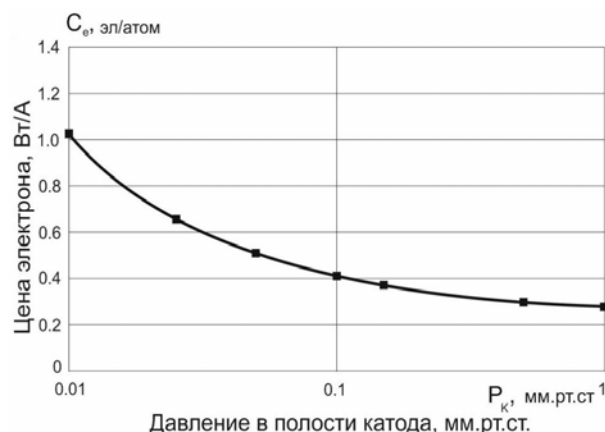


Рис. 2. Зависимость цены электрона от давления в полости катода

Цена электрона уменьшается с ростом давления в полости катода, что связано с уменьшением напряжения горения вспомогательного разряда.

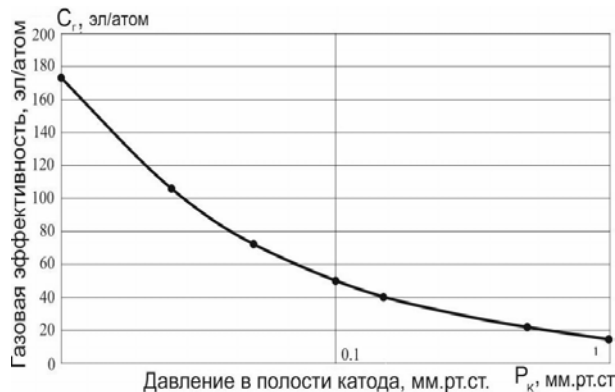


Рис. 3. Зависимость газовой эффективности от давления в полости катода

Газовая эффективность существенно уменьшается с ростом давления в полости катода, примерно в 6 – 7 раз.

Выводы

Уменьшение давления в полости катода с внутренним разрядом с 1 до 10^{-2} мм.рт.ст. приводит к увеличению газовой эффективности в 6 раз.

При уменьшении давления в полости катода цена электрона увеличивается, вследствие увеличения мощности внутреннего разряда.

Увеличение мощности потребляемой внутренним разрядом с 5 до 8 Вт при уменьшении давления в полости катода с 1 до 10^{-2} мм.рт.ст. незначительно.

Заданный разрядный ток необходимо получать, применяя катод с вспомогательным разрядом, при минимальном давлении в полости ($\sim 10^{-2}$ тор), когда газовая эффективность максимальна, а рост потребляемой мощности незначительный.

Литература

1. Хитко, А.В. Двухступенчатый полый катод [Текст] / А.В. Хитко // Современные проблемы ДЛА: Труды 3-й Всесоюз. науч.-техн. конф. – М.: МАИ, 1986. – С. 265-270.
2. Хитко, А.В. Методика расчета полого катода с внутренним разрядом [Текст] / А.В. Хитко, А.М. Черкун // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 10 (77). – С. 103-105.

Поступила в редакцию 30.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, зав. кафедрой А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ РОБОТИ ПОРОЖНИСТОГО КАТОДА З ДОПОМІЖНИМ РОЗРЯДОМ

А.В. Хитко, О.М. Черкун

Практично в усіх типах електрореактивних двигунів застосовують катод. Він відіграє основну роль в організації процесів отримання і нейтралізації іонів. Його параметри істотно впливають на ресурс, надійність і енергетичну ефективність двигуна. У статті приведені результати дослідження залежності газової ефективності і ціни електрона катода з допоміжним розрядом в діапазоні тисків 10^{-2} – 1 мм.рт.ст. Дослідження проводилися, використовуючи розроблену раніше методику розрахунку. Параметри емітера і відповідне значення щільності емісійного струму знаходилися для оптимальної температури. Це забезпечує мінімальне енергоспоживання катода. Встановлено, що заданий розрядний струм необхідно отримувати, застосовуючи катод з допоміжним розрядом, при мінімальному тиску в порожнині ($\sim 10^{-2}$ мм.рт.ст.). При цьому газова ефективність максимальна, а ріст споживаної потужності незначний.

Ключові слова: порожнистий катод, допоміжний розряд, газова ефективність, ціна електрона.

ESTIMATION OF EFFICIENCY OF WORK OF HOLLOW CATHODE WITH AUXILIARY DIGIT

A.V. Khitko, A.M. Cherkun

Practically in all types of electrically powered propulsion systems cathodes are applied. Cathode has a basic role in organizing processes of production and neutralization of ions. Its parameters substantially influence on a resource, reliability and power efficiency of electric thrusters. In the article results of research of gas efficiency and cost of electron dependence of cathode with an internal discharge in the range of pressures of 10^{-2} - 1 torr are brought. Researches were conducted, using the method of calculation worked out before. Parameters of emitter were calculated for an optimal temperature. It provides the minimum energy consumption of cathode. It is shown that discharge current must be got, applying a cathode with internal discharge, at minimum pressure in cathode's cavity ($\sim 10^{-2}$ torr.). Gas efficiency is maximal thus, and the growth of watts-in is insignificant.

Key words: hollow cathode, internal discharge, critical density of current, pressure in the cavity of cathode, electric thruster.

Хитко Андрей Владимирович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Черкун Алексей Михайлович – студент Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

УДК 533.9.07

А.В. ЛОЯН, Т.А. МАКСИМЕНКО, Н.Н. КОШЕЛЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ В КАНАЛЕ МСПД ПРИ ПОВЫШЕННЫХ НАПРЯЖЕНИЯХ РАЗРЯДА

Рассмотрена возможность повышения удельного импульса стационарного плазменного двигателя малой мощности (МСПД) за счет повышения разрядного напряжения. Описана методика зондовых измерений в канале высоковольтного МСПД. Разработаны лабораторная модель МСПД и установка для зондовых измерений внутри разрядного канала (РК) двигателя. Приведены результаты экспериментальных исследований распределения параметров плазмы в РК МСПД при повышенных значениях разрядного напряжения (более 300 В). Исследовано изменение расположения зон ионизации и ускорения в РК МСПД в зависимости от разрядного напряжения и массового расхода.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, удельный импульс, зондовые измерения.

Введение

Холловские двигатели прочно заняли свою нишу как удачное решение в области ЭРД и активно используются в системах коррекции орбиты с момента своего внедрения в 60х XX века. На сегодняшний день они не теряют своей актуальности и остаются объектом научного исследования. Ведущие мировые производители ракетно-космической техники работают над задачами повышения к.п.д., а также повышения удельного импульса [1, 2] и снижения потребляемой мощности [3, 4], т.к. это позволит значительно расширить область применения двигателей данного типа.

МСПД СПД-20М, разработанный в «ХАИ», обладает достаточно высокими характеристиками в сравнении с мировыми аналогами: тяговый к.п.д. достигает 38% при потребляемой мощности около 100 Вт (с учетом магнитной системы и катода), тяга при этом составляет 4 мН [5], ресурс двигателя составляет 4000 часов и может быть увеличен за счет применения специальных типов керамики для изготовления РК [6]. Данная модель была выбрана для исследования возможности повышения удельного импульса МСПД.

Повышение удельного импульса МСПД вынуждает повышать разрядное напряжение, что влечет за собой снижение массового расхода для снижения разрядного тока. Это, в свою очередь, может привести к снижению к.п.д. двигателя за счет изменения в распределении зон ионизации и ускорения в РК. В данном случае необходимо проводить исследования параметров плазмы в РК, для чего применяются как зондовая диагностика [7], так и лазерно-индуцированная флуоресценция [4] и др. Нами был

выбран первый метод, как наиболее уместный при столь малом типоразмере двигателя.

Цель исследований. Рассмотреть возможность повышения удельного импульса МСПД за счет повышения разрядного напряжения. Разработать методику зондовых измерений в канале высоковольтного МСПД. Экспериментально исследовать распределения параметров плазмы в РК МСПД при повышенных значениях разрядного напряжения (более 300 В). Исследовать расположение зон ионизации и ускорения в РК МСПД в зависимости от разрядного напряжения и массового расхода.

Технология зондовых измерений в канале высоковольтного микро СПД

Получение параметров плазмы в канале микро СПД является сложной задачей. Причина этого находится в возмущении плазмы в узком канале двигателя конструктивными элементами зонда, что приводит к неустойчивой работе СПД и срыву разряда. Одна, может быть единственная, возможность провести измерения – это использовать метод стреляющего малогабаритного зонда. Принцип этого метода заключается в быстром (менее 1 сек.) перемещении зонда в исследуемом пространстве и производством измерительных процедур. Получение традиционных вольтамперных характеристик зонда в этом случае затруднительно по причинам высоких градиентов параметров плазмы в канале СПД. Поэтому предлагается иной метод измерения, основанный на следующих постулатах.

Зонд, нагретый до такой температуры, при которой наблюдается заметная термоэмиссия, используется для определения потенциала пространства.

Для этого измеряются характеристики одного и того же зонда в горячем и холодном состояниях. Та точка, в которой эти характеристики расходятся, соответствует потенциалу пространства. Этот метод основан на нижеследующих допущениях.

Если потенциал зонда отрицателен по отношению к потенциалу пространства, то ток эмиссии течет в направлении, противоположном хаотическому току, и полный ток на зонд меньше, чем полный ток холодного зонда при том же самом потенциале в предположении, что электронный ток холодного зонда больше ионного тока.

При потенциалах зонда, близких к потенциалу пространства, в плазму перед зондом будет дрейфовать лишь немного электронов.

При увеличении потенциала зонда до величин, намного более положительных, чем потенциал пространства, эмиссия подавляется, поскольку тормозящее поле возвращает эмитированные электроны на поверхность зонда, и зондовые токи холодного и горячего зонда становятся равными [8].

Для использования этого эффекта, зонд изготавливался из танталовой проволоки (0,08 мм) и нагревался до высокой температуры (~ 2000° С) и измерялся плавающий потенциал. Полученная характеристика напряжения от координаты зонда соответствует распределению потенциала плазмы в пространстве.

Для оценки концентрации электронов в канале СПД методом стреляющего зонда предлагаем использовать формулу Бомы.

$$I_+ = 0,4n_0e \left(\frac{2kT_e}{m_+} \right)^{1/2} S.$$

Из формулы видно, что концентрация прямо пропорциональна ионному току насыщения, и поэтому может быть оценена с точностью до корня из температуры. Ошибка определения концентрации при этом не превысит пол порядка. Таким образом, подавая на стреляющий зонд небольшой отрицательный потенциал и измеряя протекающий через него ток (ионный), получаем изменение в пространстве концентрации электронов.

Оценка температуры электронов производилась с помощью выражения [9]:

$$U_{пл} = U_0 + T_e \ln \left[\left(\frac{e}{\sqrt{4\pi}} \right) \sqrt{\frac{m_i}{m_e}} \right].$$

Из формулы видно, что разница потенциалов нагретого и холодного зонда пропорциональна температуре электронов.

Как видно из предложенной методики, наиболее точно измеряется потенциал плазмы. Результаты измерений концентрации и температуры электронов наиболее искажены в зоне максимального магнит-

ного поля [10]. Однако использование полученных результатов для сравнительного анализа режимов двигателя является полезной информацией.

Оборудование и схема эксперимента

Для проведения исследований на базе ранее описанного двигателя СПД-20М была разработана лабораторная модель, позволяющая вводить зонд в РК со стороны анода и перемещать к срезу двигателя (рис. 1). Такое введение зонда позволяет производить исследование прианодной области без возмущений в зоне ионизации и ускорения.

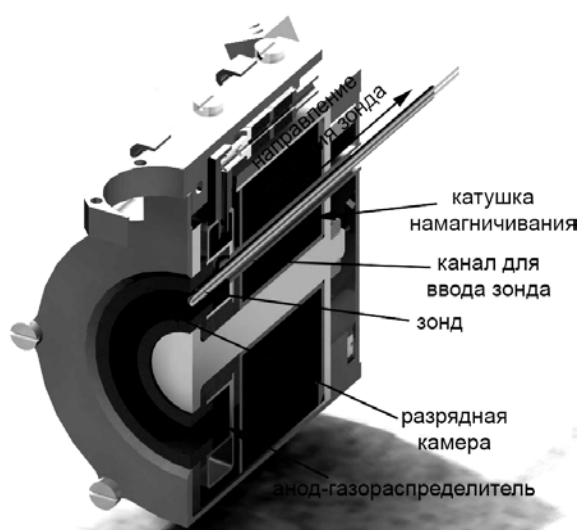


Рис. 1. Схема МСПД для зондовых измерений плазмы внутри РК

Также было разработано устройство для перемещения зонда (рис. 2), обеспечивающее равномерное движение вдоль РК. Скорость движения зонда составила 86,4 мм/с, время нахождения зонда в РК при этом около 110 мс.



Рис. 2. Устройство для перемещения зонда внутри РК МСПД

Для измерения потенциала плазмы применялся накальный эмиссионный зонд. В качестве державки зонда применялась алундовая «соломка» диаметром 1,2 мм, сам зонд был выполнен из танталовой проволоки диаметром 0,08 мм. Также измерялся плавающий потенциал и ионный ток насыщения при помощи того же зонда в холодном состоянии.

Зонд перемещался вдоль центра РК, схема которой представлена на рис. 3.



Рис. 3. Схема области перемещения зонда

Сигнал с зонда измерялся при помощи цифрового запоминающего осциллографа Tektronix DPO 3052. Период нахождения зонда в РК (глубина 9,5 мм) фиксировался при помощи сигнала с концевого выключателя.

Результаты измерений

В ходе эксперимента варьировались значения массового расхода при фиксированной мощности разряда (рис. 4). Максимальное значение магнитного поля на срединной поверхности РК составляло 33 мТл.

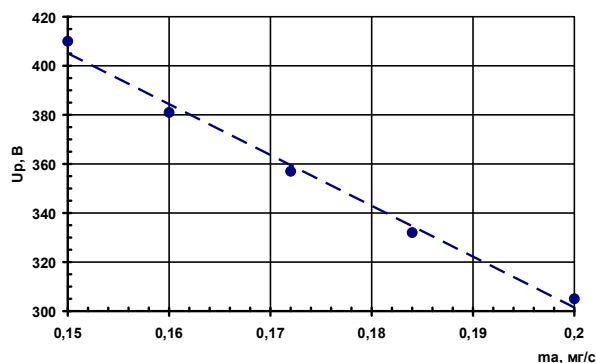


Рис. 4. Зависимость разрядного напряжения от массового расхода при фиксированной мощности разряда

Видно, что исследованном диапазоне наблюдается линейное возрастание напряжения со снижением массового расхода.

Также варьировалось разрядное напряжение при фиксированном массовом расходе. Вольтамперная характеристика представлена на рис. 5.

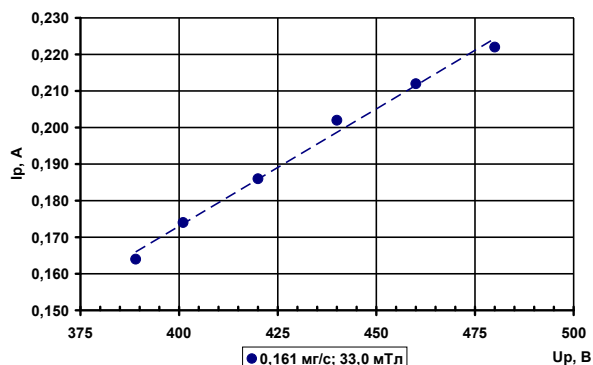


Рис. 5. Вольтамперная характеристика МСПД

Хорошо видно, что с увеличением разрядного напряжения разрядный ток монотонно возрастает. Это явление может быть связано с увеличением потока ионов на стенки РК вблизи выхода, что вызывает перегрев керамики и более интенсивное ее распыление.

В результате проведенных измерений были получены распределения плавающего потенциала (рис. 6) и потенциала плазмы (рис. 7) вдоль РК.

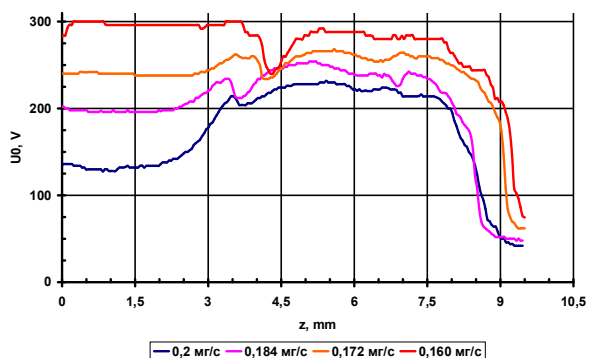


Рис. 6. Распределение плавающего потенциала вдоль РК

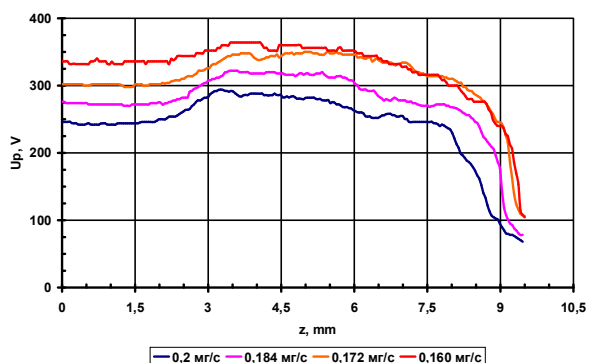


Рис. 7. Распределение потенциала плазмы вдоль РК

Исследования распределения потенциала плазмы вдоль РК показали следующее:

- с уменьшением расхода и увеличением разрядного напряжения возрастает потенциал плазмы в канале;
- наблюдается присутствие характерных зон ионизации и ускорения в РК на всех режимах;
- в прианодной зоне наблюдается пониженное значение потенциала плазмы;
- при повышении напряжения зона ускорения сужается (что говорит о повышении напряженности электрического поля) и смещается к выходу РК.

В результате анализа, выполненного по описанной методике, были получены распределения температуры электронов вдоль РК (рис. 8).

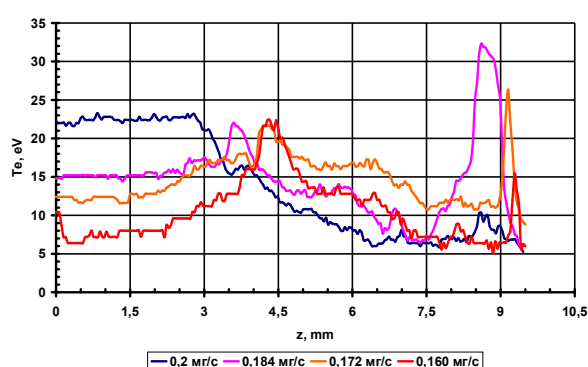


Рис. 8. Распределение температуры электронов

Из полученных зависимостей видно следующее:

- наблюдается характерный экстремум по температуре электронов в зоне ускорения;
- положение пика температуры электронов может колебаться в пределах 1 мм от среза РК;
- значение максимальной температуры электронов может изменяться в зависимости от режима в диапазоне от 10 до 32 эВ;
- наблюдается заметное изменение температуры электронов вдоль РК при пересечении зондом границы анод-изолятор.

Выводы и перспективы дальнейших исследований

Разработанные методика измерений, модель МСПД и устройство для перемещения зонда позволяют проводить исследования распределения параметров плазмы вдоль РК.

Исследования, проведенные при помощи зондовых измерений в РК МСПД, показали, что с уменьшением расхода и увеличением разрядного напряжения возрастает потенциал плазмы в канале. Наблюдается присутствие характерных зон иониза-

ции и ускорения в РК на всех режимах. Однако при повышении напряжения зона ускорения сужается и смещается к выходу РК. Пиковое значение температуры электронов приходится на зону ускорения и может колебаться от 10 до 32 эВ. Положение пика температуры электронов может колебаться в пределах 1 мм от выхода РК.

Для получения лучшего представления о процессах, происходящих в МСПД, необходимо продолжить исследования при помощи одиночного зонда в РК на более высоких напряжениях, однако при этом необходимо уделить внимание профилю РК а также оптимизации конфигурации магнитного поля для высоковольтных режимов с целью снижения эффекта возрастания разрядного тока, который приводит к снижению к.п.д. Провести исследования эрозионных характеристик двигателя на высоковольтных режимах.

Литература

1. Pinero, Luis R. *Integration Testing of a Modular Discharge Supply for NASA's High Voltage Hall Accelerator Thruster* [Текст] / Luis R. Pinero, Hani Kamhawi, Geoff Drummond // TM-2010-216111. -IEPC-2009-275., February [2009].
2. Hofer, Richard R. *High Specific Impulse Hall Thrusters, Part 1: Influence of Current Density and Magnetic Field* [Текст] / Richard R. Hofer, Alec D. Gallimore, Robert S. Jankovsky // *Journal of Propulsion and Power*. -Jul-Aug [2006]. – Vol.22, №4. – P. 721-731.
3. *Optimization on Magnetic Field and Acceleration Channel For Low Power Hall Thrusters* [Текст] / Hirokazu Tahara, Takashi Fujioka, Takahisa Kitano, Atsushi Shirasaki, Takao Yoshikawa, Kenji Fuchigami, Fujio Iinoya, Fumihiko Ueno // 28th Int. Electric Propulsion Conference, Toulouse, France, 17-21 March. [2003]. – IEPC2003-015.
4. Hargus, W.A. *Ion Velocity Measurements Within the Acceleration Channel of a Low-Power Hall Thruster* [Текст] / W.A. Hargus, M.R. Nakles // *Plasma Science, IEEE Transactions on*. – 2007. – №5(36). – С. 1989-1997.
5. Layan, A.V. *Performance investigation of SPT-20M Low Power Hall Effect Thruster* [Текст] / A.V. Layan, T.A. Maksymenko // 30th Int. Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 16-20 Sept. [2007]. – IEPC2007-100.
6. *Исследование эрозии разрядной камеры МСПД в ходе продолжительных ресурсных испытаний* [Текст] / А.В. Лоян, Т.А. Максименко, О.П. Рыбалов, В.А. Подгорный // *Авиационно-космическая техника и технология*. –2009. – № 8(65). – С. 121-124.
7. *Recent Results From Internal and Very-Near-Field Plasma Diagnostics of a High Specific Impulse Hall Thruster* [Текст] // 28th Int. Electric Propulsion

Conference, Toulouse, France, 17-21 March. [2003]. – IEPSC2003-037.

8. Методы исследования плазмы [Текст]/ под ред. В. Лохте-Хольтгрейва. – М.: Мир, 1971. – 126 с.

9. Райзер, Ю.П. Физика газового разряда [Текст]: учеб. пособие к самостоятельной работе

студентов и аспирантов / Ю.П. Райзер. – М.: Мир, 1981. – 536 с.

10. Алексеев, В.В. Зондовый метод диагностики плазмы [Текст] / В.В. Алексеев, В.А. Котельников. – М.: Энергоатомиздат, 1988. – 239 с.

Поступила в редакцию 3.06.2011

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ПЛАЗМИ В КАНАЛІ МСПД ПРИ ПІДВИЩЕНИХ НАПРУГАХ РОЗРЯДУ

А.В. Лоян, Т.О. Максименко, М.М. Кошелев

Розглянуто можливість підвищення питомого імпульсу стаціонарного плазмового двигуна малої потужності (МСПД) за рахунок підвищення розрядної напруги. Описано методику зондових вимірювань в каналі високовольтного МСПД. Розроблено лабораторну модель МСПД і установку для зондових вимірювань всередині розрядного каналу (РК) двигуна. Наведено результати експериментальних досліджень розподілу параметрів плазми в РК МСПД за підвищених значеннях розрядної напруги (більше 300 В). Досліджено зміну розміщення зон іонізації і прискорення в РК МСПД в залежності від розрядної напруги і масових витрат.

Ключові слова: стаціонарний плазмовий двигун, питомий імпульс, зондові вимірювання.

INVESTIGATIONS OF PLASMA PARAMETERS IN DISCHARGE CHAMBER OF LOW-POWER SPT AT HIGH VOLTAGE DISCHARGE

A.V. Loyan, T.A. Maksymenko, N.N. Koshelev

Possibility of low-power stationary plasma thruster (LP SPT) specific impulse increasing at the expense of discharge voltage increasing is described. The methodic of probe measurements inside high-voltage LP SPT is shown. Laboratory model of LP SPT and devise for probe measurements inside thruster are developed. Results of experimental investigations of plasma parameters distributions provided high-level of discharge voltage (more than 300V) are given. Location of ionization and acceleration zones provide discharge voltage and mass flow rate are investigated.

Key words: stationary plasma thruster, specific impulse, probe measurements.

Лоян Андрей Витальевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр. кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.loyan@khai.edu.

Максименко Тарас Александрович – научн. сотр. кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: taras@d4.khai.edu.

Кошелев Николай Николаевич – ст. научн. сотр. кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 535(023)

В.И. РЯБКОВ, Н.Г. ТОЛМАЧЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***БОЛЬШОЙ АДРОННЫЙ КОЛЛАЙДЕР – АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ ВЗГЛЯД**

В сравнительной постановке рассмотрены два современных пути исследования свойств вещества: с помощью коллайдерных процессов в области высоких энергий и на основе квантово-энергетического моделирования взаимодействия микро – и суперчастиц. В основу сравнительной оценки положены основные цели и задачи, которые предполагается решить на Большом адронном коллайдере (БАК). Показано, что использование принципа суперсимметрии и энергетического инварианта в моделях взаимодействия микро – и суперчастиц позволило количественно оценить параметры бозона Хиггса и магнитного монополя, которые являются основными целями исследований на БАКе. Установлено также, что квантово-энергетическое моделирование взаимодействия микро – и суперчастиц привело к открытию принципиально нового вида энергии, которой обладают суперчастицы. С учетом такой альтернативы программа исследований на БАКе нуждается в существенной корректировке

Ключевые слова: большой адронный коллайдер, би-вещество, бозон Хиггса, магнитный монополи, тахионная энергия.

Введение

Внимание научной общественности приковано к Большому адронному коллайдеру (БАК), а вернее, к возможным и уже достигнутым результатам его работы, поскольку они могут оказать решающее влияние на все направления научных исследований: в области естествознания, электроники и связи, медицины и философии. Особые надежды на результаты экспериментов на БАКе возлагают исследователи космического пространства, поскольку они могут открыть путь к пониманию и использованию принципиально новых источников и носителей энергии.

«Большим» он назван из-за своего размера (его периметр составляет примерно 27 км), «адронным» – потому что он ускоряет протоны и тяжелые ядра, которые являются адронами (т.е. частицами, состоящими из кварков), «коллайдером» – потому что ускоряются эти частицы в двух пучках с энергией в момент столкновения, равной 14 ТэВ.

Основные научные цели исследований на Большом адронном коллайдере.

Основной целью исследований на БАКе является поиск и оценка параметров бозона Хиггса, который (как предполагают) является первоисточником образования масс всех уже известных микро – частиц.

Другое направление исследований на коллайдере связано с поисками суперсимметричных партнеров уже известных частиц, которые предсказываются как следствие возможной суперсимметрии нашего мира и не выявляемые Стандартной моделью.

Важными целями исследований на БАКе являются также обнаружение и оценка горячей кварк-глюонной плазмы, решение проблемы нано- и пикорасстояний, выявление особенностей фундаментальных сил всех видов взаимодействий, в том числе и одного из самых загадочных – гравитационного.

А наиболее прагматичная цель этих исследований – поиск новых источников и носителей энергии. Как высказался лауреат Нобелевской премии Р. Фейнман, «в вакууме, заключенном в объеме обыкновенной электрической лампочки, энергии такое большое количество, что её хватило бы, чтобы вскипятить все океаны на Земле».

На возможность решения таких и подобных им задач указывают результаты исследований, полученных на тэватроне, т.е. коллайдерном детекторе лаборатории Ферми – Collider Detector (CDF), в котором столкнули протоны и антипротоны.

Пучки частиц с энергией почти в 2 триллиона электронвольт (в БАКе ожидается около 14) породили другие частицы – мюоны. По теории они должны были образоваться примерно в миллиметре от места столкновения. Но мюоны образовались гораздо дальше и пролетели на порядок больше, чем положено. Некоторые даже выскакивали за пределы коллайдера. Кроме того, мюонов оказалось очень много – они извергались струями, что невозможно по существующим представлениям.

Некоторые физики полагают, что аномальные мюоны возникли от распада неизвестной пока частицы, представляющей собой «темную» материю – невидимую субстанцию, наполняющую Вселенную

[1]. По результатам эксперимента авторы заявили: при текущем уровне знаний об элементарных частицах они не могут объяснить происхождение этих событий. Предполагается повторить такие эксперименты и на БАКе. Для научной общественности будет большим разочарованием, если не удастся решить эти задачи. А основания к такому развитию событий есть [2]:

– судя по всему, исследователям, работающим на БАКе, до конца не ясно, «где» искать бозон Хиггса, т.е. входит ли он в структуру адронов или же является суперчастицей так называемой «темной» массы;

– даже приблизительно не ясно, какими же параметрами и свойствами (и в особенности какой энергией) обладает эта суперчастица, и смогут ли стоящие в БАКе детекторы зафиксировать её параметры;

– можно ли в принципе обнаружить бозон Хиггса, лежащий в основе образования всех микро-частиц, т.е. решить задачу синтеза путем членения (т.е. анализа) одних из них – адронов.

Альтернативный путь исследования фундаментальных основ вещества.

Авторы этой полемической статьи длительное время работают над фундаментальной проблемой исследования энергетических свойств вещества.

Исходным условием такой работы послужили результаты оценки температуры остаточного космического излучения, выполненные в самом конце двадцатого века [1, 2]. На основе этих исследований появились так называемые «карты Уилкинсона» (рис. 1), согласно которым материя всей Вселенной состоит примерно на 4% из наблюдаемого «светящегося» вещества, на 26 % – из «темной» массы и на 70% – из «темной» энергии.

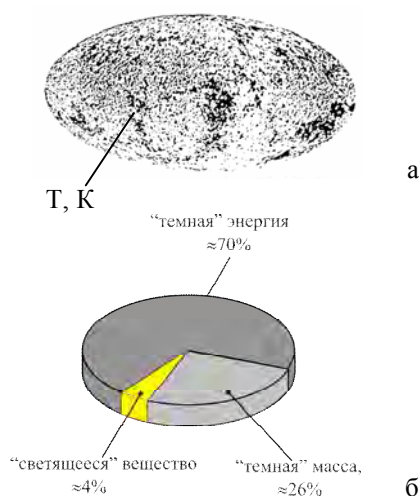


Рис. 1. Материальный баланс «светящегося» вещества, «темной» массы и «темной» энергии во Вселенной: а – распределение температур космического излучения (карты Уилкинсона), б – соотношение материальных источников [3]

Результаты этих исследований признаны в научных кругах достоверными.

Открытие новых субстанций материального мира потребовало принципиально новых моделей оценки их параметров.

С учетом таких обстоятельств авторы статьи предложили гипотезу би-вещества (рис. 2), состоящего из барионного и тахионного квантов, каждый из которых обладает потенциальной ($E_{пб}$, $E_{пт}$) и кинетической ($E_{кб}$, $E_{кт}$) энергиями, а часть энергии (ΔE_b , ΔE_t) они затрачивают на взаимодействие друг с другом, (рис. 3).

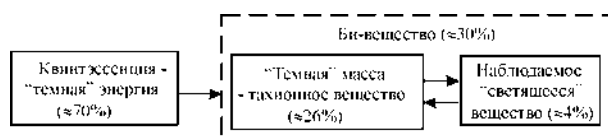


Рис. 2. Структурный состав би-вещества

При этом барионный квант (б) идентифицирует наблюдаемое «светящееся» вещество со всеми установленными на сегодня физическими параметрами: массой (M_b), температурой (T_b), давлением (P_b) и максимальной скоростью взаимодействия – скоростью света C .

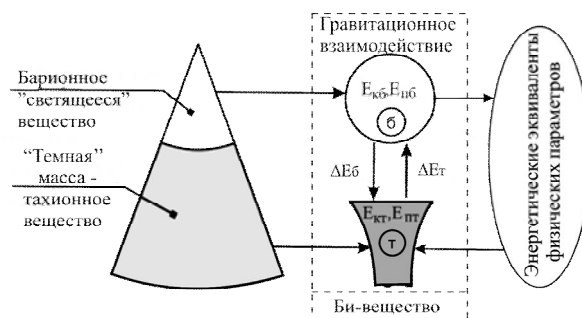


Рис. 3. Квантово-энергетическая модель взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов: E_k и E_p – кинетические и потенциальные энергии квантов; $\Delta E_{b,t}$ – работы квантов, затрачиваемые на взаимодействие

Тахионный же квант идентифицирует собой «темную» массу со скоростями взаимодействия, большими скорости света.

Использование энергии в качестве инварианта всех преобразований, принципа суперсимметрии, а также второго закона термодинамики позволило идентифицировать все основные параметры (массы, скорости, плотности и т.д. и т.п.) взаимодействующих квантов в виде их энергетических эквивалентов и определить их численные значения (табл. 1).

Очевидно, что квант «темной» массы обладает колоссальной ($E_{кт}=E_{пт}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ Дж) энергией, которую принято называть тахионной, поскольку носителем этой энергии является тахион, т.е. квант «темной» массы.

Таблица 1

Численные значения параметров вещества в «светящемся» кванте (б)
и в кванте «темной» массы (т) при их гравитационном взаимодействии

Физические параметры	Единицы измерения	Численные значения	
		в барионном кванте (б)	в тахионном кванте (т)
Энергии: – кинетическая – потенциальная – работа	Дж	$E_{кб}=3,771279 \cdot 10^{-21}$ $E_{пб}=9,3036834 \cdot 10^{-50}$ $\Delta E_б=3,771279 \cdot 10^{-21}$	$E_{кт}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $E_{пт}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $\Delta E_t=2,246108 \cdot 10^{-21}$
Массы	кг	$M_б=1,1295258 \cdot 10^{-12}$	$M_t=2,786545 \cdot 10^{-41}$
Плотности	кг/м ³	$\rho_б=3,0347717 \cdot 10^{13}$	$\rho_t=3,5437745 \cdot 10^{-15}$
Давления	Па	$P_б=101324,92$	$P_t=285648,19$
Температуры	К	$T_б=273,151106$	$T_t=6,59445166 \cdot 10^{30}$
Радиусы взаимодействий	м	$R_б=3,3388079 \cdot 10^{-9}$	$R_t=1,9885362 \cdot 10^{-9}$
Времена прохождения взаимодействий	с	$\tau_б=5,7782481 \cdot 10^{-5}$	$\tau_t=1,189703 \cdot 10^{-65}$
Силы взаимодействия	Н	$F_б = F_t = 1,1295285 \cdot 10^{-12}$	
Газовые постоянные	Дж/кг·К	$R_б^r = R_t^r = 1,2223218 \cdot 10^{-11}$	
Постоянные Авогадро N_A	Моль ⁻¹	$N_{Ab} = N_{At} = 6,022045 \cdot 10^{23}$	
Мольные массы	кг/моль	$M_{мб}=6,802215 \cdot 10^{-11}$	$M_{мт}=1,678087 \cdot 10^{-17}$

Его энергия предопределяет другие параметры самого тахиона, а также свойства и параметры «светящегося» вещества. Следует лишь подчеркнуть, что приведенные в табл. 1 численные значения получены при нормальных (околоземных) величинах температуры $T_б=273,15$ К и давления $P_б=101325,52$ Па.

В других термодинамических условиях прежде всего изменяются величины энергий квантов. В работе [4] представлены модели и произведена количественная оценка кинетических и потенциальных энергий взаимодействующих квантов в условиях изобарического, изохорического и изотермического процессов.

Так, например, масса «темного» кванта (M_t) в диапазоне температур от Большого взрыва до нормальных значений $T_б$ уменьшается примерно на 15 порядков (рис. 4).

Уменьшение M_t связано с тем, что из неё образуются все известные и неизвестные частицы.

Анализ полученных на такой основе параметров показал, что по мере уменьшения температуры $T_б$ из кванта «темной» массы (M_t) (см. рис. 4) формируются:

при $T_б=6,594 \cdot 10^{30}$ К

– масса бозона Хиггса $m_x=4,61109 \cdot 10^{-25}$ кг;

при $T_б=3,536 \cdot 10^{26}$ К

– масса нейтрона $m_n=1,674951 \cdot 10^{-27}$ кг;

при $T_б=3,446 \cdot 10^{26}$ К

– масса протона $m_p=1,674946 \cdot 10^{-27}$ кг;

при $T_б=6,862 \cdot 10^{20}$ К

– масса электрона $m_e=9,1095109 \cdot 10^{-31}$ кг;

при $T_б=5,739 \cdot 10^6$ К

– масса фотона $m_\phi=8,2234832 \cdot 10^{-39}$ кг и

– масса монополя Дирака $m_m=8,2234832 \cdot 10^{-39}$ кг.

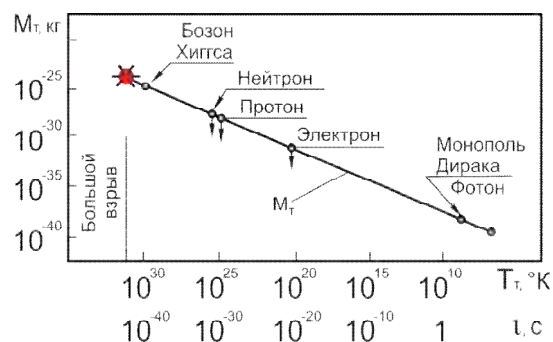


Рис. 4. Температурно-временные параметры образования некоторых частиц вещества из кванта «темной» массы (M_t) [5]

Квантово-энергетический метод (см. рис. 3) позволил системно оценить наиболее важные параметры суперчастиц «темной» массы, масс-скоростные характеристики этих объектов, которые и предопределяет их энергетические возможности (табл. 2).

Параметры, приведенные в затемненных строках (табл. 2), получены впервые, что свидетельствует о больших возможностях квантовоэнергетических моделей в исследовании свойств вещества.

Сравнительная оценка возможностей коллайдерных процессов и квантово-энергетических моделей в исследовании фундаментальных свойств вещества.

За основу такой оценки взяты наиболее важные цели, достижение которых предполагается осуществить с помощью БАКа (центральная колонка табл. 3). В левой части таблицы (а) интегрально оценены возможности коллайдера, а в правой (б) – уже полученные результаты на основе квантово-энергетических моделей.

Таблица 2

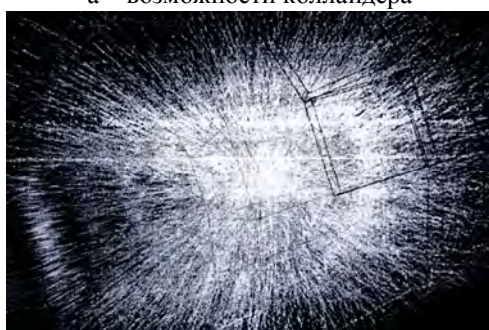
Масс-скоростные характеристики микрочастиц «светящегося» вещества и суперчастиц «темной» массы ($T_6=273,15$ К, $P_6=101325,52$ Па) [6]

Кванты	Частицы и суперчастицы	Численные значения масс, кг	Численные значения скоростей взаимодействия, м/с
«Светящееся» вещество	Электрон	$m_e=9,1093897 \cdot 10^{-31}$	$v_e=2187690 \dots 273461$
	Протон	$m_p=1,672623 \cdot 10^{-27}$	$v_p=8,45372 \cdot 10^{-57}$
	Нейтрон	$m_n=1,6749287 \cdot 10^{-27}$	$v_n=1,4185022 \cdot 10^{18}$
	Фотон	$m_\phi=8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$v_\phi=2,9979246 \cdot 10^8$
«Темная» масса	Магнитный монополю	$m_m=8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$v_m=1,102735 \cdot 10^{19}$
	Тахион	$m_t=2,786545 \cdot 10^{-41}$	$v_t=1,671146 \cdot 10^{56}$

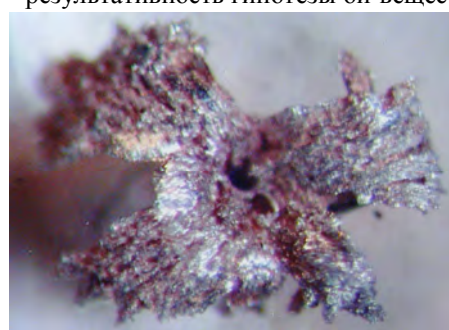
Таблица 3

Сравнительная оценка возможностей коллайдерных процессов и квантово-энергетических моделей в исследовании фундаментальных свойств вещества

а – возможности коллайдера



б – результативность гипотезы би-вещества



Симметрия	• 1. Фундаментальные принципы	Суперсимметрия
Скорость света	• 2. Инвариантные параметры	Энергия
–	• 3. Параметры бозона Хиггса	+
–	• 4. Происхождение и иерархия масс, образующих вещество	+
+	• 5. Обнаружение и анализ горячей кварк-глюонной плазмы	–
–	• 6. Параметры монополя Дирака, моделирование «черных мини-дыр»	+
–	• 7. Критерии устойчивости и преобразования вещества	+
–	• 8. Принципиально новый вид энергии	+

Обсуждение результатов оценки параметров вещества в коллайдерных процессах и на основе квантово-энергетической модели.

Как уже отмечалось, сравнительной оценке подвергаются два направления, принципиально отличающиеся друг от друга.

В коллайдере при столкновении протонов и ионов свинца происходит их дробление на более мелкие частицы (см. фото табл. 3, а). Естественно, что каждая новая микрочастица сохраняет свойства исходного вещества, детекторами же замеряются её масса и приобретенная скорость, т.е. фиксируется часть внешней энергии, затраченной на разгон и столкновение частиц исходного вещества.

Таким образом, в коллайдере реализуется процесс анализа сталкиваемых частиц при термодинамических параметрах, сильно отличающихся от условий Большого взрыва. Поэтому смоделировать в БАКе «мини-Большой взрыв» и последовавшие за

ним процессы объединения на основе гравитационного взаимодействия (т.е. процессы синтеза вещества) просто невозможно.

Альтернативный же путь (см. фото табл. 3, б) базируется на выявлении внутренней тахионной энергии системы «частица – суперчастица» и её влиянии как на процессы аннигиляции исходного, так и на синтез нового веществ. Квантово-энергетическое моделирование таких процессов позволило оценить изменение энергии и других параметров суперчастиц от температуры Большого взрыва до температуры остаточного излучения.

В сравнительной постановке проанализируем достижимость целей, обозначенных в табл. 3 пунктами •1 – •8.

• 1. При квантово-энергетическом моделировании взаимодействий реализуется фундаментальный принцип суперсимметрии, связывающий кванты бозонов и фермионов, что позволяет от структуры

''частица-античастица ''светящегося'' вещества'' перейти к модели ''частица ''светящегося'' вещества – суперчастица ''темной'' массы''. Это позволяет полученные на основе квантово-энергетических моделей параметры кванта ''темной'' массы считать достоверным результатом при оценке вещества в его ненаблюдаемой ''темной'' части.

Реализация принципа суперсимметрии в коллайдерных процессах, количественная оценка параметров которых производится с помощью Стандартной модели, с её принципом симметрии невозможна, поскольку инвариант скорости света применительно к би-веществу просто неприемлем.

- 2. Реализация принципа суперсимметрии осуществлена путем выбора энергии взаимодействия в качестве инвариантного параметра вместо скорости света, на которой базируется Стандартная модель. Использование энергии в качестве параметра всех преобразований объясняется тем обстоятельством, что она объединяет в себе все три фундаментальных фактора: расстояние (м), время (с) и массу (кг).

Кроме того, энергия обладает особыми свойствами: наличием во всех структурах и явлениях; первичностью; сохранением при любых преобразованиях; беспредельной делимостью; линейностью; неограниченностью.

Из общих свойств данного инварианта вытекает, что каких-либо предпочтительных масштабов для энергии не существует, следовательно, на всех уровнях её проявления действуют одни и те же физические законы. Это дает возможность при анализе явлений и исследовании свойств суперчастиц широко использовать аналогии уже известного «светящегося» макро – и микромира. Использование в качестве инварианта энергии позволило применить принцип симметрии не только к структурам «частица – античастица» «светящегося» вещества, но и в моделях частица «светящегося» вещества – суперчастица «темной» массы, т.е. реализовать принцип суперсимметрии. Это дает основание полученные на основе квантово-энергетических моделей параметры кванта «темной» массы считать достоверным результатом в прямой и относительной оценке вещества в его ненаблюдаемой «темной» части.

- 3,4. Квантово-энергетические модели, полученные на основе энергетического инварианта, позволяют объяснить происхождение масс таких известных частиц, как нейтрон, протон, электрон и фотон. Это овеществленная энергия кванта «темной» массы, образовавшаяся по мере остывания вещества после Большого взрыва (см. рис. 4). Из данных, приведенных на этом рисунке, следует, что первоисточником этих частиц является бозон Хиггса, который преобразуется в тахион по мере остывания вещества после Большого взрыва с параметрами, приведенными в табл. 3.

Возможна ли подобная оценка бозона Хиггса с помощью коллайдерных процессов? Ответ однозначный: нет, поскольку эта суперчастица обладает колоссальной энергией ($E_{\text{кб}}=E_{\text{пб}}=2,50673 \cdot 10^{55}$ Дж, см. [7]), которая мгновенно превращается в массу частиц «светящегося» вещества, уравнивающих суперчастицу. Поэтому в экспериментальной установке эту суперчастицу обнаружить невозможно априори. О её присутствии и параметрах можно судить лишь по косвенным признакам, в частности по преобразованию «светящегося» вещества из одного вида в другой [8].

Приведенное изменение массы бозона Хиггса и его превращение в тахион как носитель гравитационного взаимодействия позволяет количественно оценить величину этого вида взаимодействия по мере снижения (T_6).

Объясняется это, очевидно, тем обстоятельством, что энергия бозона Хиггса расходуется на образование масс всех микрочастиц «светящегося» вещества (см. рис. 4).

Таким образом, происхождение и иерархия масс, образующих вещество, а также роль бозона Хиггса в этих процессах достаточно строго объяснимы на основе квантово-энергетических моделей, тогда как в коллайдере реализацию таких процессов осуществить невозможно.

- 5. Важной целью исследования на БАКе является экспериментальное обнаружение и анализ горячей кварк-глюонной плазмы, поскольку эта субстанция формирует параметры протонов и других известных микрочастиц. Следует отметить, что кварк-глюонная плазма является многокомпонентной средой, которую невозможно оценить с помощью двухобъектовых квантово-энергетических моделей. Можно установить лишь область существования кварков и глюонов и их объединений в диапазоне температур от $6,594 \cdot 10^{30}$ до $3,536 \cdot 10^{26}$ К.

Все же другие параметры кварк-глюонной плазмы и составляющих её объектов можно обнаружить и исследовать только с помощью БАКа.

- 6. На БАКе планируется осуществить моделирование и имитацию «черных мини-дыр», которые связывают с особыми магнитными свойствами вещества – объединением магнитных монополий.

В квантово-энергетической постановке эта задача решена путем моделирования взаимодействия фотона и магнитного монополя.

Для этих частиц получены энергетические эквиваленты, позволяющие количественно оценить их физические параметры, в том числе основные параметры магнитного монополя:

- магнитный монополь обладает весьма малой массой – $m_m=8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг, т.е. на восемь порядков меньше массы электрона;

- радиус взаимодействия этой суперчастицы крайне мал: $R_m=3,205043 \cdot 10^{-50}$ м, что существенно

меньше разрешающей способности современных технических средств измерения. Это дает основание отнести магнитный монополю к субстанции, именуемой «темной» массой;

- скорость взаимодействия этой частицы ($v_m = 1,102735 \cdot 10^{19}$ м/с) весьма велика и на 11 порядков превышает скорость фотона, которую принято считать равной скорости света, что ещё раз подтверждает принадлежность этой суперчастицы к «темной» массе;

- характеристики магнитного монополя как источника излучения также являются весьма своеобразными как по длине волны ($\lambda = 8,2952925 \cdot 10^{19}$ м), так и по частоте излучения ($\nu = 1,329354 \cdot 10^{19}$ с⁻¹), которые пока недоступны существующим средствам их измерения.

Таким образом, квантово-энергетические модели, выступая в качестве системного «измерительного инструмента», позволили впервые оценить параметры второй суперчастицы – магнитного монополя, подсказывая путь обнаружения его экспериментальным путем на БАКе.

- 7. При создании высокоэнергетических установок типа БАКа всегда возникает вопрос обеспечения требуемого уровня энергии для достижения поставленных целей.

Квантово-энергетическое моделирование взаимодействия частиц «светящегося» вещества и суперчастиц «темной» массы позволило впервые определить термодинамические, т.е. энергетические условия аннигиляции исходного «светящегося» вещества и синтеза нового вещества с новыми свойствами:

- порог аннигиляции «светящегося» вещества

$$\begin{cases} T_6 \geq 3,1 \cdot 10^9 \text{ К}, \\ P_6 \leq 30 \text{ Па}, \end{cases}$$

т.е. в экспериментальной установке возможно получить принципиально новые результаты, если в её рабочей зоне будут сверхвысокая температура и сверхнизкое давление.

Возможно ли их достижение в столкновении двух объектов, характерных для коллайдерных процессов? Ответа нет. А это означает, что обнаружение в БАКе бозона Хиггса и магнитного монополя, входящих в состав «темной» массы, ставится под большой вопрос.

- 8. Наиболее важной целью исследований свойств и параметров вещества являются не только проникновение в его образование и структуру, но и выявление тех его элементов, которые являются источниками и носителями энергии.

Источником известных в настоящее время видов энергии – химической и ядерной – является хорошо изученное «светящееся» вещество, которого в материальном балансе насчитывается менее 4 % (рис. 4).

Постоянная переработка этого вещества с целью обеспечения все увеличивающегося спроса на энергию приводит к крайне негативным последствиям для живой природы.

Весьма перспективным в качестве источника энергии является вещество, составляющее «темную» массу, которой почти в семь раз больше, чем «светящегося» вещества.

С помощью квантово-энергетических моделей установлено, что суперчастицы этого вещества тахион и магнитный монополю как носители принципиально нового вида энергии обладают колоссальной её величиной ($E_{кт} = E_{пт} = 7,7850123 \cdot 10^{71}$ Дж) [7].

Тахионной энергии не только на десятки порядков больше, чем ядерной, но она обладает и рядом уникальных особенностей. Экспериментальным путем установлено [6], что тахионная энергия:

- позволяет из широко распространенных металлов получать кислород и другие газы для пилотируемой космонавтики;

- нейтрализует радиоактивные изотопы, делает их пригодными к повторному использованию, т.е. конечным её результатом является экологически чистое вещество.

Проведенная сравнительная оценка позволяет сделать вывод о том, что квантово-энергетическое моделирование существенно расширяет наши представления о веществе, о его поведении и использовании в энергетических процессах.

Выводы

Большой адронный коллайдер в своем жизненном цикле уже прошел четыре этапа: процесс концептуального видения и проектирования, этап постройки и отладки агрегатов и систем и этап исследовательских работ на половину его расчетной мощности. Следует отметить, что половина мощности БАКа намного превосходит энергию столкновения «частица – античастица», в лаборатории Ферми, однако результаты экспериментов на БАКе получились более скромными, чем в американском ускорителе.

Предполагалось, что в 2011 году после небольшого перерыва исследования на БАКе продолжатся. Однако поступила информация, что четвертый этап, т.е. работа коллайдера на полную мощность, отодвигается на год. И дело, видимо, не в технических неполадках, которых на столь сложном объекте предостаточно.

Очевидно, к исследователям, работающим на БАКе приходит понимание того факта, что они могут не достичь заявленных целей даже при энергии столкновения адронов в 14 ТэВ, т.е. требуется устранить не только неполадки технического характера, но и скорректировать методику исследований.

Для достижения заявленных целей, т.е. обнаружения бозона Хиггса и магнитного монополя Дирака, следует заменить принятую в БАК симметричную систему «частица – античастица» на суперсимметричную модель «частица – суперчастица» и усовершенствовать детекторы, поскольку и бозон Хиггса, и монополь Дирака по скорости взаимодействия намного превосходят скорость света, являющуюся инвариантной величиной при оценке свойств лишь «святиющегося» вещества.

Полученные же результаты на основе гипотезы би-вещества [4 – 8] свидетельствуют о том, что фундаментальные открытия в науке о веществе находятся в исследовании суперчастиц его «темной» несветящейся части, а предложенные квантово-энергетические модели, базирующиеся на принципе суперсимметрии и использовании энергии в качестве инварианта, являются первым шагом в корректировке программы исследований на Большом адронном коллайдере.

Литература

1. Ройзен, Н. Новый сюрприз Вселенной: темная энергия [Текст] / Н. Ройзен // Наука и жизнь. – 2004. – № 3. – С. 38 – 42.

2. Дремин, И.М. Физика на Большом адронном коллайдере [Текст] / И.М. Дремин // Успехи физических наук. – 2009. – Т. 179, № 6. – С. 571-579.

3. Ксанфомалити, Л. «Темная» Вселенная [Текст] / Л. Ксанфомалити // Наука и жизнь. – 2005. – №5. – С. 58-68.

4. Толмачев, Н.Г. Пороговые термодинамические условия преобразований в би-веществе [Текст] / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 9/56. – С. 31-34.

5. Толмачев, Н.Г. Определение параметров фотона и магнитного монополя в их электромагнитном взаимодействии [Текст] / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 3(50). – С. 79-84.

6. Толмачев, Н.Г. Пути и результаты реализации тахионной энергии в генерирующих установках [Текст] / Н.Г. Толмачев // Вісник двигунобудування. – 2009. – № 3. – С. 111-121.

7. Толмачев, Н.Г. Гипотеза би-вещества как источника тахионной энергии [Текст] / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5(52). – С. 77-84.

8. Толмачев, Н.Г. Масс-скоростные и частотные характеристики носителей тахионной энергии [Текст] / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10(67). – С. 203-207.

Поступила в редакцию 9.06.2011

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. О.В. Третьяк, Национальный университет им. Т.Г. Шевченко, Киев, Украина.

ВЕЛИКИЙ АДРОННЫЙ КОЛАЙДЕР – АЛЬТЕРНАТИВНИЙ ПОГЛЯД

В.І. Рябков, М.Г. Толмачов

У порівняльній постановці розглянуто два сучасних шляхи дослідження властивостей речовини: за допомогою колайдерних процесів в галузі високих енергій і на основі квантово-енергетичного моделювання взаємодії мікро - і суперчастинок. В основу порівняльного оцінювання покладено основні цілі й завдання, які передбачається вирішити на Великому адронному колайдері (ВАК). Показано, що використання принципу суперсиметрії й енергетичного інваріанта в моделях взаємодії мікро - і суперчастинок дозволило кількісно оцінити параметри бозона Хіггса й магнітного монополя, які є основними цілями досліджень на ВАК. Встановлено також, що квантово-енергетичне моделювання взаємодії мікро - і суперчастинок спричинило відкриття принципово нового виду енергії, яку мають суперчастинки.

Ключові слова: Великий адронний колайдер, бі-речовина, бозон Хіггса, магнітний монополь, тахіонна енергія.

LARGE HADRON COLLIDER – ALTERNATIVE LOOK

V.I. Ryabkov, N.G. Tolmachov

Two modern ways of substance properties research are considered in comparative statement: by collider processes in the field of high energies and on the base of quantum-energy modeling of micro and super particles interaction. The base aims and tasks which are supposed to be solved on Large hadron collider (LHC) are put in a basis of the comparative estimation. It is shown, that use of principle of supersymmetry and energy invariant in models of micro and super particles interaction has allowed to estimate quantitatively Higgs boson and magnetic monopole parameters, which are the main research aims of LHC. It is also established, that quantum-energy modeling of micro and super particles interaction has resulted in discovering of essentially new kind of energy, which is possessed by super particles.

Key words: Large hadron collider, bi-substance, Higgs boson, magnetic monopole, tachyon energy.

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Рябков Виктор Иванович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. 103 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков, Украина.

УДК 539.4

А.Р. ЛЕПЕШКИН, Н.Г. БЫЧКОВ, П.А. ВАГАНОВ

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва

МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ОБРЫВОМ ЛОПАТОК РАБОЧИХ КОЛЕС ПРИ ИСПЫТАНИЯХ КОРПУСОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ

Рассмотрены известные методы обрыва лопатки при испытаниях на непробиваемость корпусов авиационных двигателей. Выявлены недостатки этих методов. Предложен недорогой и эффективный метод дополнительного нагружения сечения, по которому осуществляется обрыв лопатки. Метод обрыва лопатки заключается в перераспределении напряжений в заданном сечении лопатки при дополнительном ее термическом нагружении и в обеспечении квазихрупкого разрушения лопатки по указанному ее сечению на заданной частоте вращения ротора. Проведено расчетное моделирование управляемого обрыва лопатки. При использовании этого метода обеспечивается надежный управляемый обрыв лопатки в требуемом сечении на заданной частоте вращения без использования взрыва. Предложенный метод термоуправления обрывом лопатки был использован при проведении испытаний на непробиваемость корпуса вентилятора авиационного двигателя на разгонном стенде.

Ключевые слова: лопатка, корпус, испытание, метод, обрыв, напряжения, разгонный стенд.

Введение

Нормативные технические документы содержат требование об обязательной локализации в корпусах авиационных двигателей фрагментов, возникающих при разрушениях рабочих лопаток турбомашин. Обеспечение и экспериментальное подтверждение соответствия этому требованию связано с большими затратами времени и средств. Поэтому значительное количество работ посвящено разработке подходов к расчетной оценке непробиваемости корпусов фрагментами роторов. Для этого используются эмпирические соотношения или расчеты с помощью современных программных комплексов, в частности Nastran или DYNA. Предложено также много конструктивных решений, направленных на обеспечение непробиваемости корпусов фрагментами лопаток за счет использования легких лопаток, применения специальных конструкций «жестких» или «податливых» корпусов [1 – 3]. Однако из-за сложности прогнозирования траектории движения оборвавшейся лопатки, условий и последствий взаимодействия этой лопатки с другими деталями двигателя в настоящее время не удается обойтись без испытаний на непробиваемость корпусов двигателя при обрыве лопатки. В частности, почти каждая программа разработки и сертификации двигателя предусматривает проведение испытаний с обрывом рабочей лопатки вентилятора.

Нормативными техническими документами требуется, чтобы такое испытание было проведено при обрыве лопатки в требуемом сечении на пре-

дельно допустимой в эксплуатации частоте вращения ротора. Вместе с тем в нормативных технических документах отсутствуют рекомендации по технологии обрыва лопатки, обеспечивающей выполнение этих требований, а используемые на практике методы обрыва лопатки имеют определенные недостатки. Данная работа посвящена разработке технологии управляемого обрыва лопатки в требуемом сечении на заданной частоте вращения.

Известны следующие методы обеспечения обрыва лопаток ротора.

Наиболее простой из них, использовавшийся, в частности, в ЦИАМ, начиная с 70-х гг. прошлого века, заключается в многократной последовательной подрезке назначенного для разрушения сечения лопатки с проведением контрольных испытаний на разгонном стенде. Метод последовательных приближений весьма трудоемок из-за необходимости перебора ротора при каждой подрезке и не обеспечивает надежного обрыва лопатки на заданной частоте вращения. Этот же метод, но с использованием современных трехмерных расчетных моделей, рассмотрен в недавней публикации фирмы Pratt&Whitney, Canada [4].

Известно предложение об управлении обрывом рабочей лопатки на разгонном стенде с вакуумированием [9]. Дополнительное нагружение предварительно ослабленной лопатки предполагается осуществлять аэродинамической силой. Этот метод заключается в следующем. После установки ротора с подготовленной к обрыву лопаткой на стенде включают вакуумный насос и понижают давление в разгонной

камере примерно до 0,05 ата. Облопаченный ротор разгоняют до заданной для разрушения частоты вращения, после чего плавно понижают вакуум, поддерживая требуемое значение частоты вращения. Аэродинамические силы нагрузят лопатку дополнительно к центробежным силам, изгибающим $M_{изг}$ и крутящим $M_{кр}$ моментами. Напряжения от $M_{изг}$ и $M_{кр}$ должны обеспечить снижение запаса прочности лопатки n в ослабленном сечении до значения $n < 1$, что должно вызвать разрушение лопатки. Мощность привода разгонного стенда должна позволить поддерживать заданную частоту вращения облопаченного диска при давлении ~ 1 ата. Из-за большой потребной мощности привода разгонного стенда и сложности расчета на несущую способность ослабленного сечения лопатки использование этого метода затруднено. В работе [6] предложен оригинальный способ управления обрывом лопатки, при котором после выхода облопаченного ротора на заданную частоту вращения рекомендуется производить подрезку профильной части лопатки в указанном сечении с помощью электродов, размещенных вблизи лопатки. Реализация этого метода связана с необходимостью решения многих технических проблем (выполнения подрезки одной лопатки на облопаченном роторе и т.д.) и вряд ли этот метод найдет широкое применение.

В мировой практике в настоящее время наиболее широко применяется способ испытания на непробиваемость корпуса при обрыве лопатки в требуемом сечении с помощью взрыва [7]. Несмотря на кажущуюся простоту, этот способ управления обрывом лопаток весьма сложен и имеет ряд серьезных недостатков:

- не исключена вероятность возникновения пожара. Поскольку для гарантированного обрыва лопатки мощность кумулятивного заряда всегда больше необходимой, то после обрыва лопатки за ней следом вылетает еще горящий кумулятивный заряд малого размера, поджигающий элементы газоздушного тракта;

- неправильное контактное взаимодействие оборванной лопатки с корпусом. Так как разброс скорости горения обоих зарядов составляет 20% – 50%, то прорезание стенок ослабленного сечения со стороны корыта и спинки происходит неравномерно. Ввиду этого под действием центробежной силы сначала будет разрушаться одна из сторон ослабленного сечения, и лопатка начнет разворачиваться в сторону еще неразрушенной стенки. Сила удара фрагмента лопатки о корпус после взрыва не будет равна действующей центробежной силе, так как на стенки щели, прорезанные кумулятивной струей, будет действовать давление, примерно равное $P_k = 10000$ ата, т.е. к центробежной силе добавится сила $F_k = P_k S_m$, где S_m – площадь прорезанной щели.

Результаты исследований

В данной работе обстоятельно исследовалась возможность управления обрывом лопатки с помощью термочувствительных накладок [8]. Лопатка в назначенном для разрушения сечении ослаблялась до получения запаса прочности по предельной силе при заданной частоте вращения, равного 0,7 – 0,8. Затем это сечение усиливалось со стороны корыта и спинки накладками из термочувствительного материала, чтобы обеспечить величину запаса прочности 1,2 – 1,3.

После раскрутки облопаченного ротора на разгонном стенде до заданной частоты вращения осуществлялся индукционный разогрев обода диска и лопатки с накладками. Для изготовления накладок выбирался материал, имеющий в 1,5 – 2,0 раза больший коэффициент температурного расширения, чем материал лопатки. В результате удлинения при нагреве накладки перестают «помогать» ослабленному сечению лопатки, что приводит к ее обрыву под действием центробежных нагрузок.

Во время испытаний выявился неравномерный прогрев накладок со стороны корыта и со стороны спинки, сопровождающийся неодновременным обрывом накладок, что оказывает влияние на траекторию полета лопатки.

Отмеченного в предыдущем методе обрыва недостатка не наблюдалось при локальном разогреве термочувствительных вставок или нагружающего участка самой лопатки с помощью электрического нагревателя, питаемого через токосъемник [10].

Заданное сечение пера лопатки ослабляли поперечным надрезом. Надрез осуществляли тонкой проволокой 0,15 – 0,25 мм для обеспечения минимального удлинения ослабленного сечения лопатки до разрушения. Удлинение лопатки в момент разрушения не должно превышать величину радиального зазора между торцом лопатки и корпусом на заданной частоте вращения.

В профильной части лопатки выполняли парные прорезы параллельно оси лопатки, рис. 1. Центробежные нагрузки на ослабленные сечения лопатки передавались через образовавшиеся после выполнения прорезов перемычки. В нижней части профиля эти прорезы соединяются с поперечным надрезом. Между прорезами наматывался провод, который образовывал электрический нагреватель. Провода электропитания нагревателя выводились на токосъемник. После выхода ротора на заданную частоту вращения включался нагрев термонагружающего участка и происходило термическое расширение материала этого участка лопатки. В результате создавалась дополнительная нагрузка на других несущих участках в подрезанном сечении лопатки, которая суммировалась с центробежной силой, что обеспечивало обрыв лопатки.

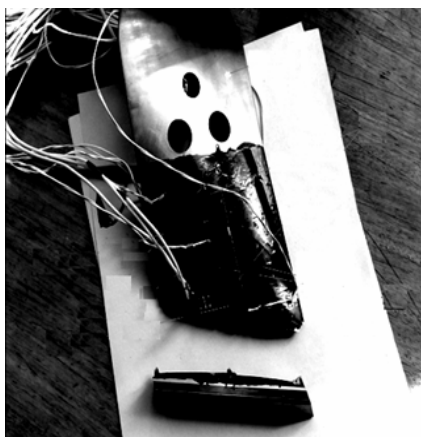


Рис. 1. Лопатка после обрыва (отверстия в профильной части лопатки были выполнены для обеспечения ее нагружения на испытательной машине)

Проведенное на испытательной машине экспериментальное исследование показало возможность управления обрывом лопатки предложенным способом. Однако выполнение парных прорезей в лопатке снижает ее жесткость, что может повлиять на контактное взаимодействие лопатки и корпуса.

В результате проведенных в данной работе исследований, выполненных доводочных и сертификационных испытаний, предложен способ управления обрывом роторной лопатки, который заключается в том, что техническое решение поставленной задачи достигается в результате снижения прочностных свойств материала лопатки и перераспределения напряжений за счет разогрева среднего участка предварительно ослабленного сечения [16]. Масса отделяющейся части лопатки при использовании этого способа не изменяется. Жесткость лопатки также сохраняется неизменной.

Схема доработки лопатки представлена на рис. 2.

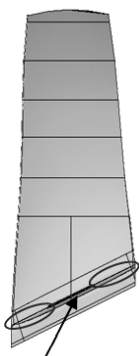


Рис. 2. Подрезанное сечение лопатки

Неподрезанными остаются участки у входной и выходной кромок и участок в середине ослабленного сечения. Для обрыва роторной лопатки на требуемой частоте вращения в заданном сечении это сечение ослабляется до получения запаса прочности по силе $n \approx 1,5 - 1,6$. Для создания условий разрушения лопатки осуществляется управляемое перераспределение напряжений от действия центробежных сил на участках ослабленного сечения путем разогрева среднего участка этого сечения.

Расчетное проектирование доработки лопатки под управляемый обрыв осуществлялось с использо-

ванием метода конечных элементов и коммерческого программного комплекса ANSYS. При построении сетки использовались 20 узловые призматические конечные элементы и 10 узловые элементы тетраэдр. Общее количество элементов – 160519, узлов – 245870.

Проверки предлагаемого способа управления обрывом рабочей лопатки проводились на испытательной машине и на разгонном стенде при испытаниях корпуса вентилятора на непробиваемость. Для проведения испытаний на испытательной машине были подготовлены три лопатки. Каждая лопатка устанавливалась в захватах и нагружалась растягивающей нагрузкой 13000 кГ, имитирующей центробежную силу при заданной частоте вращения ротора. Далее включалось питание электронагревателя. Во время разогрева среднего участка, температура которого контролировалась с помощью термопары, растягивающая нагрузка, имитирующая действие центробежной силы, поддерживалась постоянной. Обрыв трех испытанных лопаток происходил при достижении температуры на наружной поверхности среднего участка равной 300, 350 и 380 °С соответственно. Фотография одной из разрушенных лопаток представлена на рис. 3.

Описанный выше метод управления обрывом лопатки был использован при испытаниях на непробиваемость корпуса вентилятора на разгонном стенде.

Использованный в этой работе разгонный стенд предназначен для разгонных и циклических испытаний роторов ГТД в поле центробежных сил с имитацией реальных условий нагружения по частоте вращения и температурному состоянию.

Существующая конструкция стенда позволяет проводить испытания объектов при следующих условиях: максимальная частота вращения – 30000 об/мин; максимальная мощность электропривода – 730 кВт; максимальная температура диска – 800 °С; давление остаточного воздуха в вакуумной бронеканере – 0,08 атм; максимальный диаметр объекта испытаний – 2,2 м; масса объекта испытаний – до 1500 кг.

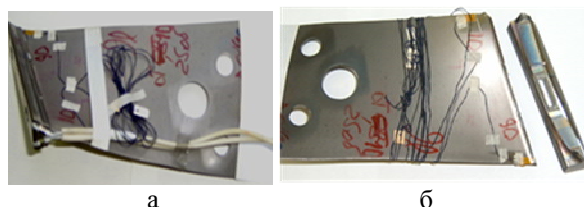


Рис. 3. Лопатка до (а) и после (б) испытания. Отверстия в профильной части лопатки были выполнены для обеспечения возможности ее нагружения на испытательной машине

На рабочем колесе вентилятора были установлены штатные лопатки и одна лопатка с ослабленным

сечением и устройством для ее обрыва. Обрываемая лопатка после установки нагревателя в выполненный в ней паз окрашивалась по специальной схеме. По другой специальной схеме окрашивалась и последующая лопатка. Отбалансированный ротор и корпус вентилятора, препарированный тензодатчиками и термопарами, были установлены в разгонной камере. Вокруг корпуса был смонтирован тонкий цилиндрический контрольный экран (изготовленный из алюминиевой фольги) для подтверждения отсутствия нелокализованных в корпусе фрагментов лопатки, обладающих высокой кинетической энергией.

Фотография установленного вентилятора в сборе в вакуумной камере разгонного стенда представлена на рис. 4. После выхода на заданную частоту вращения был включен нагреватель лопатки. Частота вращения поддерживалась постоянной с точностью ± 5 об/мин.



Рис. 4. Корпус вентилятора с рабочим колесом перед испытаниями

По достижении температуры на поверхности среднего участка ослабленного сечения 190°C произошел обрыв лопатки.

Фотографии ступени и корпуса вентилятора после испытаний показаны на рис. 5.

В результате осмотра объекта испытаний были обнаружены повреждения корпуса вентилятора в виде двух трещин и выпучивания. В контрольном экране следов вылета лопатки не обнаружено. Из полученных результатов следует, что оборвавшаяся лопатка удержана защитным корпусом.

Предлагаемый метод управления обрывом лопатки с использованием локального разогрева участка разрушаемого сечения может применяться при организации обрыва лопатки по первому пазу хвостовика замкового соединения, в том числе при ис-



Рис. 5. Корпус вентилятора с рабочим колесом после испытаний

пользовании замкового соединения «елочного типа». Метод может использоваться для организации обрыва лопатки с непрямолинейным хвостовиком.

Заключение

Рассмотрены известные методы обрыва лопатки при испытаниях на непробиваемость корпуса двигателя. Выявлены недостатки этих методов. Предложен оригинальный, недорогой и эффективный метод дополнительного нагружения сечения, по которому осуществляется обрыв лопатки турбомашин. При использовании этого метода обеспечивается надежный управляемый обрыв лопатки в требуемом сечении на заданной частоте вращения без использования взрыва при проведении испытаний корпусов на непробиваемость.

Литература

1. Москвитин, О.А. Пространственное моделирование процесса пробивания корпусных элементов двигателя оборвавшимися деталями [Текст] / О.А. Москвитин, Б.Ф. Шорр // Тез. докл. XXVIII Междунар. НТС по проблемам прочности двигателей. – М., 2002. – С. 60-61.
2. Богуслаев, В.А. Прочность деталей ГТД [Текст] / В.А. Богуслаев, В.Б. Жуков, В.К. Яценко. – Запорожье: Мотор Сич, – Д.Г. 2003. – С. 528.
3. Ануров, Ю.М. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и силовых установок [Текст] / Ю.М. Ануров, Д.Г. Федорченко. – СПб.: СПбГПУ, 2004. – С. 292-297.
4. Жуков, В.Б. Расчет корпусов на непробиваемость [Текст] / В.Б. Жуков, С.И. Хоменко, А.В. Шереметьев // Вестник двигателестроения. – 2004. – № 1. – С. 56-59.
5. Nasr M.N.A. A design methodology for fan blade-off based on structural failure [Текст] / M.N.A. Nasr, T.A. Moffat // ISABE. Paper – No. 2009-1103, 2009.
6. Лепешикин, А.Р. Расчетно-экспериментальные исследования управления обрывом моделей лопаток для обеспечения проверки корпусов на непробиваемость

[Текст] / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков // Вестник двигателестроения. – 2008. – № 3. – С. 124-129.

7. Баженов, В.Г. Универсальный разгонный стенд для повторно-статических испытаний крупногабаритных элементов ротора [Текст] / В.Г. Баженов, Ю.И. Тростенюк, В.К. Захаров // Проблемы прочности. – 1988. – №9. – С. 114-116.

8. BR715 clears last certification hurdle before 717 flight // Flight. 15-21/VII 1998. Vol. 154. No. 4634. – P. 12.

9. Пат. 2176389 Российская Федерация, МПК G01M7/08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г.; заявитель и патентообладатель ЦИАМ. – № 99121433/28 ; заявл. 11.10.1999; опубл.: 27.11.2001, Бюл. № 33.

10. Пат. 2207534 Российская Федерация, МПК G01M7/08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации /

А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков; заявитель и патентообладатель ЦИАМ. – № 2001135486/28; заявл. 28.12.2001; опубл.: 27.06.2003, Бюл. № 18.

11. Пат. 2301979 Российская Федерация, МПК G01M7/08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, Б.А. Балугев, А.В. Першин; заявитель и патентообладатель ЦИАМ. – № 2006103289/28; заявл. 07.02.2006; опубл.: 27.06.2007, Бюл. № 18.

12. Лепешкин, А.Р. Метод термоуправляемого обрыва лопаток рабочих колес ГТД при испытаниях конструкций и корпусов на непробиваемость [Текст] / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 4/20. – С. 77-82.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник отдела А.Н. Петухов, ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва.

МЕТОДИ УПРАВЛІННЯ ОБРИВОМ ЛОПАТОК РОБОЧИХ КОЛІС ПРИ ВИПРОБУВАННЯХ КОРПУСІВ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ НА НЕПРОБІВАЄМІСТЬ

О.Р. Лепешкін, М.Г. Бичков, П.О. Ваганов

Розглянуті відомі методи обриву лопатки при випробуваннях на непробиваємість корпусів авіаційних двигунів. Виявлені недоліки цих методів. Запропонований недорогий і ефективний метод додаткового вантаження перетину, по якому здійснюється обрив лопатки. Метод обриву лопатки полягає в перерозподілі напруги в заданому перетині лопатки при додатковому її термічному вантаженні і в забезпеченні квазікрихкого руйнування лопатки по вказаному її перетину на заданій частоті обертання ротора. Проведено розрахункове моделювання керованого обриву лопатки. При використанні цього методу забезпечується надійний керований обрив лопатки в необхідному перетині на заданій частоті обертання без використання вибуху. Запропонований метод термоуправління обривом лопатки був використаний при проведенні випробувань на непробиваємість корпусу вентилятора авіаційного двигуна на розгінному стенді.

Ключові слова: лопатка, корпус, випробування, метод, обрив, напруга, розгінний стенд.

CONTROL BREAKAGE METHODS OF WORKING WHEEL BLADES AT TESTS CONTAINMENT CASINGS OF AVIATION ENGINES

A.R. Lepeshkin, N.G. Bychkov, P.A. Vaganov

The known breakage methods of blade are considered at tests containment casings of the aviation engines. The lacks of these methods are revealed. The inexpensive and effective method of additional loading section is offered. The method of blade breakage consists in redistribution of stresses in the set section of blade at additional thermal loading and in maintenance of quasi-fragile destruction of blade on specified section on the set frequency of rotation of a rotor. The calculated modelling of control breakage of blade is carried out. At use of this method the reliable control blade breakage in demanded section on the set frequency of rotation without use of explosion is provided. The offered method of thermal control breakage of blade has been used at carrying out of test containment fan casing of the aviation engine on the spin rig.

Key words: blade, casing, test, method, breakage, stresses, spin rig.

Лепешкин Александр Роальдович – чл.-корр. АЭН РФ, д-р техн. наук, проф., начальник сектора ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepehkin@rtc.ciam.ru.

Бычков Николай Григорьевич – канд. техн. наук, начальник сектора ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepehkin@rtc.ciam.ru.

Ваганов Петр Алексеевич – инженер ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepehkin@rtc.ciam.ru.

УДК 536.24

Ю.А. СКОБ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ЧИСЛЕННАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ УСТРОЙСТВ СНИЖЕНИЯ ИЗБЫТОЧНОГО ДАВЛЕНИЯ ПРИ ВЗРЫВЕ ВОДОРОДА

Рассматриваются физические процессы взрыва облака водорода, которое образуется в результате мгновенного разрушения баллона высокого давления на заправочной станции. Для моделирования процессов формирования водородо-воздушной смеси и ее сгорания используется трехмерная модель мгновенного взрыва газовой смеси на базе уравнений движения Эйлера, дополненных законами сохранения компонентов смеси, которые решаются методом Годунова. Для снижения влияния эффектов избыточного давления в ударной волне на окружающее пространство предлагается использовать ряд защитных мероприятий различной конструкции. Оценка эффективности устройств проводится с помощью контроля изменения избыточного давления в нескольких критических точках. Для снижения нагрузки на конструкции защитных устройств также предлагается ряд конструктивных мероприятий.

Ключевые слова: численное моделирование, ударная волна, избыточное давление, взрыв водорода.

Введение

Степень безопасности функционирования предприятий авиационной промышленности, на которых используется водород в качестве топлива или как элемент технологического процесса, зависит от надежной работы оборудования и эффективности мероприятий защиты обслуживающего персонала и окружающих построек от последствий чрезвычайных ситуаций, возникающих при сбоях в работе оборудования: утечках водорода на стыках трубопроводов, испарении при разливе жидкого водорода из танков хранения, крупномасштабных выбросах сжатого газообразного водорода при разрушении емкостей высокого давления [1]. Наиболее опасным сценарием развития аварийной ситуации является взрыв водородо-воздушного облака, формирование ударной волны, которая быстро распространяется от эпицентра взрыва и негативно воздействует на окружающую среду. Основным поражающим фактором при этом является максимальное избыточное давление во фронте ударной волны.

Эффективность защитных мероприятий обычно проверяется обычно путем натурных испытаний [2 – 4]. Однако непредсказуемый характер водорода, который объясняется такими свойствами как низкая плотность, высокая энергия сгорания и быстрый переход горения к детонации, требует замены дорогостоящего физического эксперимента компьютерной симуляцией на основе адекватных математических моделей рассматриваемых физических процессов выброса, рассеяния и взрыва водорода в атмосфере [5 – 13]. Современные компьютерные систе-

мы позволяют провести трехмерный анализ всех газодинамических параметров потока в расчетной области, которая содержит защитное мероприятие, и получить прогноз изменения избыточного давления в характерных контрольных точках пространства и сделать выводы об эффективности каждого защитного устройства.

1. Математическая модель и алгоритм расчета

Для сравнительного вычислительного эксперимента, позволяющего оценить эффективность защитных мероприятий от избыточного давления ударной взрывной волны, использовалась математическая модель мгновенного взрыва водородо-воздушной смеси [10 – 12]. Предполагается, что основным фактором, влияющим на рассматриваемые физические процессы, является конвективный перенос массы, импульса и энергии. Поэтому, достаточно использовать упрощенные уравнения Навье-Стокса, которые получены отбрасыванием вязких членов в уравнениях движения смеси (Эйлеров подход с источниковыми членами) [11].

Расчетная область представляет собой параллелепипед, который расположен в правой декартовой системе координат (рис. 1) и разбит на пространственные ячейки, размеры которых определяются масштабом характерных особенностей области (шероховатостью поверхностей, габаритами объектов).

Согласно используемой модели взрыва предполагается, что глобальная мгновенная химическая реакция имеет место во всех элементарных объемах вычисли-

тельных ячеек, где концентрация водорода находится в пределах воспламенения ($Q_{\min} \leq Q \leq Q_{\max}$). Это значит, что параметры двух-компонентной смеси (воздух и горючее) в контрольных объемах мгновенно приобретают новые значения соответствующих параметров трех-компонентной смеси (воздух, продукты сгорания и остатки горючего). Предполагается, что фронт пламени распространяется с бесконечно большой скоростью [12].

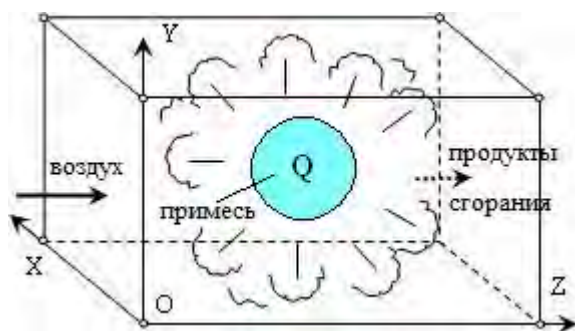


Рис. 1. Компьютерная модель взрыва облака водорода с концентрацией Q

Компьютерное решение системы фундаментальных уравнений газовой динамики для смеси, дополненной законами сохранения массы примесей в интегральной форме, получено явным методом Годунова [14]. Для аппроксимации уравнений Эйлера используется конечно-разностная схема первого порядка. Центральные разности второго порядка используются для диффузионных источников членов в уравнениях сохранения примесей. Простая интерполяция давления применяется в вертикальном направлении. Метод Годунова характеризуется робастным алгоритмом, устойчивым к большим возмущениям параметров потока (например, давления), что позволяет получать решение при моделировании крупно-масштабных взрывов газовых смесей.

Математическая модель была верифицирована относительно экспериментальных данных лаборатории Fraunhofer ICT для взрыва водорода и взрыва пропана [13].

Для анализа формирования облака водорода, его взрыва и рассеяния продуктов сгорания в атмосфере, а также для прогноза изменения избыточного давления в контрольных точках расчетной области для оценки эффективности защитных мероприятий использовалась компьютерная система «Expert-2» (Научный Центр Оценки Риска «Rizikon»).

2. Расчет взрыва облака водорода

Рассматривается типичная станция для заправки водородом транспортных средств [1]. Станция

содержит криогенную емкость для хранения жидкого водорода ($5,7 \text{ м}^3$), которая снабжает цилиндры высокого давления ($6500 \text{ psi} = 44,8 \text{ МПа}$) для хранения сжатого газообразного водорода, предназначенного для заправки. Объем каждого цилиндра составляет $0,51 \text{ м}^3$.

Предположим, что один из раздаточных цилиндров высокого давления мгновенно разрушается, что приводит к выбросу сжатого водорода, расширению его до атмосферного давления 101325 Па с подмешиванием чистого воздуха до образования полусферического стехиометрического облака радиусом 2 м у земли с температурой окружающей среды 293 К (рис. 2). Рассмотрим мгновенный взрыв сформировавшегося облака водорода с образованием в контрольном объеме продуктов сгорания со следующими параметрами: температурой 3450 К , давлением 901325 Па , молярной массой $0,02441 \text{ кг/моль}$ и коэффициентом адиабаты $1,24$.

Предполагается, что некоторые защитные мероприятия будут предусматривать расположение отдельных элементов ниже поверхности земли, поэтому часть расчетной области будет занимать слой земли (рис. 3) толщиной 2 м .

Для анализа эффективности защитных мероприятий избыточное давление контролировалось (по аналогии с работами [5, 7, 12, 13]) в нескольких критических точках у земли: P_0 – в непосредственной близости у защитного сооружения, P_1 и P_2 – на некотором удалении от него (рис. 2, 3). Кроме того, анализировалось максимальное избыточное давление на поверхности защитного сооружения со стороны взрыва для оценки максимальной нагрузки.

2.1. Отсутствие защитных устройств (случай 0)

Данный вариант расчета соответствует наиболее пессимистическому сценарию (рис. 2), когда контрольные точки максимально открыты воздействию ударной взрывной волны по сравнению с любыми другими вариантами защиты, что отражено на рис. 4 – 6.

Естественно, что избыточное давление для данного случая меньше других вариантов в контрольной точке P_0 , так как преграда отсутствует, но превышает другие значения в контрольных точках P_1 и P_2 из-за отсутствия защиты.

2.2. Применение сплошной защитной стены (случай 1)

Установка защитной сплошной бетонной стены шириной 10 м , толщиной $0,2 \text{ м}$ и высотой 2 м (рис. 2, 3) приводит к существенному перестроению потока (рис. 7).

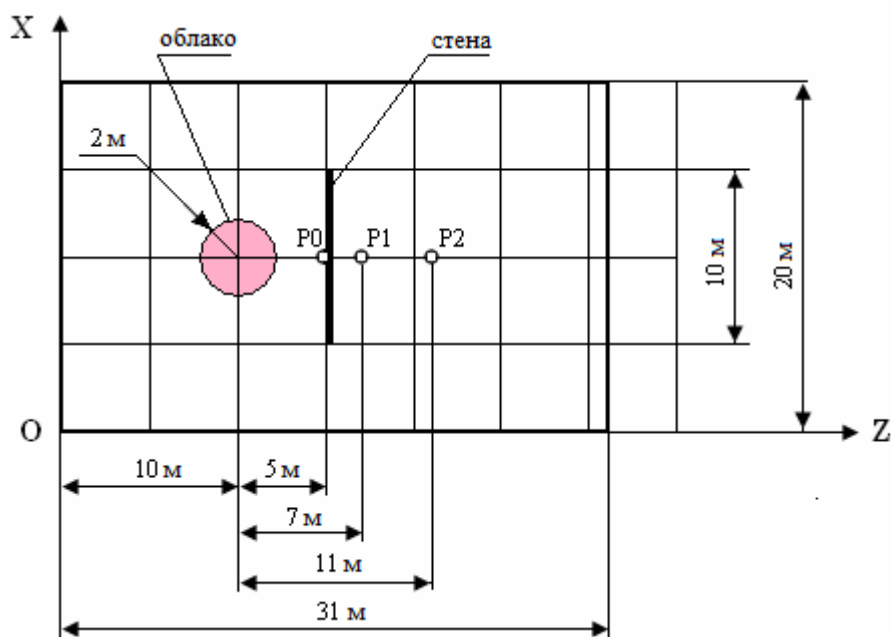


Рис. 2. Схема расположения облака водорода, защитного сооружения и контрольных точек

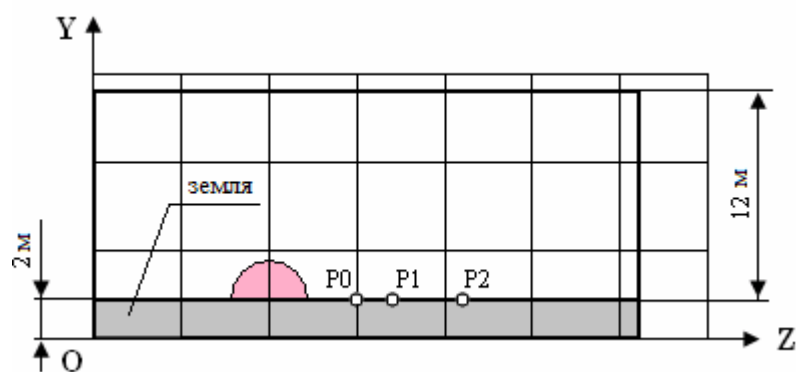
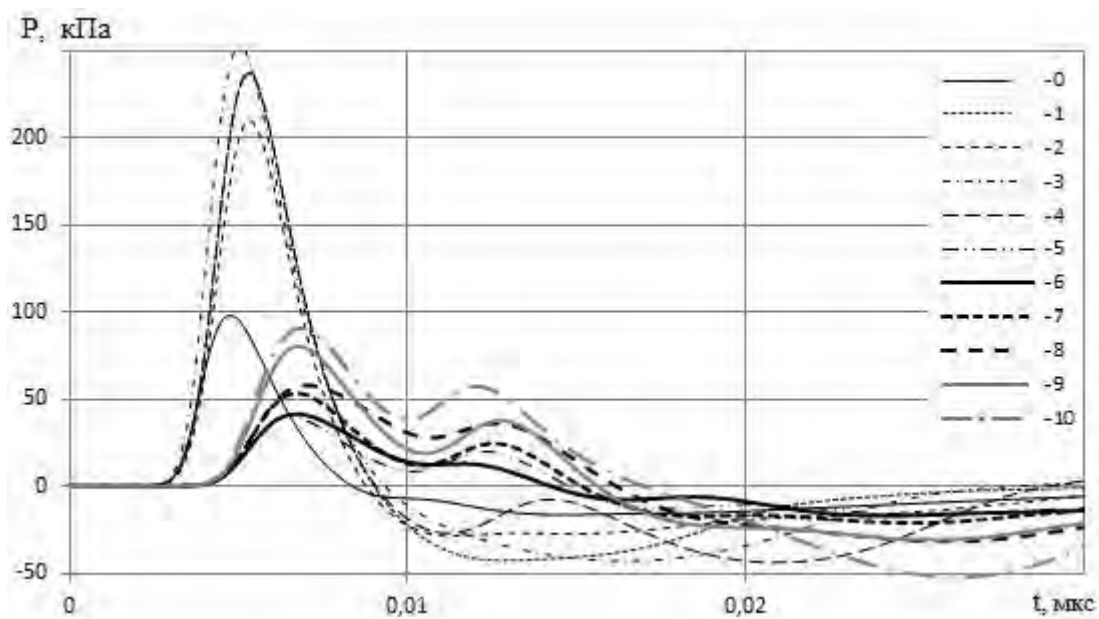


Рис. 3. Вертикальные геометрические характеристики расчетной области

Рис. 4. Изменение избыточного давления в контрольной точке P_0 (1-10 – варианты устройств)

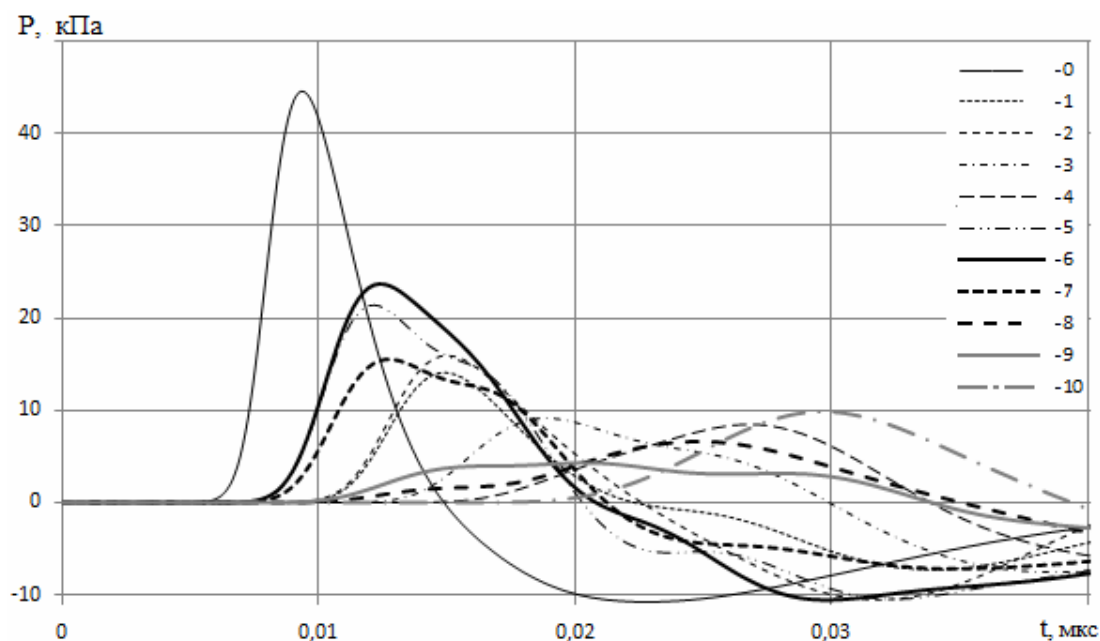


Рис. 5. Изменение избыточного давления в контрольной точке P1 (1-10 – варианты устройств)

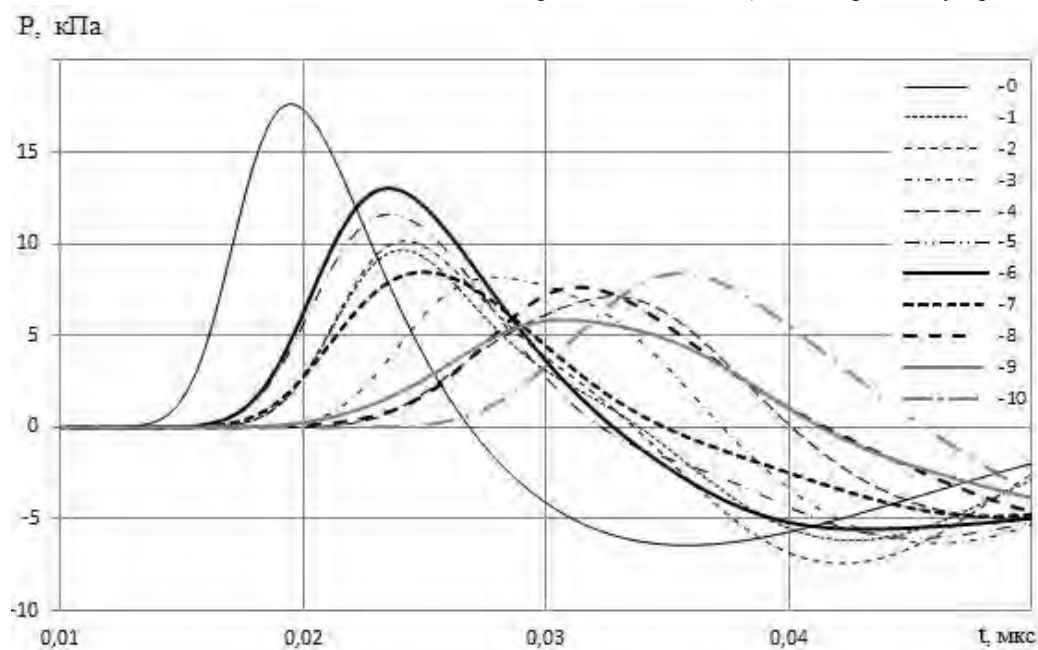


Рис. 6. Изменение избыточного давления в контрольной точке P2 (1-10 – варианты устройств)

Соответственно, существенно увеличивается избыточное давление перед стеной в точке P0, но при этом наблюдается его снижение в точках P1 и P2 – местах возможного расположения персонала (рис. 4 – 6). Распределение давления на поверхности стены свидетельствует о нагрузках, которые могут привести к образованию трещин [7] и разрушению стены (рис. 8).

Для снижения нагрузки на защитное сооружение необходимо предусмотреть некоторые конструктивные изменения, некоторые из которых рассматриваются в данной работе (случаи 2, 7 – 9).

2.3. Использование перепуска (случай 2)

Одним из мероприятий, которое позволяет уменьшить максимальное избыточное давление на стене, является перепускной канал шириной 0,6 м под стеной на глубину 1,2 м.

В данном случае наблюдается уменьшение пиковой нагрузки на стене (рис. 9) при незначительном влиянии на избыточное давление в контрольных точках P1 и P2 (рис. 5, 6).

Перепускной канал соединяет пространство с повышенным давлением перед стеной с пространством

за стеной, что вызывает перетекание под стеной и в какой-то степени снижает пиковую нагрузку на стену.

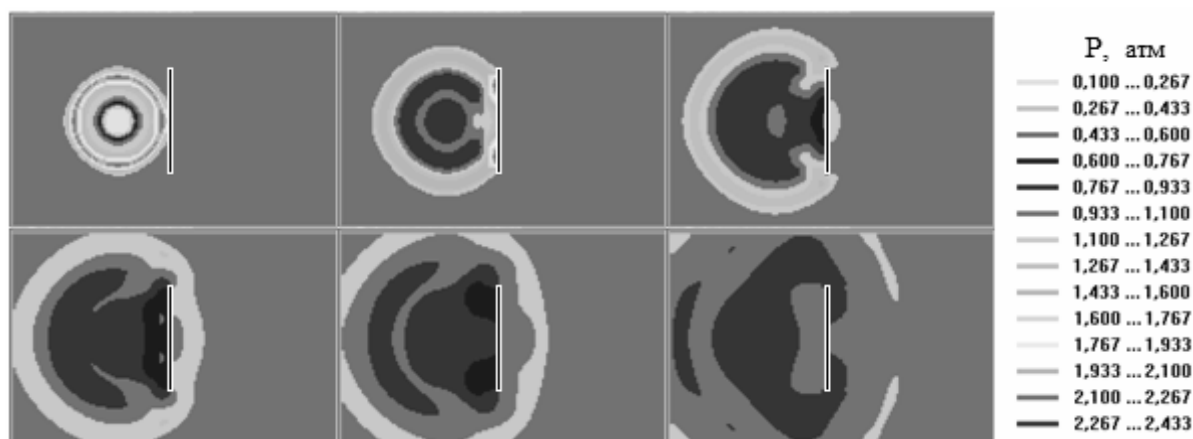


Рис. 7. Изменение давления в расчетной области у земли (случай 1) в моменты времени: 0,004 мкс; 0,008 мкс; 0,012 мкс; 0,016 мкс; 0,020 мкс; 0,028 мкс

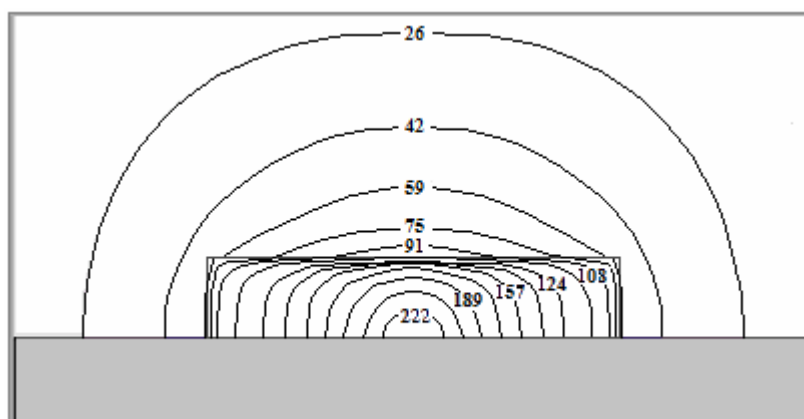


Рис. 8. Распределение максимального избыточного давления (кПа) в плоскости у поверхности стены

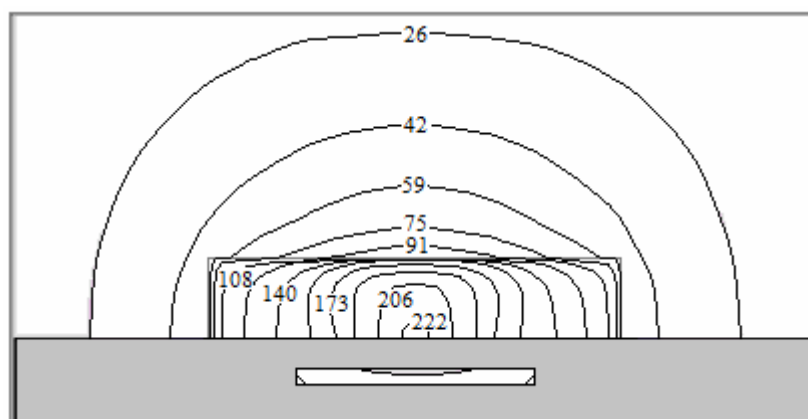


Рис. 9. Распределение максимального избыточного давления (кПа) у стены с каналом

2.4. Использование защитной стены большей высоты (случай 3)

Одним из определяющих факторов, влияющих на распределение давления в контрольных точках P1 и P2, является высота стены. Естественно, что увеличение высоты стены в данном случае до 3 м приводит к снижению пиковых избыточных давлений за стеной в отличие от случая 1 (рис. 5, 6). Поэтому данная высота была выбрана для остальных защитных устройств (случаи 7 – 10).

2.5. Использование Т-образной защитной стены (случай 4)

Эффективность защитной стены для случая 3 можно повысить, выполнив сверху козырек, выступающий на 1 м по обе стороны от стены (рис. 10).

По экспериментальным данным работы [7] это приводит к двукратному расширению потока на кромках козырька, что положительно сказывается на показателях избыточного давления в контрольных точках P1 и P2 (рис. 5, 6).

2.6. Использование углубления под эпицентром взрыва (случай 5)

Еще одним мероприятием по снижению давления в контрольных точках является углубление подпространства с облаком водорода по отношению к поверхности земли. Поместим облако в яму квадратной формы 3х3 м и высотой 2 м (рис. 11).

В процессе взрыва кромки ямы играют роль козырька на стенке, да и само углубление выполняет кумулятивную функцию, разгружая избыточное давление в вертикальном направлении, что благоприятно сказывается на поведении давления в контрольных точках (рис. 4 – 6).

2.7. Использование разгрузочных полостей в углублении под взрывом (случай 6)

Взрыв в углублении (случай 5) приводит к увеличению избыточного давления на стенках ямы, особенно в углах внизу. Снизить пиковые нагрузки в этих областях можно с помощью разгрузочных полостей по периметру ямы (рис. 12).

Такая конструкция углубления приводит к некоторой перестройке потока во время взрыва (рис. 13), хотя не существенно влияет на избыточное давление в контрольных точках (рис. 4 – 6).

2.8. Использование пакета столбиков шаблона 1 (случай 7)

Заслуживает внимание применение не только отдельных мероприятий, но и их комбинация. Дополним заглубление области взрыва (случай 5) и набором из четырех рядов столбиков квадратного сечения (0,2 х 0,2 м) высотой 3 м. Ряды столбиков отстоят друг от друга на расстоянии 0,2 м (рис. 14) и расположены за контрольной точкой P0 (вместо сплошной стены).

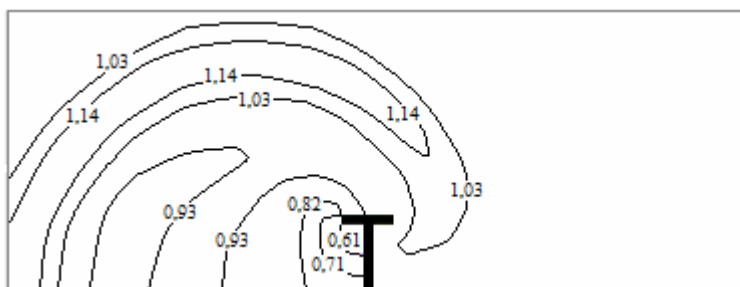


Рис. 10. Распределение давления (атм) в момент времени 0,0168 мкс после взрыва (случай 4)

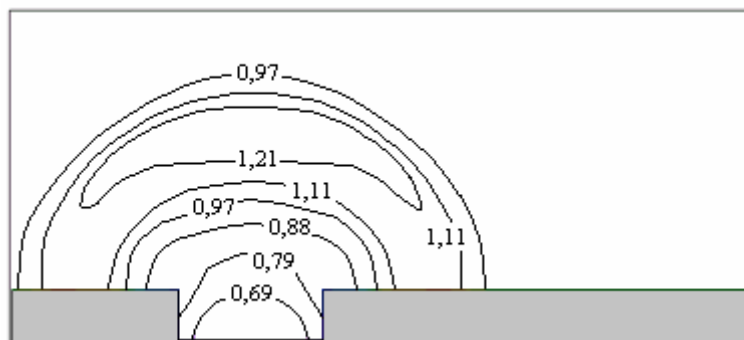


Рис. 11. Распределение давления (атм) в момент времени 0,0157 мкс после взрыва (случай 5)

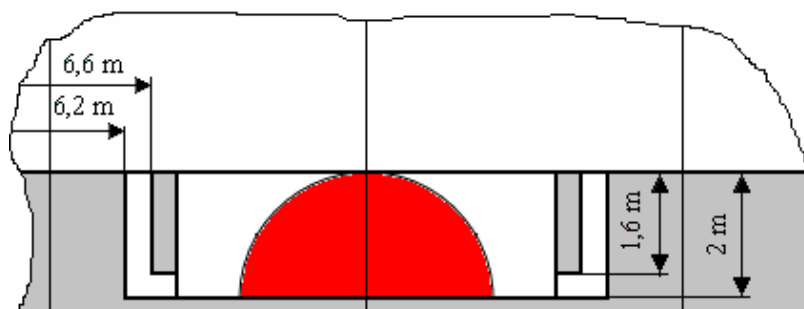


Рис. 12. Характерные размеры разгрузочных полостей (случай 6)

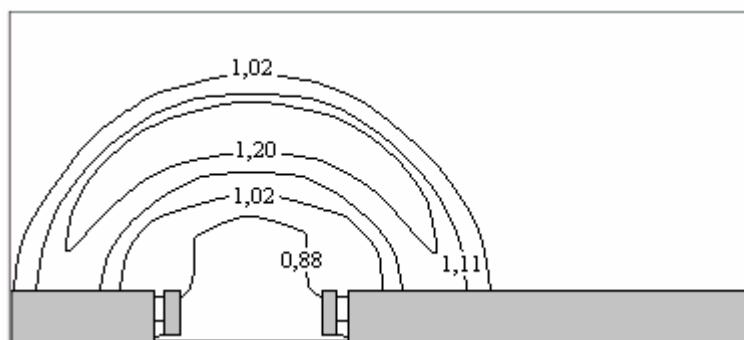


Рис. 13. Распределение давления (атм) в момент времени 0,0158 мкс после взрыва (случай 6)

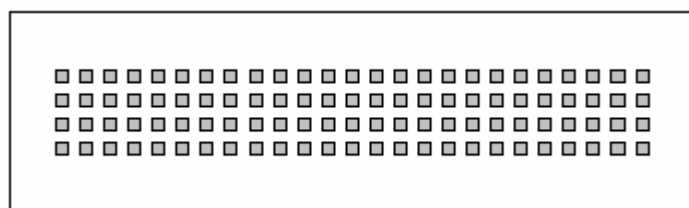


Рис. 14. Шаблон 1 расположения столбиков (случай 7)

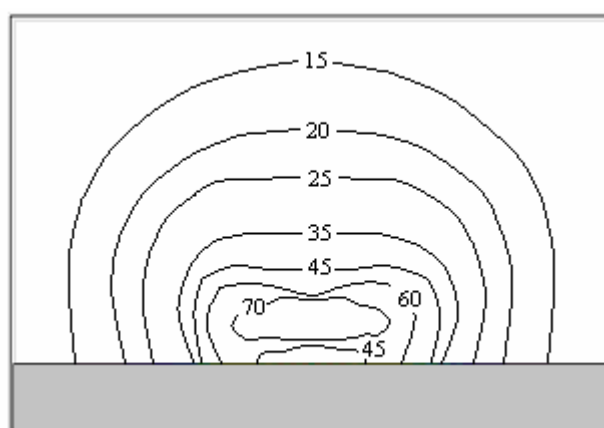


Рис. 15. Распределение максимального давления (кПа) на поверхности у преграды (случай 7)

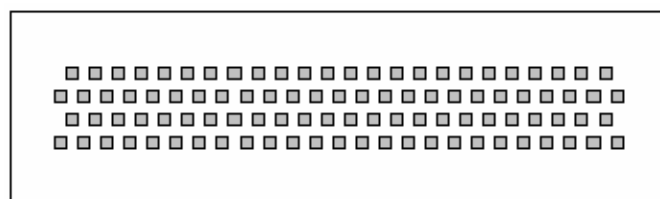


Рис. 16. Шаблон 1 расположения столбиков (случай 8)

Такая конструкция приводит к частичной потере интенсивности ударной волны в процессе многократного отражении от столбиков (рис. 15) и позволяет снизить нагрузку на препятствие.

2.9. Использование пакета столбиков шаблона 2 (случай 8)

Конструкцию устройства для случая 7 изменим, расположив столбики по шаблону 2 (рис. 16).

Теперь конструкция приводит к большей степени рассеяния ударной волны в процессе прохождения междустолбиками (рис. 17) и позволяет снизить нагрузку на препятствие.

2.10. Применение перфорированной стены (случай 9)

Сплошная стена случая 3 дает хорошую защиту, но приводит к чрезмерной нагрузке на поверхность препятствия.

Выполнение несплошной конструкции снижает данную нагрузку.

Выполним преграду из двух бетонных стен (как в случае 3), которые отстоят друг от друга на 0,4 м, и перфорированы рядами отверстий квадратного сечения 0,2 x 0,2 м. Причем отверстиям на одной стене соответствуют сплошные участки другой стены (рис. 18).

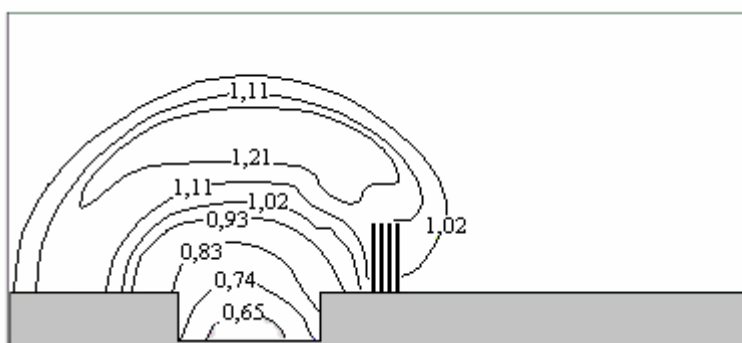


Рис. 17. Распределение давления (атм) в момент времени 0,0158 мкс после взрыва (случай 8)

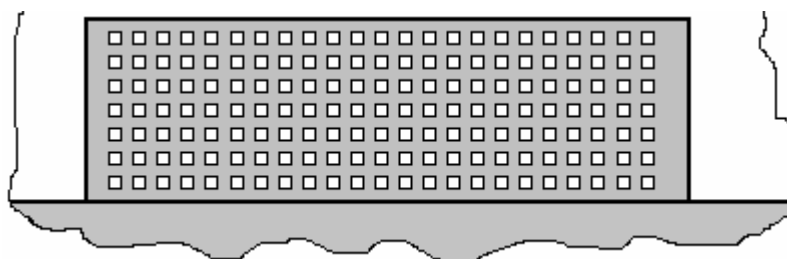


Рис. 18. Шаблон перфорации стены (случай 9)

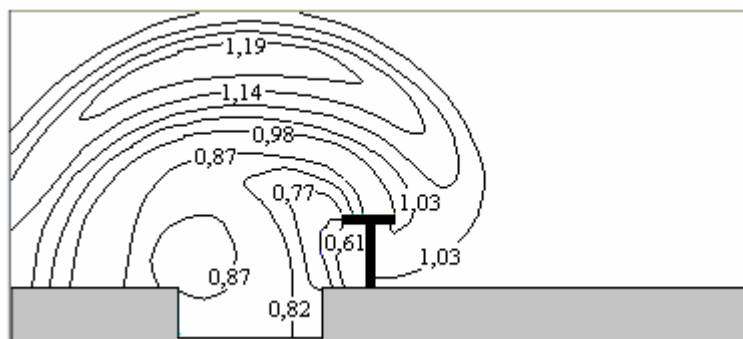


Рис. 19. Распределение давления (атм) в момент времени 0,023 мкс после взрыва (случай 10)

Теперь конструкция приводит к комбинированному эффекту: частичной разгрузке препятствия за счет рассеяния ударной волны в процессе прохождения в отверстия на стенах и позволяет эффективно преградить путь ударной волне к контрольным точкам за преградой (рис. 4 – 6).

2.11. Применение углубления в комбинации с Т-образной стеной (случай 10)

Т-образная сплошная стена (случай 4) и заглабления зоны взрыва (случай 5) дают одну из лучших защит от воздействия избыточного давления при прохождении взрывной ударной волны через контрольные точки P1 и P2. Поэтому использование комбинации этих устройств тоже должно давать эффективную защиту (рис. 5, 6). Присутствие этих устройств радикально влияет на ударную волну и приводит к перестройке потока (рис. 19).

Заключение

Рассмотрены физические процессы взрыва полусферического облака водорода, которое образуется в результате мгновенного разрушения баллона высокого давления на заправочной станции. Используется трехмерная модель мгновенного взрыва газовой смеси на базе уравнений Эйлера, которые решаются методом Годунова.

Проведен сравнительный анализ эффективности различных мероприятий (сплошная стена различной конфигурации, пакет перфорированных стен, наборы столбиков двух шаблонов, заглабление области взрыва, разгрузочные полости под стеной и в заглабленной зоне взрыва), которые защищают от последствий воздействия избыточного давления ударной волны.

На основании контроля изменения избыточного давления в критических точках и сравнительного анализа трехмерных картин максимальных избыточных давлений в расчетной области можно сделать выводы о том, что наиболее эффективными средствами защиты являются преграды в виде сплошной Т-образной стены, пакета из нескольких рядов столбцов шаблона 2, пакета из двух рядом стоящих перфорированных стен в комбинации с заглаблением зоны взрыва ниже поверхности земли. Для снижения нагрузки на поверхности защитных препятствий можно рекомендовать разгрузочные каналы под устройством, соединяющие зоны до и после препятствия и перфорацию преград набором отверстий. Применение таких устройств позволяет повысить уровень безопасности функционирования обслуживающего персонала и оборудования предприятия, использующего водород.

Литература

1. *Safety and Security Analysis [Текст]: Investigative Report by NASA on Proposed EPA Hydrogen-Powered Vehicle Fueling Station / Assessment and Standards Division Office of Transportation and Air Quality U.S. Environment Protection Agency, EPA420-R-04-016 October 2004. – 45 p.*
2. *Schneider, H. Large Scale Experiments: Deflagration and Deflagration to Detonation within a partial Confinement similar to a lane [Электронный ресурс] / H. Schneider // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/120018.pdf> – 3.06.2011 г.*
3. *Experimental study on hydrogen explosions in a full-scale hydrogen filling station model [Электронный ресурс] / T. Tanaka, T. Azuma, J.A. Evans, P.M. Cronin [etc.] // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/120036.pdf> – 3.06.2011 г.*
4. *Keßler, A. Hydrogen detection: visualization of hydrogen using noninvasive optical schlieren technique BOS [Электронный ресурс] / A. Keßler, W. Ehrhardt, G. Lang // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/110127.Pdf> – 3.06.2011 г.*
5. *Gallego, E. An Intercomparison Exercise on the Capabilities of CFD Models to Predict Deflagration of a Large-Scale H₂-Air Mixture in Open Atmosphere [Электронный ресурс] / E. Gallego, J. Garcia, E. Migoia, A. Crespo [etc.] // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/120003.pdf> – 3.06.2011 г.*
6. *Breitung, W. Analysis methodology for hydrogen behaviour in accident scenarios [Электронный ресурс] / W. Breitung // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/120009.pdf> – 3.06.2011 г.*
7. *Nozu, T. Numerical Simulation of Hydrogen Explosion Tests with a Barrier Wall for Blast Mitigation [Электронный ресурс] / T. Nozu, R. Tanaka, T. Ogawa, K. Hibi [etc.] // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/130028.pdf> – 3.06.2011 г.*
8. *Takeno, K. Phenomena of Dispersion and Explosion of High Pressurized Hydrogen [Электронный ресурс] / K. Takeno, K. Okabayashi, T. Ichinose, A. Kouchi [etc.] // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/100044.pdf> – 3.06.2011 г.*
9. *Dorofeev, S.B. Evaluation of safety distances related to unconfined hydrogen explosions [Электронный ресурс] / S.B. Dorofeev // 1-st International Con-*

ference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/100129.pdf> – 3.06.2011 г.

10. Hansen, O.R. Validation of FLACS-hydrogen CFD consequence prediction model against large scale H₂ explosion experiments in the flame facility [Электронный ресурс] / O.R. Hansen, J. Renoult, M.P. Sherman, S.R. Tieszen // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/120075.pdf> – 3.06.2011 г.

11. Granovskiy, E.A. Numerical Modeling of Hydrogen Release, Mixture u Dispersion in Atmosphere [Электронный ресурс] / E.A. Granovskiy, V.A. Lyfar, Yu.A. Skob, M.L. Ugryumov // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – 10 p. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/110021.pdf> – 3.06.2011 г.

12. Granovskiy, E.A. Computational Modeling of Pressure Effects from Hydrogen Deflagrations [Элект-

ронный ресурс] / E.A. Granovskiy, V.A. Lyfar, Yu.A. Skob, M.L. Ugryumov // 2-nd International Conference on Hydrogen Safety. – San Sebastian (Spain). – 2007. – 15 p. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM); 12 см. – Систем. требования: Pentium ; 32 Mb RAM ; Windows XP ; Adobe Acrobat Reader 6.0. – Назва з контейнера.

13. Skob, Yu.A. Numerical Modeling of Hydrogen Deflagration Dynamics in Enclosed Space [Электронный ресурс] / Yu.A. Skob, M.L. Ugryumov, K.P. Korobchynskiy, V.V. Shentsov [etc.] // 3-d International Conference on Hydrogen Safety. – Ajaccio-Corsica (France). – 2009. – 12 p. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM); 12 см. – Систем. требования: Pentium ; 32 Mb RAM ; Windows XP ; Adobe Acrobat Reader 6.0. – Назва з контейнера.

14. Численное решение многомерных задач газовой динамики [Текст] / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко [и др.] – М.: Наука, 1976. – 400 с.

Поступила в редакцию 4.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры информатики М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЧИСЕЛЬНА ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСОБІВ ЗНИЖЕННЯ НАДЛИШКОВОГО ТИСКУ ПІД ЧАС ВИБУХУ ВОДНЮ

Ю.О. Скоб

Розглядаються фізичні процеси вибуху хмари водню, яка створюється в результаті миттєвого руйнування ємності високого тиску на паливній станції. Для моделювання процесів формування воднево-повітряної суміші та її згоряння використовуються тривимірна модель миттєвого вибуху газової суміші, що базується на рівняннях Ейлера з додаванням законів зберігання компонентів суміші і розв'язуються методом Годунова. Для зниження впливу ефектів надлишкового тиску в ударній хвилі на навколишній простір використовуються декілька захисних засобів різної конструкції. Оцінка ефективності засобів проводиться за допомогою контролю зміни надлишкового тиску в низці критичних точках. Для зниження навантаження на конструкції захисних засобів також пропонується низка конструктивних рішень.

Ключові слова: чисельне моделювання, ударна хвиля, надлишковий тиск, вибух водню.

EFFECTIVENESS EVALUATION OF FACILITIES PROTECTING FROM HYDROGEN-AIR EXPLOSION OVERPRESSURE

Y.A. Skob

Three-dimensional mathematical model of hydrogen release, dispersion and detonation is developed. The process is described by gas dynamics differential equations completed by conservation laws of mixture components. It is assumed that instantaneous explosion takes place in the volume where hydrogen concentration is between the ignition limits. The model takes into account turbulent diffusion and an influence of excess air ratio on combustion products parameters. Predicted detonation history and spatial overpressure distribution is used to estimate the effectiveness of different types of safety facilities mitigating negative effects of explosion of hydrogen released as a result of instantaneous destruction of high pressure cylinders at fueling station.

Key words: numerical modeling, shock wave, overpressure, hydrogen explosion

Скоб Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры информатики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: yuriy.skob@gmail.com.

УДК 621.3.032.21

Д.А. ВОРОНОВИЧ¹, А.А. ТАРАН¹, Н.Ю. ШИЦЕВАЛОВА²,
А.В. ЛЕВЧЕНКО², В.Б. ФИЛИППОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАНУ, УкраинаСПЕКТРАЛЬНЫЕ ($\lambda = 0,65$ мкм) ИЗЛУЧАТЕЛЬНЫЕ СПОСОБНОСТИ
МОНОКРИСТАЛЛОВ БОРИДОВ ЛЮТЕЦИЯ

Представлены экспериментальные данные о спектральных излучательных способностях монокристаллических образцов додекаборида лютеция трех кристаллографических направлений [100], [110], [111], тетраборида лютеция с направлением [001] и диборида лютеция с направлением [001] и их зависимости от температуры. С помощью методов растровой электронной микроскопии, микрозондового и рентгеновского анализов изучены структура и состав приповерхностных слоев этих монокристаллов до и после их нагрева, и установлена взаимосвязь между спектральным коэффициентом излучения и составом и структурой поверхности.

Ключевые слова: бориды лютеция, монокристалл, спектральная излучательная способность, фазовый состав, структура поверхности, истинная и яркостная температуры.

Введение

1. Постановка проблемы в общем виде
и ее связь с научно-практическими задачами

Для физики твердого тела крайне важным является знание теплофизических характеристик веществ, к которым относятся и излучательные способности материалов. Известно, что спектральная излучательная способность (спектральный коэффициент излучения) ε_λ определяет наряду с интегральной излучательной способностью ε_T энергетические затраты на нагрев эмиттера в катодно-подогревательном узле. Чем меньше ε_λ и ε_T , тем меньше энергетические затраты на нагрев катода. Кроме того, по известному значению ε_λ можно рассчитать истинную (термодинамическую) температуру T при измерении яркостной температуры T_y его поверхности [1].

Так, например, для получившего широкое распространение такого катодного материала, как гексаборид лантана LaB_6 , $\varepsilon_\lambda = 0,7$ ($\lambda = 0,65$ мкм) при $T = 1900$ К [2]. Такое значение ε_λ соответствует тому, что истинная температура превышает измеряемую яркостную температуру на 60 К.

Создание баз данных по излучательным способностям материалов и, в первую очередь, катодных материалов, перспективных для их использования в роли термоэмиттеров полых катодов электрических ракетных двигателей, представляет собой актуальную научно-практическую задачу.

2. Обзор публикаций
и формулировка нерешенных задач

Известно, что в бинарной системе лютеций – бор существует четыре индивидуальные фазы – диборид LuB_2 , тетраборид LuB_4 , додекаборид LuB_{12} и гектоборид лютеция LuB_{66} [3]. Спектральная излучательная способность в системе Lu – B ранее была измерена только на поликристаллических образцах LuB_{12} при $T = 1000$ К ($\varepsilon_\lambda = 0,7$) [4]. Сведения о значении ε_λ для монокристаллов LuB_{12} , LuB_4 и LuB_2 отсутствуют.

Цель работы – определение спектральных излучательных способностей ε_λ монокристаллов LuB_{12} , LuB_4 и LuB_2 и их температурных зависимостей в широком температурном диапазоне. В связи с тем, что при нагреве в вакууме имеют место фазовые переходы додекаборид лютеция $\rightarrow$ тетраборид лютеция, а тетраборид лютеция $\rightarrow$ диборид лютеция [5], в работе решались следующие задачи:

- измерение ε_λ исходных монокристаллов LuB_{12} , LuB_4 и LuB_2 ;
- определение ε_λ после нагрева монокристаллов и фазового перехода $\text{LuB}_{12} \rightarrow \text{LuB}_4$, $\text{LuB}_4 \rightarrow \text{LuB}_2$;
- исследование структуры и фазового состава поверхности после проведения измерений ε_λ для всех изученных монокристаллов в системе Lu – B, а также определение взаимосвязи структуры и состава со значениями ε_λ .

Результаты исследований и их обсуждение

1. Получение монокристаллов LuB_n ($n=2, 4, 12$) и методика проведения экспериментов

Исследуемые монокристаллы LuB_2 , LuB_4 и LuB_{12} были выращены методом бестигельной зонной плавки [6 – 10]. Получение монокристаллов LuB_{12} [100], [110], [111] с использованием ориентированных затравок детально описано в [10], монокристалл LuB_4 выращен по методу, описанному в [11] для YB_4 , а получение монокристалла LuB_2 представлено в [8].

Выращенные монокристаллы представляли собой цилиндрические слитки диаметром 5 – 6 мм и длиной до 40 мм с монокристалльным ядром и внешним кольцом (практически отсутствующим в случае LuB_{12} и LuB_4 и составляющим доли мм для LuB_2), которое состояло из крупных зерен, разориентированных относительно ядра.

Результаты рентгенофазового анализа (дифрактометр HZG-4A, Cu K_α -излучение с Ni фильтром либо Co K_α -излучение с Fe фильтром) от всей плоскости поперечного сечения кристаллов (отшлифованные пластинки, вырезанные перпендикулярно оси роста кристаллов) продемонстрировали как их однофазность, так и монокристалльность (единственность отражения, иногда сопровождающегося отражением 2-го порядка) (вставки на рис. 1, а – в). Дополнительные отражения в спектре LuB_2 (вставка на рис. 1, д) принадлежат зернам во внешнем кольце с другой ориентацией.

Для монокристаллов LuB_4 и LuB_{12} ориентация и степень структурного совершенства определялись по эпиграммам (рис. 2), полученным в сплошном излучении W (дифрактометр HZG-4A). У LuB_2 и LuB_4 в процессе спонтанного роста реализовывалось естественное направление [001], монокристаллы LuB_{12} [100], [110], [111] получены с использованием ориентированных затравок. Отсутствие расщепления пятен на эпиграммах свидетельствовало об отсутствии блоков с разориентацией, более чем несколько десятых градуса (точность метода). Структурное совершенство монокристаллов LuB_2 определялось только по дифрактограммам (вставка на рис. 1, д), так как из-за быстрой аморфизации поверхности эпиграммы были неинформативны.

Дислокационная структура исходных монокристаллов LuB_{12} изучалась с помощью электронного микроскопа ПЭМ-У методом тонких фольг. Плотность дислокаций оценивалась менее, чем в 10^6 см^{-2} .

Полученные монокристаллы были использованы для подготовки экспериментальных образцов LuB_{12} [100], [110], [111], LuB_4 [001] и LuB_2 [001] в

форме прямоугольных параллелепипедов с размерами $8 \times 2 \times 2 \text{ мм}^3$. Торцевые грани каждого образца были отшлифованы с помощью алмазных порошков; зернистость исходного равнялась 40 мкм, окончательная доводка была выполнена с помощью порошка с зернистостью 5/3 мкм.

На рис. 1 представлены электронно-микроскопические изображения торцевых граней исходных экспериментальных образцов, полученные с помощью сканирующего электронного микроскопа РЭМ-106; на вставках рис. 1 – соответствующие им дифрактограммы.

На одной из меньших граней электроэрозионным способом выполнено цилиндрическое отверстие диаметром 0,3 мм (отношение глубины отверстия к его диаметру не менее 7), которое выступало в качестве модели абсолютно черного тела для определения истинной температуры оптическим пирометром ЛОП-72 с использованием красного светофильтра ($\lambda = 0,65 \text{ мкм}$).

Исследуемые монокристаллы нагревались в вакуумной камере 3 (рис. 3) при непрерывной откачке магниторазрядным насосом НОРД-100 при давлении $p < 10^{-3} \text{ Па}$. При пропускании электрического тока через силовые токовводы 1 и нагреватель 4 (трубку из сплава $\text{Mo} - \text{Re}$) происходил нагрев образца 5 тепловым излучением.

Для уменьшения тепловых потерь образец и нагреватель были окружены экранами 8.

Во избежание протекания электрического тока по экранам последние были отделены изоляторами 2 от силовых токовводов 1. Температура образцов определялась с помощью пирометра через смотровое окно 7.

До измерения истинной и яркостной температур проводилось обезгаживание образцов и нагревательного элемента в течение 5 ч при постепенном увеличении температуры от комнатной до $T = (1200 \div 1250) \text{ К}$.

По измеренным яркостной T_λ и истинной T температурам рассчитывалась спектральная излучательная способность

$$\epsilon_\lambda = \exp \left\{ \frac{C}{\lambda} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_\lambda} \right) \right\},$$

где пирометрическая постоянная $C = 1,4388 \cdot 10^{-2} \text{ м} \cdot \text{К}$ [1], λ – длина волны излучения.

Относительная погрешность определения ϵ_λ не превышала 15 %.

На графиках $\epsilon_\lambda(T)$ рассчитанные значения спектральных излучательных способностей приведены в виде отдельных точек, а гладкие кривые на графиках $\epsilon_\lambda(T)$ являются полиномиальными аппроксимациями значений ϵ_λ (порядок полинома больше 2 и меньше 6).

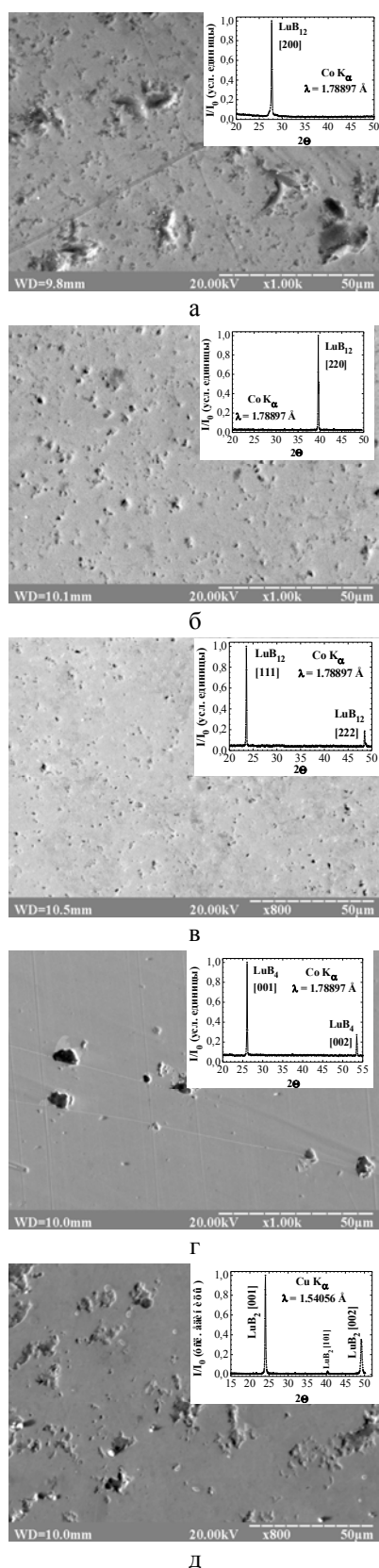


Рис. 1. Электронно-микроскопические изображения исходных торцевых поверхностей экспериментальных образцов и соответствующие им дифрактограммы: а – LuB_{12} (100), б – LuB_{12} (110), в – LuB_{12} (111), г – LuB_4 (001), д – LuB_2 (001)

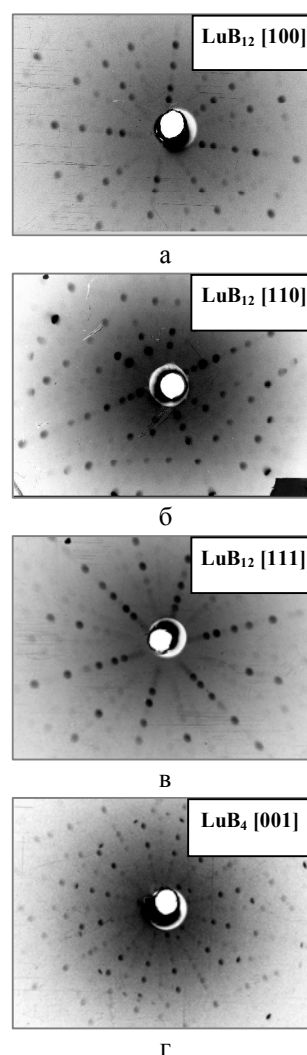


Рис. 2. Эпиграммы исходных монокристаллов: а – LuB_{12} [100], б – LuB_{12} [110], в – LuB_{12} [111], г – LuB_4 [001]

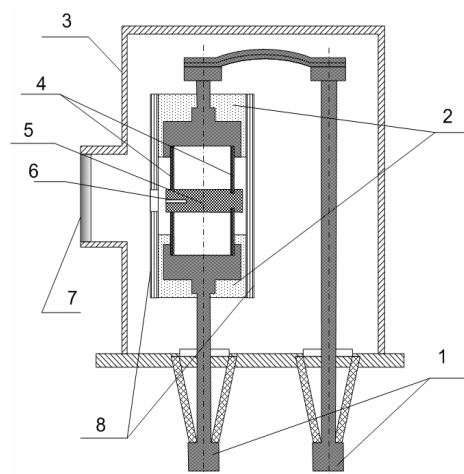


Рис. 3. Схема стенда для определения излучательной способности материалов: 1 – силовые токовводы, 2 – изоляторы, 3 – вакуумная камера, 4 – нагреватель, 5 – исследуемый образец, 6 – отверстие, моделирующее абсолютно черное тело, 7 – смотровое окно, 8 – экраны

2. Экспериментальные результаты и их обсуждение

Рассмотрим вначале результаты по измерению ε_λ монокристаллов LuB_{12} [100], [110] и [111] (рис. 4). Исследования ε_λ LuB_{12} проводились в температурном диапазоне от 1220 до 1830 К в течение 6 – 8 ч.

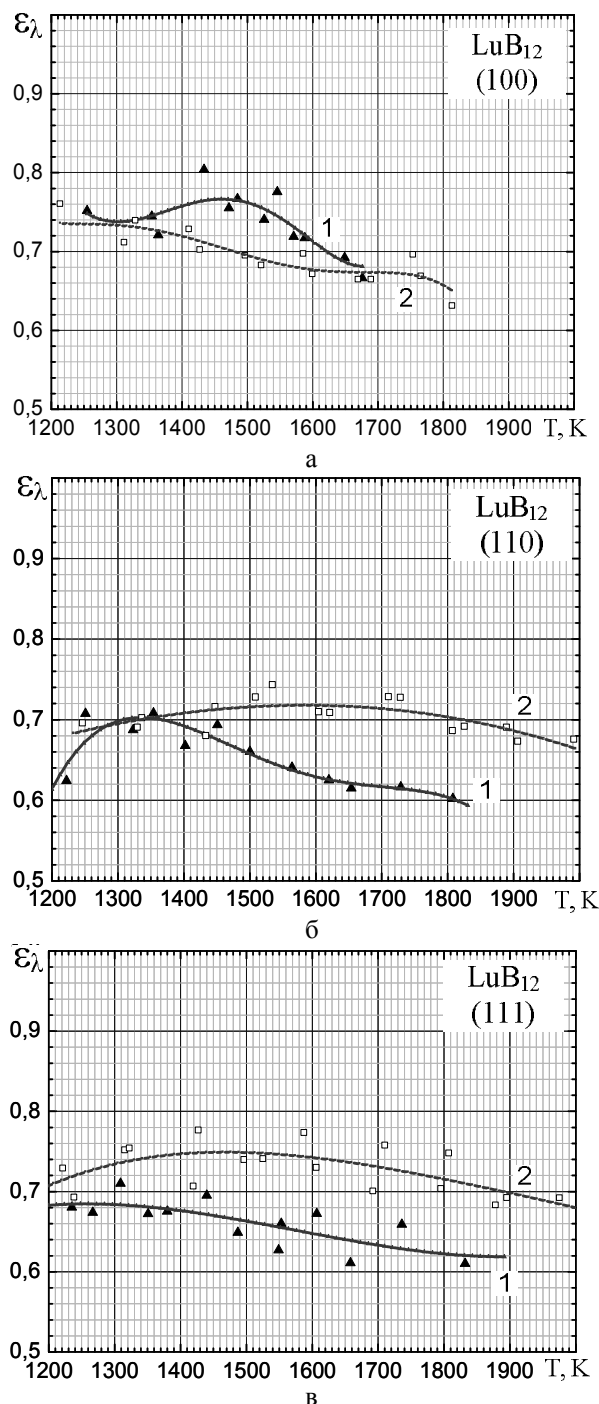


Рис. 4. Температурные зависимости спектральных излучательных способностей монокристаллов LuB_{12} :
а – (100), б – (110), в – (111);
1 – до отжига,
2 – после отжига

Как видно из рис. 4 (кривые 1), максимальными значениями ε_λ среди образцов LuB_{12} характеризуется грань (100) (ε_λ находится в пределах значений от 0,66 до 0,76, снижаясь с ростом температуры). Значения ε_λ граней (110) и (111) приблизительно равны и меньше значений ε_λ LuB_{12} (100).

В дальнейшем проводился отжиг экспериментальных образцов LuB_{12} . Время и температура отжига были различными для разных граней: для (100) – $T = 1550$ К, $t = 10$ ч; для (110) и (111) – $T = 1900$ К, $t = 40$ ч.

Как и ожидалось, из-за преобладающего испарения бора с рабочей поверхности произошло изменение фазового состава приповерхностного слоя монокристаллических образцов LuB_{12} [5]: додекаборид трансформировался в тетраборид лютетия, причем приповерхностный слой представляет собой текстурированный поликристалл с преимущественной ориентацией [001] (рис. 5).

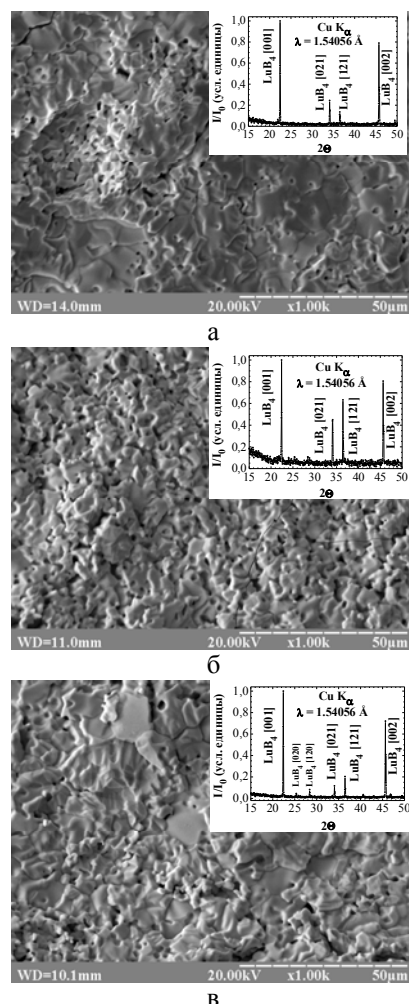


Рис. 5. Электронно-микроскопические изображения торцевых поверхностей экспериментальных образцов LuB_{12} после проведенных измерений и соответствующие им дифрактограммы:
а – (100), б – (110), в – (111)

Измеренные значения ε_λ исходных монокристаллов LuB_{12} , после отжига трансформировавшихся в LuB_4 (001), представлены на рис. 4 (кривые 2). При этом значения ε_λ исходного LuB_{12} (100) после отжига уменьшились, а для (110) и (111) – увеличились. Это различие в значениях ε_λ обусловлено, в первую очередь, различием в микроскопической структуре поверхностей, образовавшегося LuB_4 : поверхность торцов, полученных в результате отжига LuB_{12} (110) и (111), является более неоднородной, чем поверхность, полученная после отжига LuB_{12} (100) (рис. 5). Эта неоднородность проявляется в наличии больших выступов и впадин, а также большего количества микропор на поверхности, т. е. кораллоподобной структурой (рис. 5 б, в). Данное предположение полностью соответствует тому, что шероховатые поверхности материалов характеризуются большими значениями ε_λ по сравнению с гладкими [12].

Так как приповерхностный слой LuB_{12} перестраивается преимущественно в LuB_4 (001), то в дальнейшем были выполнены измерения ε_λ монокристаллического образца LuB_4 (001). На рис. 6 (кривая 1) представлена зависимость $\varepsilon_\lambda(T)$ исходного монокристалла LuB_4 (001), полученная в течение 3 ч для температурного диапазона от 1210 до 1960 К.

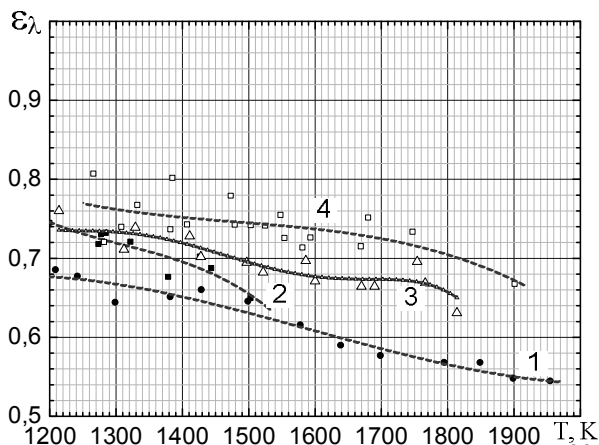


Рис. 6. Температурные зависимости спектральных излучательных способностей образцов:
1 – исходный LuB_4 (001),
2 – исходный LuB_2 (001),
3 – LuB_4 (001) – результат фазового превращения LuB_{12} (100),
4 – LuB_2 – результат фазового превращения LuB_4 (001)

Согласно результатам дифрактометрии поверхность монокристаллического образца LuB_4 (001) после отжига при $T = 1500$ К в течение 8 ч трансформировалась в поликристаллический LuB_2 . Поэтому следующим нашим шагом было измерение

ε_λ для исходного монокристалла LuB_2 (001) (рис. 6, кривая 2).

Как следует из проведенных экспериментов, значения ε_λ поверхностей LuB_4 , трансформировавшихся из LuB_{12} , и поверхностей LuB_2 , трансформировавшихся из LuB_4 , характеризуются более высокими значениями ε_λ по сравнению с исходными монокристаллическими поверхностями LuB_4 (001) и LuB_2 (001) соответственно. Это обусловлено шероховатостью (выступами, впадинами и порами) поверхностей образцов после отжига (рис. 7).

Исходный монокристалл LuB_4 (001) характеризуется самыми низкими значениями ε_λ среди всех изученных монокристаллов в системе Lu – В (как исходных, так и после фазовых превращений). На том же рис. 6 (кривая 4) представлена зависимость $\varepsilon_\lambda(T)$ монокристалла LuB_4 (001) после его перестройки в LuB_2 (001).

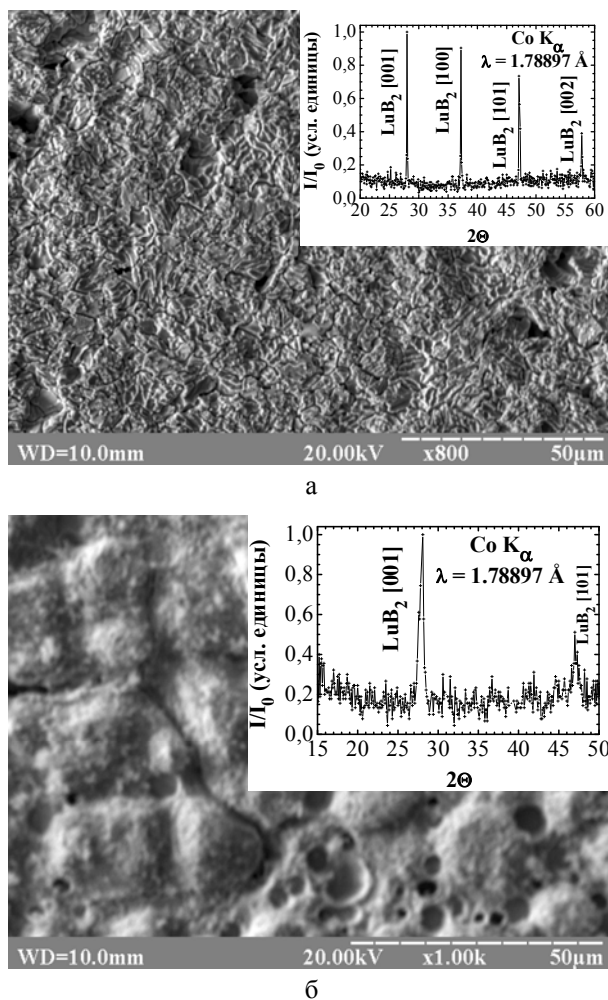


Рис. 7. Электронно-микроскопические изображения торцевых поверхностей экспериментальных образцов после проведенных измерений и соответствующие им дифрактограммы:
а – LuB_4 (001) после перестройки в LuB_2 ,
б – LuB_2 (001)

У исходного образца LuB_2 (001) после 12 ч нагрева при $T = (1200 \div 1500)$ К изменения фазового состава поверхности не наблюдалось (рис. 7, б).

Таким образом, излучательные свойства боридов лютеция определяются как фазовым составом, так и структурой поверхности. При отжиге монокристаллического образца LuB_{12} (100) в приповерхностном слое происходит образование фазы LuB_4 с незначительным изменением топографии поверхности, что приводит к уменьшению ϵ_λ . В приповерхностном слое монокристаллических образцов LuB_{12} (110) и (111) также образуется LuB_4 , но образовавшиеся поверхности существенно более неоднородны, что приводит к увеличению ϵ_λ . Поверхностный слой монокристаллического образца LuB_4 (001) при отжиге трансформируется в LuB_2 , а сама поверхность отличается существенной неоднородностью, что приводит к увеличению ϵ_λ .

Выводы

Впервые определены значения спектральных ($\lambda = 0,65$ мкм) излучательных способностей и их температурные зависимости для монокристаллических образцов боридов лютеция LuB_{12} (100), (110) и (111); LuB_4 (001) и LuB_2 (001). Минимальными значениями ϵ_λ в системе Lu – В характеризуется LuB_4 (001) ($\epsilon_\lambda = 0,68 \div 0,54$) в температурном диапазоне от 1210 до 1960 К, снижаясь с ростом температуры.

Максимальными значениями ϵ_λ характеризуется LuB_{12} (100) ($\epsilon_\lambda = (0,75 \div 0,66)$) в температурном диапазоне от 1250 до 1680 К).

Величины ϵ_λ полностью определяются составом и структурой поверхности изученных монокристаллов.

Литература

1. Излучательные свойства твердых материалов [Текст]: справ. / Л.Н. Латышев, В.А. Петров, В.Я. Чеховский, Е.Н. Шестаков; под. общ. ред. А.Е. Шейншлина. – М.: Энергия, 1974. – 472 с.
2. Серебрякова, Т.Н. Коэффициенты излучения некоторых тугоплавких соединений [Текст]/

Т.Н. Серебрякова, Ю.Б. Падерно, Г.В. Самсонов // Оптика и спектроскопия. – 1960. – Т. 8, № 2. – С. 410-412.

3. Massalski, T.B. (Editor-in-Chief) Binary Alloy Phase Diagrams [Электронный ресурс] / T.B. Massalski. – Second Edition Plus Updates. – Ohio: ASM International, 1996. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM); 12 см.

4. Самсонов, Г.В. Тугоплавкие соединения [Текст]: справ. / Г.В. Самсонов, И.М. Виницкий. – 2-е изд. – М.: Металлургия, 1976. – 560 с.

5. Phase transformations in lutetium borides at heating in vacuum [Text] / A. Taran, D. Voronovich, N. Shitsevalova [et al.] // J. Solid State Phen. – 2011. – Vol. 172 – 174. – P. 464-469.

6. Ратников, Д.Г. Бестигельная зонная плавка [Текст] / Д.Г. Ратников. – М.: Металлургия, 1976. – 224 с.

7. Багдасаров, Х.С. Высокотемпературная кристаллизация из расплава [Текст] / Х.С. Багдасаров. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 160 с.

8. Preparation of earth rare diborides and their some properties [Text] / G. Levchenko, A. Lyashchenko, A. Dukhnenko [et al.] // Book of Abstract E-MRS Fall Meeting. – Warsaw University of Technology, Poland, 2009. – P. 212.

9. Mason, D.R. Zone Leveling and Crystal Growth of Peritectic Compounds [Text] / D.R. Mason, J.S. Cook // J. Appl. Phys. – 1961. – Vol. 32, № 3. – P. 475-477.

10. Low-temperature thermal properties of yttrium and lutetium dodecaborides [Text] / A. Czopnik, N. Shitsevalova, V. Pluzhnikov [et al.] // J. Physics: Cond. Matter. – 2005. – Vol. 17, № 38. – P. 5971-5985.

11. Characterization of the electronic properties of YB_4 and YB_6 using ^{11}B NMR and first-principles calculations [Text] / B. Jäger, S. Paluch, W. Wolf [et al.] // J. Alloys Comp. – 2004. – Vol. 383, № 1 – 2. – P. 232-238.

12. Свет, Д.Я. Объективные методы высокотемпературной пирометрии при непрерывном спектре излучения [Текст] / Д.Я. Свет. – М.: Наука, 1968. – 236 с.

13. Особенности термоэмиссионных свойств монокристаллов GdB_4 и GdB_6 [Текст] / Е.К. Островский, А.А. Таран, А.В. Ковалев [и др.] // Порошковая металлургия. – 1990. – № 3. – С. 75-80.

Поступила в редакцию 10.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник кафедры двигателей и электроустановок космических летательных аппаратов А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

СПЕКТРАЛЬНІ ($\lambda = 0,65$ мкм) ВИПРОМІНЮВАЛЬНІ ЗДАТНОСТІ МОНОКРИСТАЛІВ БОРИДІВ ЛЮТЕЦІЮ

Д.О. Воронович, А.О. Таран, Н.Ю. Шицевалова, А.В. Левченко, В.Б. Філіпов

Наведено експериментальні дані щодо спектральних випромінювальних здатностей монокристалів додекабориду лютецію трьох кристалографічних напрямів [100], [110], [111], тетрабориду лютецію з напрямом [001] і дибориду лютецію з напрямом [001] та їх залежності від температури. За допомогою методів растрової електронної мікроскопії, рентгенівського мікроаналізу, рентгенофазового аналізу вивчено структуру та склад приповерхневих шарів цих монокристалів до та після їх нагріву, та встановлено взаємозв'язок поміж спектральним коефіцієнтом випромінювання ϵ_λ та складом і структурою поверхні.

Ключові слова: бориди лютецію, монокристал, спектральна випромінювальна здатність, фазовий склад, структура поверхні, істинна та яскравісна температури.

SPECTRAL EMISSIVITY ($\lambda = 0,65 \mu\text{m}$) OF LUTETIUM BORIDE SINGLE CRYSTALS

D.A. Voronovich, A.A. Taran, N.Yu. Shitsevalova, G.V. Levchenko, V.B. Filipov

The spectral emissivity experimental data of lutetium dodecaboride with three crystallographic direction [100], [110], [111], lutetium tetraboride with [001] direction and lutetium diboride with [001] direction single crystals and its temperature dependences are presented. The near-surface layers structure and composition of these single crystals before and after their heating were studied by scanning electron microscopy method, X-ray microanalysis, X-ray phase analysis, and relation between ϵ_λ and surface composition and structure was established.

Key words: lutetium borides, single crystal, spectral emissivity, phase composition, surface structure, actual and brightness temperatures.

Воронович Даниил Александрович – ст. преподаватель кафедры физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Таран Анатолий Алексеевич – канд. физ.-мат. наук, профессор ХАИ, заведующий кафедры физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Шицевалова Наталия Юрьевна – канд. физ.-мат. наук, ст. научн. сотр., ст. научн. сотр. лаборатории тугоплавких соединений редкоземельных элементов, Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАНУ, Киев, Украина.

Левченко Анна Васильевна – научн. сотр. лаборатории тугоплавких соединений редкоземельных элементов, Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАНУ, Киев, Украина.

Филиппов Владимир Борисович – канд. физ.-мат. наук, ст. научн. сотр., руководитель лаборатории тугоплавких соединений редкоземельных элементов, Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАНУ, Киев, Украина.

УДК 623.004.67

В.Б. КОНОНОВ

Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків

ОБГРУНТУВАННЯ СКЛАДУ ВИЇЗНИХ МЕТРОЛОГІЧНИХ ГРУП ТА ЇХ МОЖЛИВОСТЕЙ

В статті запропоновані співвідношення і показники технічного обслуговування, за допомогою яких здійснюється вибір раціонального складу виїзної метрологічної групи, її технічної оснащеності, кількості та номенклатури засобів вимірювальної техніки військового призначення обмінного фонду (запасів). Також в даній статті обґрунтовані запропоновані показники технічного обслуговування, які слід використовувати при визначенні виробничих можливостей виїзних метрологічних груп для метрологічного обслуговування зразків озброєння та військової техніки (ОВТ) військ (сил).

Ключові слова: виїзна метрологічна група, засоби вимірювальної техніки військового призначення.

Вступ

Постановка задачі. Основним завданням метрологічного забезпечення є організація і проведення калібрування, регулювання та відновлення засобів вимірювальної техніки військового призначення (ЗВТ ВП), їх правильне утримання і застосування, постачання ЗВТ ВП і створення необхідного обмінного фонду (ОФ) (запасу). Від стану ЗВТ ВП залежить стан озброєння та військової техніки (ОВТ), їх спроможність виконати бойові завдання. Підтримка на належному рівні ЗВТ ВП угруповання Збройних Сил здійснюється особовим складом виїзної метрологічної групи на пересувних лабораторіях вимірювальної техніки (ПЛВТ). Тому питання, які пов'язані з вибором раціонального складу виїзної метрологічної групи, її технічної оснащеності, з'ясуванням обсягів та номенклатури ЗВТ ВП ОФ (запасів), які використовуються при визначенні необхідних сил та засобів для метрологічного обслуговування, відносяться до важливих науково-прикладних задач, актуальність яких полягає в необхідності підтримання озброєння та військової техніки (ОВТ) військ (сил) у боездатному стані.

Аналіз літератури. В керівних документах та спеціалізованій літературі [1 – 6] розглядаються питання метрологічного забезпечення у сфері оборони. Так в [1] запропонована концепція розвитку системи метрологічного забезпечення у сфері оборони на період до 2015 року та на перспективу до 2025 року. В [2] визначені особливості метрологічної діяльності у сфері оборони. В [3] надана оцінка стану метрологічного забезпечення у Збройних Силах України та визначені заходи щодо його покращення. В роботі [4] викладаються питання організації та порядку експлуатації вимірювальної техніки у ЗС

України. В роботі [5] з'ясовані основні питання організації метрологічного забезпечення військ (сил) у мирний час. Але в цих роботах не розглядаються питання, які пов'язані з вибором раціонального складу виїзної метрологічної групи, її технічної оснащеності, визначенням кількості та номенклатури ЗВТ ВП ОФ (запасів) для метрологічного обслуговування ОВТ військ (сил).

Метою статті є обґрунтування співвідношень, за допомогою яких здійснюється вибір раціонального складу виїзної метрологічної групи, її технічної оснащеності, кількості та номенклатури ЗВТ ВП ОФ (запасів), які необхідні при метрологічному обслуговуванні зразків ОВТ військ (сил).

Основний матеріал

Одними із важливих задач, для вирішення яких використовуються результати прогнозування, є [4]:

- вибір раціонального складу виїзної метрологічної групи та її технічної оснащеності;
- визначення обсягів та номенклатури ЗВТ ВП ОФ (запасів).

Вибір раціонального складу виїзної метрологічної групи та її технічної оснащеності слід здійснювати на підставі визначення виробничих можливостей виїзної метрологічної групи.

Визначення виробничих можливостей виїзних метрологічних груп будемо знаходити за допомогою співвідношення:

$$\Omega_k = T_k \Phi_d / n_k, \quad (1)$$

де T_k – кількість фахівців, задіяних у метрологічному обслуговуванні зразка ЗВТ ВП (калібруванні, ремонті) k -го типу; Φ_d – дійсний фонд робочого часу на одного фахівця, задіяного у виїзній метрологічній групі для метрологічного обслуговування ЗВТ ВП; n_k – норма

часу на виконання калібрування або ремонту засобів вимірювальної техніки k -го типу. Орієнтовні норми на калібрування, ремонт ЗВТ ВП за видами вимірювань в польових умовах наведено у табл. 1.

Таблиця 1

Орієнтовні норми на калібрування, ремонт ЗВТ ВП за видами вимірювань в польових умовах

Вид засобів вимірювальної техніки	Норма часу, год.	
	Калібрування	Поточний ремонт
Радіовимірювальні засоби ВТ	5,0	12,0
Електровимірювальні засоби ВТ	0,5	0,6
Тепломеханічні засоби ВТ	0,25	0,5

Дійсний фонд робочого часу виїзної метрологічної групи будемо обчислювати за формулою:

$$\Phi_d = \frac{\Phi_n \varphi - \mu (S/V + t_p + t_{св} + Z)}{\varphi}, \quad (2)$$

де Φ_n – номінальний фонд робочого часу за добу одного фахівця (в середньому приймається – 10 годин); φ – тривалість відрядження (дів); μ – кількість переміщень виїзної метрологічної групи за час відрядження; S – середня відстань одного переміщення (км); V – середня швидкість переміщення виїзної метрологічної групи (км/год); $t_p, t_{св}$ – час розгортання та згортання ПЛВТ (год); Z – середні витрати часу на організацію робіт (обладнання місця розгортання ПЛВТ, організація підключення к електроживленню, тощо), що приходяться на одного фахівця за добу за час відрядження.

Визначення обсягів та номенклатури ремонтних комплектів, ЗІП та деталей для проведення відновлення залежить від обсягів і типу ремонту. Розрізняють два способи ремонту ЗВТ ВП – індивідуальний і знеособлений [5].

Індивідуальним способом ремонтують ЗВТ ВП, що надходять невеликими партіями, при цьому основні деталі і вузли після ремонту встановлюють на ті ж самі прилади, з яких вони були зняті [5].

При знеособленому способі окремі деталі та вузли в приладах замінюють відремонтованими, раніше знятими з інших приладів, або новими деталями і вузлами. Це більш прогресивний спосіб ремонту, тому що він дозволяє максимально механізувати роботи, знизити трудомісткість і вартість ремонту [5].

Для організації і забезпечення, ремонтних робіт необхідно забезпечити виїзні метрологічні групи запасними деталями та вузлами.

Норми запасу однотипних деталей або вузлів на групу ЗВТ ВП будемо визначати за формулою:

$$Z = k_1 \cdot n \cdot m \cdot D/H, \quad (3)$$

де Z – норма запасу однотипних деталей та вузлів на групу ЗВТ ВП; k_1 – коефіцієнт зниження запасу одно-

типних деталей в групі ЗВТ ВП одного типу, значення якого надані в табл. 2; n – кількість однотипних ЗВТ ВП; m – кількість однотипних вузлів та деталей в приладі, (од.); D – встановлена тривалість зберігання однотипних вузлів і деталей; H – термін служби вузлів та деталей до чергового ремонту (залежить від експлуатації і визначається дослідним шляхом).

Таблиця 2

Значення коефіцієнту k_1

Кількість однотипних деталей або вузлів на групу ЗВТ ВП	Коефіцієнт k_1
до 20	1
21 – 40	0,9
41 – 80	0,8
81 – 150	0,7
151 – 350	0,6
більш 350	0,5

Потреба в необхідних деталях та вузлах залежить від числа однотипних ЗВТ ВП і часу використання деталей та вузлів. Необхідну кількість оборотних деталей і вузлів визначають за формулою:

$$П = \frac{k_2 \cdot n \cdot m \cdot T}{356H}, \quad (4)$$

де $П$ – необхідна кількість деталей та вузлів даного типу на зразок ОВТ, од.; k_2 – коефіцієнт, що враховує можливі відхилення у часі використання деталей і вузлів для даної виїзної метрологічної групи (в середньому $k_2 = 1,2$); n – кількість однотипних приладів в регіоні, од.; m – кількість однотипних деталей або вузлів в приладі, од.; T – час використання деталі або вузла; T_n – запланований час роботи приладу, год.; H – термін служби деталі або вузла до наступного ремонту, год.

Якість технічного обслуговування вимірювальної апаратури будемо оцінювати за часовими та вартісними показниками й за працездатністю.

Показники вартості дозволяють визначити витрати на утримання, придбання допоміжного і контрольного устаткування, запасних частин і деталей, утримання обслуговуючого персоналу, включаючи витрати на його спеціальну підготовку.

Показники працездатності складаються з показників ремонтпридатності, готовності й коефіцієнта затрати праці.

Під ремонтпридатністю будемо розуміти пристосованість апаратури до попередження, виявлення й усунення несправностей і відмов шляхом проведення технічного обслуговування та ремонту. Кількісно ремонтпридатність це не що інше, ніж імовірність відновлення апаратури $P_b(t)$ у заданий час при заданих витратах праці та середньому часі відновлення апаратури:

$$T_B = \frac{1}{n_t} \sum_{i=1}^m t_i, \quad (5)$$

де n_t – кількість відмов; t_i – час i -го відновлення апаратури.

Готовність апаратури до роботи в заданому режимі будемо оцінювати вірогідністю того, що в кожний момент часу вона буде знаходитись в справному стані. Показником готовності є коефіцієнт готовності:

$$K_r = T / (T + T_B), \quad (6)$$

де T – середній час безвідмовної роботи (час напрацювання на одну відмову):

$$T = \frac{t_2 - t_1}{H(t_2) - H(t_1)}, \quad (7)$$

де t_1, t_2 – час напрацювання до відмови; $H(t)$ – характеристики джерел відмов для N виробів:

$$H(t) = \lim_{N \rightarrow \infty} \left[\sum_{i=1}^n n(t) \right] / N. \quad (8)$$

де $P_{\text{доп}}(t)$ – вірогідність безвідмовної роботи.

Показником ефективності роботи технічного персоналу при експлуатації даного виду апаратури є коефіцієнт затрат праці:

$$K_e = T_n / T_{\Phi}, \quad (9)$$

де T_n – час роботи технічного персоналу; T_{Φ} – час активного функціонування апаратури.

Цей показник зручний при визначенні необхідної кількості фахівців та при порівнянні різних видів апаратури одного й того ж самого призначення.

Висновки

1. В статті запропоновані співвідношення, за допомогою яких здійснюється вибір раціонального складу виїзної метрологічної групи, її технічної оснащеності, кількості та номенклатури ЗВТ ВП ОФ (запасів).

2. Обґрунтовано показники технічного обслуговування, які слід використовувати при визначенні виробничих можливостей виїзних метрологічних груп для метрологічного обслуговування зразків ОБТ військ (сил).

Література

1. Концепція розвитку системи метрологічного забезпечення у сфері оборони на період до 2015 року та на перспективу до 2025 року [Текст]. – К.: ЦУМІС, 2009. – 15 с.
2. Постанова КМ України «Про затвердження положення про особливості метрологічної діяльності у сфері оборони» від 15.03.2006 № 328.
3. Директива начальника ГШ ЗС України «Про стан метрологічного забезпечення у ЗС України та заходи щодо його покращення» від 14.07.2006 № 7.
4. Наказ заступника Міністра оборони з озброєння – начальника озброєння ЗС України «Про затвердження Керівництва з організації та порядку експлуатації ВТ у ЗС України» від 1.06.2001.
5. Кузнецов, І.Б. Організація метрологічного забезпечення військ (сил): Навч. посібн. у 2-х част. Ч. 1 [Текст] / І.Б. Кузнецов, П.М. Ябловський. – К.: НУОУ, 2009. – 356 с.

Надійшла до редакції 8.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.І. Кондрашов, Національний технічний університет «ХПІ», Харків.

ОБОСНОВАНИЕ СОСТАВА ВЫЕЗДНЫХ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ГРУПП И ИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ

В.Б. Кононов

В статье предложены соотношения и показатели технического обслуживания, при помощи которых осуществляется выбор рационального состава выездной метрологической группы, её технической оснащённости, количества и номенклатуры средств измерительной техники военного назначения обменного фонда (запасов). Также в данной статье обоснованы предложены показатели технического обслуживания, которые следует использовать при определении производственных возможностей выездных метрологических групп для метрологического обслуживания образцов вооружения и военной техники (ВВТ) войск (сил).

Ключевые слова: выездная метрологическая группа, средства измерительной техники военного назначения.

GROUND OF COMPOSITION OF DEPARTURE METROLOGY GROUPS AND THEIR POSSIBILITIES

V.B. Kononov

Correlations and indexes of technical service, which the choice of rational composition of departure metrology group, its technical equipped, amount and nomenclature of facilities of measuring technique of military-oriented of exchange fund is carried out through, are offered in the article (supplies). Also in this article grounded the indexes of technical service, which it is necessary to use for determination of production possibilities of departure metrology groups for metrology maintenance of standards of armament and military technique of troops, are offered (forces).

Key words: departure metrology group, facilities of measuring technique of military-oriented.

Кононов Володимир Борисович – д-р техн. наук, доцент, начальник кафедри, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Україна.

УДК 004.722

С.М. НЕДІЛЬКО, В.М. НЕДІЛЬКО

*Державна льотна академія України, Кіровоград***ФОРМУВАННЯ ПРОЦЕДУРИ ВИЯВЛЕННЯ ІСНУЮЧОЇ ОБЛАСТІ НАДМІРНОСТІ ТА ЇЇ ВИКОРИСТАННЯ ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ СТІЙКОСТІ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ**

Запропоновано підхід до формування процедури виявлення існуючої області надмірності та її використання для забезпечення функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом. Оптимальне використання надмірності для забезпечення функціональної стійкості АСУПР базується на запропонованому методі поетапного зменшення потужності бази (базису) перестановочного багатогранника, а також принципі формування максимальної бази при зануренні множини допустимих рішень в частково упорядковану множину, для якої цільова функція і градієнт монотонні.

Ключові слова: функціональна стійкість, надмірність, АСУ повітряним рухом.

Вступ

Аналіз автоматизованих систем управління повітряним рухом (АСУПР) показав, що автоматизація в авіації стала застосовуватись, в першу чергу, для рішення задач навігації та управління різними системами. Широке впровадження засобів автоматизації з використанням обчислювальної техніки в наземних системах управління повітряним рухом дозволило звільнити авіаційних диспетчерів і керівників польотів від трудомістких обчислювальних операцій і дати можливість автоматизувати рішення ряду складних задач і, тим самим, значно підвищити рівень безпеки польотів. Подальший розвиток авіаційної техніки, інформаційних технологій, засобів радіонавігації та спостереження вимагав швидкого рішення складних задач із високою точністю, що викликало необхідність удосконалення наявних і створення принципово нових технічних засобів, які відповідають вимогам сучасної авіаційної техніки і міжнародних норм організації повітряного руху. В результаті, на теперішній час в авіації використовуються не окремі пристрої, а складні автоматизовані системи управління повітряним рухом (ПР) [1, 2].

Загальна постановка задачі дослідження.

При модернізації АСУПР важливо забезпечити її властивість функціональної стійкості. Концепція функціональної стійкості передбачає в тому числі етапи виявлення області надмірності та оптимального використання існуючих ресурсів. Тому формування процедури виявлення існуючої області надмірності та її використання для забезпечення функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом є новим актуальним напрямком наукових досліджень.

Аналіз публікацій. Аналіз теорії функціональної стійкості, щодо формування процедури виявлення існуючої області надмірності та її використання для забезпечення функціональної стійкості складних технічних систем показав, що існують відповідні наукові праці для динамічних систем, розподілених інформаційних та псевдосупутникових радіонавігаційних систем [3]. Особливості принципу роботи АСУПР [1, 2] дозволяють зробити висновок про те, що, незважаючи на серйозні наукові результати теорії функціональної стійкості, досліджувані математичні моделі складних систем не здатні адекватно описати процес функціонування АСУПР. Таким чином, для забезпечення функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом необхідно розробити методики виявлення існуючої області надмірності та її використання.

Метою статті є доведення результатів досліджень щодо формування процедури виявлення існуючої області надмірності та її використання для забезпечення функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом з урахуванням впливу дестабілізуючих факторів.

Основна частина

Основу сучасної АСУПР районного центра управління повітряного руху становлять: розподілена інформаційна підсистема, тобто, засоби обробки та зберігання первинної радіолокаційної інформації (екстрактори), комунікаційні сервери, сервери вторинної і третинної радіолокаційної інформації, процесори обробки інформації, засоби документування повітряної ситуації, обчислювальні комплекси планової системи, пристрої передачі даних; організаційна підсистема; радіолокаційні засоби та засоби навігації та зв'язку (рис. 1).



Рис. 1. Автоматизована система управління повітряним рухом

До числа найбільш типових задач, розв'язуваних АСУПР, відносяться: навігація, контроль повітряної ситуації, управління польотами і т.д. Кожна задача оцінюється об'ємом обчислювальних операцій, потрібною швидкістю і вимогами до каналів передачі інформації [2].

В сучасних умовах розвитку та модернізації АСУПР існує науково-обґрунтована ідея забезпечення системи властивості функціональної стійкості. Суть її полягає в тому, що б АСУПР перебувала в стані працездатності, тобто могла би виконувати необхідні функції протягом заданого інтервалу часу або наробітку в умовах відмов складових частин внаслідок впливу зовнішніх і внутрішніх факторів. Реалізація функціональної стійкості досягається застосуванням у складній технічній системі різних, існуючих на час функціонування видів надмірності (структурної, часової, інформаційної та ін.) шляхом перерозподілу ресурсів з метою парирования наслідків позаштатних ситуацій.

Важливо підкреслити, що не всяка система може мати властивість функціональної стійкості. Виникає логічне запитання про наявність зазначених видів надмірності в АСУПР, а також її кількісній оцінці. Проблема точності показників оцінки надмірності порівняння з визначенням адекватності математичних моделей. Дослідження, виконані авторами, дозволяють зробити висновок про наявність надмірності в АСУПР та оцінити її порядок (табл. 1).

Таблиця 1

Аналіз надмірності автоматизованої системи управління повітряним рухом

Підсистеми АСУПР	НАДМІРНІСТЬ				
	апаратна	часова	програмна	інформац.	енергет.
Навігації та спостереження	0,15-0,25	до 0,4	до 0,25	до 0,5	до 0,4
Розподілена інформаційна	0,2-0,25	0,2-0,4	0,2-0,5	0,1-0,5	0,2-0,25
Зв'язку	0,2	0,1-0,2	до 0,2	до 0,5	до 0,2
Метеорологічного забезпечення	0,05-0,1	до 0,2	до 0,2	0,1-0,3	до 0,1

Відповідно до стратегії забезпечення функціональної стійкості АСУПР необхідно послідовно виконати наступні етапи: виявлення позаштатної ситуації, розпізнавання позаштатної ситуації, виявлення існуючих ресурсів (області надмірності), формування

оптимального використання надмірності, а потім оцінити стан АСУПР. Теорія забезпечення перших двох етапів досить повно викладена в роботах професора О.А. Машкова [3], а науково-обґрунтовані підходи оцінки стану складних систем в роботах С.В. Козелкова, Г.Л. Баранова, В.Л. Баранова, Л.М. Артющина, Ю.К. Зіатдінова та ін. Тому новими є методики виявлення існуючого ресурсу (області надмірності) та оптимального (субоптимального) використання надмірності. При формуванні процедури виявлення існуючого ресурсу (області надмірності) необхідно вирішити наступні часткові завдання: 1) дослідити ознаки надмірності та надати їх математичну формалізацію; 2) розробити метод визначення передбачуваної області надмірності; 3) створити модель процесу функціонування АСУПР; 4) розробити методику виявлення існуючого ресурсу (області надмірності).

На наш погляд, існують наступні ознаки надмірності: *апаратної* – у випадку наявності надлишкових елементів та зв'язків; *часової* – коли є запас за часом для виконання поставлених завдань; *програмної* – коли є можливість нарощування програмного забезпечення при вирішенні задач в реальному масштабі часу; *інформаційної* – коли є надлишок необхідної інформації для рішення поставлених завдань; *енергетичної* – при наявності енергетичних ресурсів.

Опираючись на підхід формалізації структури АСУПР через графову модель, тобто сукупність елементів і зв'язків між ними, логічно зробити висновок про те, що присутність кожної з ознак надмірності веде до існування надлишкових елементів (елемента) або зв'язків (зв'язку), а може і того й іншого. Тому пропонується математичну формалізацію цих ознак описати через відношення часткового порядку [4].

Наведемо приклади відношення часткового порядку, що несуть повну інформацію про клас ввігнутих симетричних цільових функцій АСУПР [5].

Для класу ввігнутих функцій виду

$$f(X) = \sum_{i=1}^n f(x_i), \quad (1)$$

що характеризуються тим, що

$$f(\lambda x + (1-\lambda)y) \leq \lambda f(x) + (1-\lambda)f(y), \quad (2)$$

$$0 \leq \lambda \leq 1, x, y \in R^N$$

повна інформація є відношенням мажоризації якщо

$$\sum_{i=1}^S x_{\pi(i)} \leq \sum_{i=1}^S y_{\tau(i)}, s=1, \dots, n-1, \sum_{i=1}^n x_i = \sum_{i=1}^n y_i, \quad (3)$$

де перестановки $(\pi(1), \dots, \pi(n))$ і $(\tau(1), \dots, \tau(n))$ такі, що

$$x_{\pi(1)} \geq \dots \geq x_{\pi(n)}, \quad y_{\tau(1)} \geq \dots \geq y_{\tau(n)}. \quad (4)$$

Цільова функція $f(X) = \sum_{i=1}^n f(x_i)$ при будь-якій

перестановці фіксованих значень компонент вектора X своєї величини не змінює. Тому елементи допус-

тимої множини, що відрізняються тільки перестановкою компонент, можна ототожнювати, і тоді відношення мажоризації є повною інформацією. Більш того, відношення мажоризації буде повною інформацією для класу F_1 всіх ввігнутих симетричних функцій. Функція $f(x)$, $x \in R^N$ називається симетричною, якщо $f(x_\pi) = f(x)$ для всіх $\pi \in S_N$, де S_N – множина всіх перестановок елементів множини N .

Нехай елементи вектора, що відповідають варіанту АСУПР, є булевими змінними і визначають наявність або відсутність лінії зв'язку в передбачуваному місці. Розглянемо це на прикладі:

$$X_1 = \{1111000000\}, \quad X_2 = \{1111100000\},$$

$$X_3 = \{0000001111\}, \quad X_4 = \{0000011111\}.$$

Нескладно помітити лише по значенню аргумента цільової функції, що $P(X_1) < P(X_2)$ і $P(X_3) < P(X_4)$, тому що додаткова лінія зв'язку X_2 і X_4 підвищує ефективність. А варіанти X_1 і X_2 непорівнянні за цим принципом з X_3 і X_4 , тому що немає загальних ліній зв'язків.

Таким чином, процедура побудови частково-впорядкованої множини є процедурою формування передбачуваної області надмірності АСУПР, а метод визначення передбачуваної області надмірності – метод перетворення множини допустимих варіантів в частково-впорядковану множину допустимих варіантів системи. Дослідження впливу виключення надлишкових елементів і надлишкових зв'язків на можливості АСУПР виконувати необхідні функції лежить в основі процесу уточнення передбачуваної області надмірності АСУПР. Етапи процесу виявлення області надмірності наступні:

1. Визначення за допомогою вищевикладеного підходу визначення ознак надмірності $\prec_V, \prec_D, \prec_T, \prec_A, \prec_I, \prec_P, \prec_E$: елементів та зв'язків між ними (апаратної), часової, програмної, інформаційної, енергетичної.

2. Попереднє визначення області надмірності

$$(\Delta f \Leftarrow \Delta v^*, \Delta d^*):$$

$$\forall z(\alpha, t) \in Z, |v| < |V| \wedge |d| < |D| \wedge |f| < |F|,$$

$$v \subseteq V, d \subseteq D, f \subseteq F,$$

де $A \langle V, D, F \rangle$ – простір параметрів, $\alpha = \langle v, d, f \rangle$ – параметр, що описує процес функціонування системи, V – множина абстрактних елементів АСУПР, D – множина абстрактних зв'язків між елементами системи, F – множина функцій абстрактних елементів і зв'язків. Тоді параметр $\alpha \subseteq A$, підмножина $v \subseteq V$, $|v| \leq |V|$, підмножина $d \subseteq D$, $|d| \leq |D|$, а підмножина $f \subseteq F$, $|f| \leq |F|$.

3. Виключення надмірних елементів та зв'язків з системи

$$V \setminus \{v_i\}, v_i \subseteq \Delta v^*, i = \overline{1, b}; \quad D \setminus \{d_j\}, d_j \subseteq \Delta d^*, j = \overline{1, c}.$$

Цей етап дозволяє виявити, чи працює АСУПР без надмірних елементів та зв'язків, які були визначені попередньо.

4. Моделювання процесу функціонування АСУПР з метою подальшої оцінки якості функціонування системи

$$F = F(V \setminus \{v_i\}, D \setminus \{d_j\}, \Omega).$$

5. Оцінка якості процесу функціонування АСУПР.

6. Уточнення області надмірності

$$(\Delta f \Leftarrow \Delta v, \Delta d): \quad \forall z(\alpha, t) \in Z, \quad v \subseteq V, d \subseteq D, f \subseteq F.$$

Постановка завдання оптимізації:

$$\alpha = \langle v, d, f \rangle: \begin{cases} \forall z(\alpha, t) \in Z, |v| < |V| \wedge |d| < |D| \wedge |f| < |F|, \\ \Delta v, \Delta d, \Delta f \neq \emptyset, \\ |f^+| - |f| \rightarrow \min, |f^-| - |f| \rightarrow \max. \end{cases}$$

Методика оптимального використання надмірності функціонально стійкої структури АСУПР має такі елементи.

1. Формування матриць $M, P_D, P_V, K_{\phi, \lambda}^D$, пред'явлення вимог до

$$P\{F_\tau[z(\alpha, t), t \leq \tau] \in B_{A_1}^\tau\} > 1 - \varepsilon,$$

де M – матриця суміжності; P_D, P_V – матриці ваг зв'язків (ребер) і елементів (вузлів); $K_{\phi, \lambda}^D$ – матриця параметрів (координат) елементів (вузлів).

2. Побудова множини допустимих рішень

$$A = \left\{ \begin{array}{l} A_{-1} \langle E | e, \varepsilon_{-1 \text{ vid}} \rangle, A_{-2} \langle E | e, \varepsilon_{-2} \rangle \dots \\ A_{-N} \langle E | e, \varepsilon_{-N \text{ vid}} \rangle \end{array} \right\}.$$

3. Визначення відношення часткового порядку.

4. Застосування градієнтного алгоритму.

5. Застосування методики визначення значення показника функціональної стійкості системи передачі даних АСУПР $P_{\Phi C} = P\{F_\tau[z(\alpha, t), t \leq \tau] \in B_{A_1}^\tau\}$.

6. Перебір максимальної бази.

7. Визначення оптимального варіанту.

В основі процедури оптимального використання надмірності покладено метод поетапного зменшення потужності бази перестановочного багатогранника, який розроблено одним із авторів статті. Метод класифікується як точний метод дискретної оптимізації, побудований за принципом неявного перебору. В основі методу є науково-обґрунтоване положення про те, що область допустимих рішень асоціюється з таким комбінаторним об'єктом, як перестановочний багатогранник, та про те, що максимальна за включенням незалежна підмножина множини допустимих рішень, тобто база (базис) перестановочного багатогранника, відображає мінімально-необхідний склад системи.

Висновки

Процедура виявлення існуючої області надмірності АСУПР ґрунтується на ідеї використання апріорної інформації під час визначення ознак надмірності, попереднього формування області надмірності, послідовного виключення надмірних елементів та зв'язків із системи з метою оцінки якості функціонування системи для остаточного уточнення області надмірності. Використання процедури дозволяє виявити існуючий ресурс (область надмірності) для подальшого використання під час парювання нештатних ситуацій.

Оптимальне використання надмірності для забезпечення функціональної стійкості АСУПР базується на запропонованому методі поетапного зменшення потужності бази (базису) перестановочного багатогранника, а також принципі формування максимальної бази при зануренні множини допустимих рішень в частково упорядковану множину, для якої цільова функція і градієнт монотонні вздовж ланцюгів, які індукційовані частковим порядком. Реалізація такого підходу дозволяє із множини допустимих варіантів перерозподілу ресурсів знаходити оптима-

льне рішення при значному зменшенні числа звернень до цільової функції у порівнянні з іншими точними методами оптимізації.

Література

1. Неделько, С.Н. Количественная оценка и оптимизация надежности УВД в условиях неблагоприятных случайных возмущений [Текст] / С.Н. Неделько // Проблемы аэронавигации. – Кіровоград: ДЛАУ, 1996. – Вип. 2, ч. 2. – С. 5-8.
2. Череди́ченко, Ю.А. Напряжки розвитку аеронавігаційної системи України [Текст] / Ю.А. Череди́ченко // Проблеми підвищення ефективності інфраструктури. – К.: НАУ, 2002. – Вип. 8. – С. 3-5.
3. Артюшин, Л.М. Оптимизация цифровых автоматических систем, устойчивых к отказам [Текст] / Л.М. Артюшин, О.А. Машиков. – К.: КВВАИУ, 1991. – 89 с.
4. Новиков, Ф.А. Дискретная математика для программистов: 2-е изд. [Текст] / Ф.А. Новиков. – СПб.: Питер, 2005. – 364 с.
5. Ковалев, М.М. Матроиды в дискретной оптимизации [Текст] / М.М. Ковалев. – Минск: Университетское, 1987. – 222 с.

Надійшла до редакції 4.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.В. Кравченко, Національний університет оборони України, Київ.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЦЕДУРЫ ВЫЯВЛЕНИЯ СУЩЕСТВУЮЩЕЙ ОБЛАСТИ ИЗБЫТОЧНОСТИ И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

С.Н. Неделько, В.Н. Неделько

Предложен подход к формированию процедуры выявления существующей области избыточности и ее использования для обеспечения функциональной устойчивости автоматизированной системы управления воздушным движением. Оптимальное использование избыточности для обеспечения функциональной устойчивости АСУПР базируется на предложенном методе поэтапного уменьшения мощности базы (базису) перестановочного многогранника, а также принципе формирования максимальной базы, при погружении множественного числа допустимых решений в частично упорядоченное множественное число, для которого целевая функция и градиент монотонны.

Ключевые слова: функциональная устойчивость, избыточность, АСУ воздушным движением.

FORMING OF PROCEDURE OF EXPOSURE OF EXISTENT AREA OF SURPLUS AND ITS USE FOR PROVIDING OF FUNCTIONAL STABILITY OF CAS OF AIR TRAFFIC CONTROL

S.M. Nedilko, V.M. Nedilko

The article highlights forming of procedure of exposure of existent area of surplus and its use for providing of functional stability of air traffic control. The optimum use of surplus for providing of functional firmness of ASUPR is based on the offered method of the stage-by-stage diminishing of power of base (to the base) of permutable polyhedron, and also principle of forming of maximal base, at immersion of plural of feasible solutions in a partly well-organized plural for which an objective function and gradient is monotonous.

Key words: functional stability, surplus, air traffic control system.

Неділько Сергій Миколайович – канд. техн. наук, проф., ректор, Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна.

Неділько Віталій Миколайович – кандидат технічних наук, доцент, директор інституту аеронавігації, Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна.

УДК 662.396.67: 621.314.6

Д.В. ГРЕЦКИХ, А.В. ГОМОЗОВ, В.А. НАЗАРЕНКО, Ш.Ф.А. АЛЬ-САМАРАЙ

*Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Украина***МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПРИЕМНО-ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РЕКТЕНН СИСТЕМ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ**

В работе обобщены результаты исследований приемно-выпрямительных элементов (ПВЭ) антенн-выпрямителей (ректенн) систем беспроводной передачи энергии микроволновым лучом в труднодоступные районы. Предложена методика расчета характеристик ректенных элементов на рабочей частоте, частотах гармоник и постоянном токе при их равноамплитудном и синфазном возбуждении. Даны практические рекомендации по выбору излучающих структур и выпрямительных диодов ПВЭ ректенн, рассмотрены способы по улучшению их параметров. Указаны пути совершенствования теории и техники антенн-выпрямителей.

Ключевые слова: беспроводная передача энергии, ректенна, приемно-выпрямительный элемент, КПД выпрямления.

Введение

Современной альтернативой спутниковой связи является система глобальной связи на высокоподнятых телекоммуникационных платформах (ВТП), т.к. глобальным коммерческим спутниковым проектам присущи очевидные недостатки в решении главной телекоммуникационной задачи, а именно – получения минимального отношения цена/услуга, поэтому одним из оптимальных решений были признаны стратосферные платформы на дирижабельной основе. Такие аэростатные комплексы удовлетворяют требованиям геостационарности (возможность продолжительного нахождения над одной точкой земной поверхности), и при этом обладают рядом неоспоримых преимуществ, в числе которых относительно оперативное дистанционное управление и возможность ремонта и переоснащения.

Одним из вариантов передачи энергии на борт ВТП являются системы беспроводной передачи энергии (БПЭ) микроволновым лучом. Осуществимость таких систем БПЭ подтвердили среднemasштабные натурные демонстрационные эксперименты с поверхности Земли на летательные аппараты [1 – 4].

Принципиально возможно и создание систем БПЭ между наземными объектами на дальностях прямой видимости. Это достаточно для наземных систем БПЭ к труднодоступным объектам. К ним могут относиться телекоммуникационные объекты, размещаемые высоко в горах, на островах морей и крупных озер, а также в других местах, к которым по техническим, экономическим и другим причинам создание воздушных, надводных, подземных и подводных линий передачи электроэнергии невозможно

или нецелесообразно. В работе [5] обоснованы и оценены структура и требования, а также зоны безопасности для систем БПЭ, но основное внимание уделено передающей подсистеме. Поэтому актуальными является формулировка требований и методики расчета приемной подсистемы БПЭ – ректенны.

Ректенны (антенны-выпрямители) являются оконечным устройством систем беспроводной передачи энергии и предназначены для преобразования энергии микроволнового луча в постоянный ток. Современный этап развития теории и техники крупноапертурных ректенн характеризуется расширением их исследований в миллиметровом, субмиллиметровом диапазонах и области оптических волн с целью создания эффективных систем БПЭ различного назначения. Исследованию ректенн посвящен целый ряд работ, среди которых весомое место занимают труды коллектива кафедры «Основ радиотехники» Харьковского национального университета радиоэлектроники [6 – 14], однако эти работы не систематизированы для инженерных расчетов ректенн и ряд из них малодоступен [6 – 9]. Поэтому цель данной статьи состояла в формулировке последовательности расчета приемно-выпрямительных элементов ректенн, разработки рекомендаций по выбору их конфигураций и указания путей их совершенствования.

1. Основные параметры ректенн

Ректенны мощных систем БПЭ представляют собой крупноапертурные нефазированные антенные решетки, состоящие из большого числа приемно-выпрямительных элементов (ПВЭ). ПВЭ является приемной антенной, нагруженной на СВЧ-выпрямитель. Последний выполнен на диодах

Шоттки и в общем случае может быть снабжен входным и выходным фильтрами (рис. 1). Совокупность ПВЭ, размещенных в узлах двухмерной решетки, образует приемно-выпрямительную апертуру (ПВА) ректенны. Выходы ПВЭ соединяются с нагрузкой схемой сбора мощности (ССМ) постоянного тока. На рис. 1 ПВЭ в каждой линейке модуля соединены по постоянному току параллельно, а с нагрузкой линейки – последовательно.

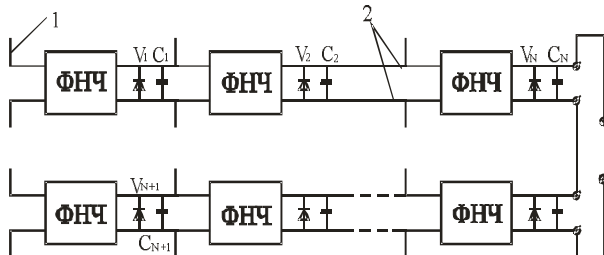


Рис. 1. Схема фрагмента ректенной решетки:
1 – излучатель; 2 – провода ССМ

Для описания ректенн применяются следующие параметры и характеристики:

- результирующий КПД $\eta_{\Sigma} = \bar{\eta} \eta_{\text{в}} \eta_{\text{с}}$ ($\bar{\eta}$ – КПД перехвата энергии микроволнового луча апертурой ректенны; $\eta_{\text{в}}$ – КПД выпрямления ректенны; $\eta_{\text{с}}$ – КПД сбора мощности постоянного тока);
- мощность в нагрузке;
- мощность побочного излучения;
- угловое распределение интенсивности излучения.

Сравнение ректенны с другими источниками энергии удобно проводить, используя таких два показателя:

- удельную поверхностную мощность $\bar{P}_S$ (мощность постоянного тока, «снимаемую» с 1 м^2 апертуры);
- удельную массовую мощность $\bar{P}_M$ (мощность постоянного тока, отнесенную к 1 кг массы ректенны).

Последние два показателя позволяют не только оценить, насколько удачна та или иная конструкция ректенны, но и решить вопрос о целесообразности применения систем БПЭ вместо других источников энергии.

Перечисленные показатели качества ректенны во многом определяют и показатели качества системы БПЭ в целом. Отсюда следует значимость ректенны как составной части системы передачи энергии микроволновым лучом.

2. Типовые схемы ПВЭ ректенн и рекомендации для их построения

Приведем возможные варианты построения прием-

но-выпрямительных элементов антенн-выпрямителей.

Типичная схема однополупериодного ПВЭ (рис. 2, а) включает в себя слабонаправленный излучатель (в общем случае произвольной конфигурации), фильтр нижних частот (ФНЧ), предназначенный для фильтрации высших гармоник, выпрямительный диод Шоттки, нагрузку по постоянному току R_H , сглаживающий конденсатор C_H , который также закорачивает по высокой частоте линию длиной $\lambda_0/4$, обеспечивающую развязку сопротивления нагрузки от высокочастотной части схемы и фильтрацию четных гармоник (вместо линии $\lambda_0/4$ может также использоваться ФНЧ).

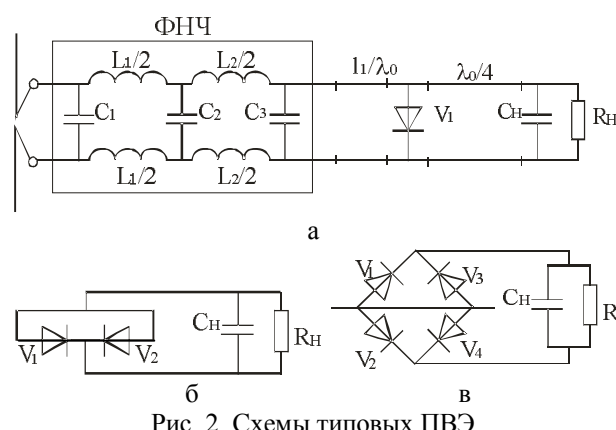


Рис. 2. Схемы типовых ПВЭ

Приведенные схемы двухполупериодных ПВЭ [8, 14] не содержат на входе и выходе фильтры высших гармоник (рис. 2, б, в), но их применение необходимо при создании ректенн с большими значениями удельной поверхностной мощности.

На рис. 3 приведены схемы антенн-выпрямителей миллиметрового диапазона.

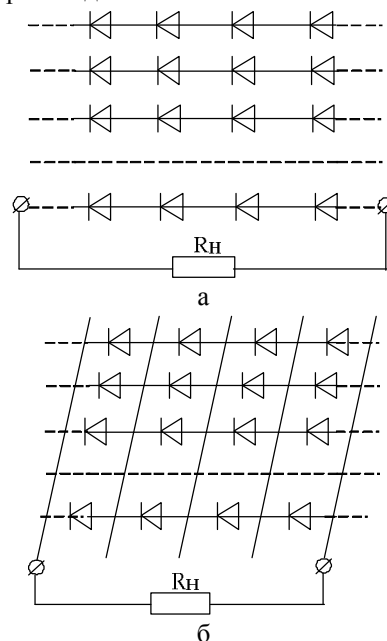


Рис. 3. Фрагменты ректенн миллиметрового диапазона

Излучающая структура которых выполнена в виде периодических структур типа системы бесконечных коллинеарных ленточных микрополосковых проводов, в разрывы которых через равные промежутки включены диоды Шоттки (рис. 3, а), либо в виде косоугольной сетки (рис. 3, б).

В работах [14 – 17] можно найти описание других конструкций ПВЭ различных частотных диапазонов.

При проектировании ректенн, которые могли бы конкурировать по технико-экономическим показателям с другими источниками энергии, можно предложить следующие конструкторские решения:

1. Повышение надежности за счет применения схемных соединений, ослабляющих влияние выхода из строя диодов выпрямителя на эффективность преобразования. Примером ректенны с повышенной надежностью является система расположенных над экраном пересекающихся проводов, образующих квадратные ячейки [18] (рис. 4).

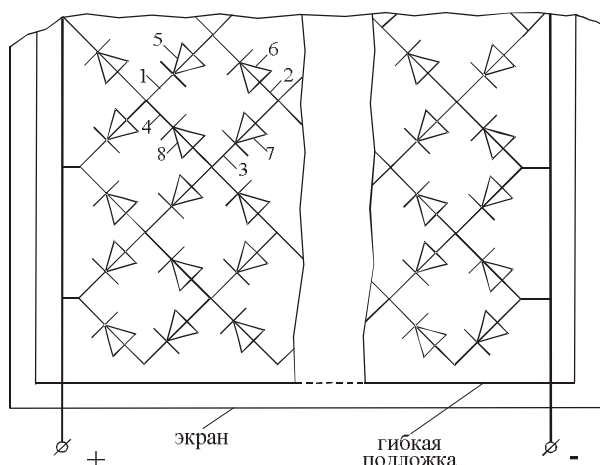


Рис. 4. Ректенны произвольной поляризации

Посередине каждой стороны ячейки включены диоды Шоттки, а концы пересекающихся проводов подключены к шинам линии сбора постоянного тока. Ректенна рассчитана на работу с любой поляризацией. Если плоскость поляризации падающей волны совпадает с одной из диагоналей квадратной ячейки, то диоды работают по схеме двухполупериодного выпрямления, а если плоскость поляризации параллельна сторонам 1 и 3 или 2 и 4 квадратной ячейки, то диоды 5 и 7 или 6 и 8 соответственно работают по схеме однополупериодного выпрямления. Надежность работы ректенны обеспечивается тем, что в случае разрыва цепи из-за выхода из строя диодов любой квадратной ячейки сохраняется соединение с шиной сбора постоянного тока для остальных квадратных ячеек.

2. Уменьшение веса, габаритов и упрощение конструкций ректенн путем использования микрополосковой технологии на основе подложек с высокой

диэлектрической проницаемостью и малыми потерями. Эти вопросы актуальны, например, при решении проблемы энергообеспечения труднодоступных районов, где ректенна работает в условиях сильных ветровых нагрузок, а также при создании ректенных систем подвижных объектов.

3. Уменьшение стоимости крупных ректенн за счет применения схемных решений, позволяющих уменьшить количество диодов. Примером такой конструкции является ректенна, состоящая из большого числа модулей, каждый из которых содержит несколько приемных антенн и выпрямитель [19]. Такой подход уместно использовать и при работе ректенн в миллиметровом диапазоне. Так как при увеличении частоты геометрические размеры излучателей уменьшаются, снижается мощность на входах диодов Шоттки и как следствие падает КПД выпрямления. Это видно из рис. 5, на котором приведены измеренные КПД выпрямления ПВЭ ректенн на частотах 2,45 ГГц (кривая 1) [20], 5,8 ГГц (кривая 2) [21] и 35 ГГц (кривая 3) [22].

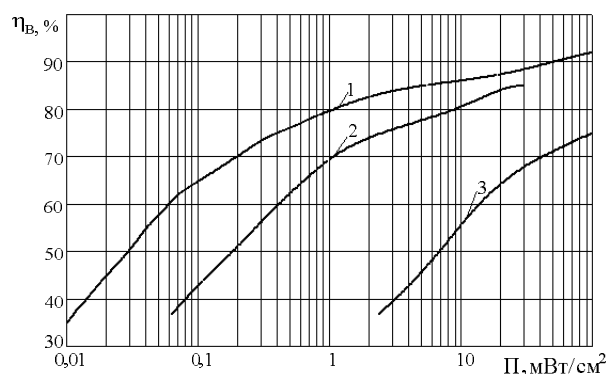


Рис. 5. Зависимость КПД выпрямления от падающей плотности потока мощности

Одним из способов увеличения мощности на входах диодов является также объединение нескольких излучателей параллельно или последовательно.

4. В миллиметровом диапазоне волн предпочтительней использовать одномерные излучающие структуры (тонкие микрополосковые линии) по сравнению с двумерными, так как в первом случае получается выигрыш по КПД порядка нескольких десятков процентов [23]. Поэтому актуальными являются исследования, направленные на поиск оптимальных конфигураций ПВЭ ректенн миллиметрового диапазона, при которых обеспечивается максимум КПД ректенного элемента.

5. При изготовлении печатных плат на высших частотах для уменьшения потерь, увеличения точности травления, предпочтительней использовать технологию микромодульных интегральных схем [23], которая объединяет СВЧ-схемотехнику, технологию интегральных схем и является основной на частотах свыше 35 ГГц. В этом случае линейная и нелинейная

часть ректенны изготавливается в едином технологическом цикле.

6. Подавление излучения на частотах гармоник реализуется выбором геометрии излучателей, установкой входных ФНЧ или применением частотно-селективных поверхностей.

3. Модель бесконечной ректенной решетки при равноамплитудном возбуждении

Наиболее приемлемой для расчета ПВЭ и малоэлементных решетчатых решеток является основанная на методе переменных состояния математическая модель антенн с нелинейными элементами (АНЭ) [6, 14, 24]. Разработанная теория подтверждена экспериментальными исследованиями. Краткая суть ее состоит в следующем.

Считается, что излучатели ПВЭ размещены в узлах ректенной решетки эквидистантно. Предполагается, что решетка является косоугольной с двойной периодичностью вдоль осей X и l (см. рис. 6). Шаг решетки вдоль оси X равен d_x , а вдоль оси l — d_l . Ось l образует угол α_T с осью X . Решетка возбуждается на частоте ω_0 (длина волны λ_0) плоской электромагнитной волной, падающей из направления θ_P, φ_P .

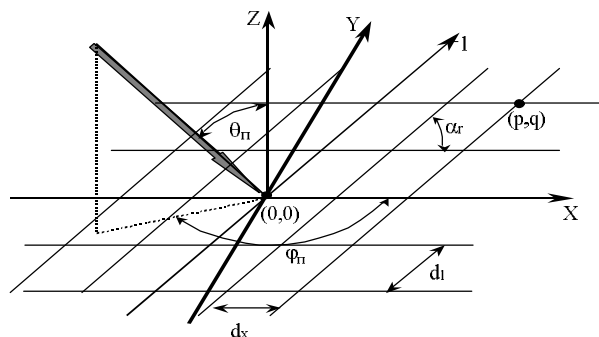


Рис. 6. Система координат элементов
ректенной решётки

Достаточно общая схема, позволяющая описывать различные типы ректенных решеток, представлена на рис. 7. Она состоит из НМ и ЛМ. Последний из них отмечен на рис. 7 пунктирной линией. В свою очередь, линейный многополюсник состоит из линейного многополюсника, соответствующего системе излучателей (ЛМ-1), линейного многополюсника (ЛМ-2), поставленного в соответствие схеме сбора мощности и нагрузке ректенны. Линейный многополюсник ЛМ-3 включает в себя все остальные линейные элементы, которые можно выделить из состава каждого ПВЭ. Такое деление схемы крупноапертурной ректенны на многополюсники позволяет формировать модели различного уровня

строгости в зависимости от требуемого обоснования и точности получаемых результатов. В то же время это деление обусловлено различием в методах описания характеристик линейных и нелинейных элементов, входящих в схему ректенны.

Для описания нелинейных элементов используются временные зависимости токов и напряжений на их выходах.

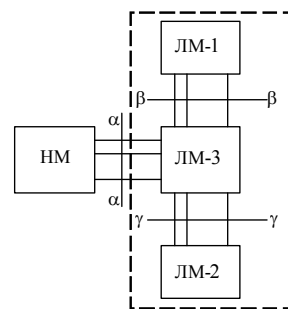


Рис. 7. Обобщенная схема ректенны

В отличие от нелинейных линейные многополюсники ректенны описываются в частотной области. На первом этапе анализа (при определении режима функционирования ректенны) достаточно описывать ЛМ только со стороны входов, которые подключены к нелинейному многополюснику (сечение $\alpha - \alpha$). Это означает, что для линейного многополюсника достаточно знать его матрицу собственных и взаимных сопротивлений $Z_{\alpha\alpha}(\omega)$ и вектор комплексных амплитуд ЭДС $\epsilon_{\alpha\alpha}(\omega)$, пересчитанных к сечению $\alpha - \alpha$. Поэлементный метод расчета характеристик пригоден для ограниченных типов излучателей и малого их числа из-за сложности вычислительных процедур. Математическое моделирование значительно упрощается при применении модели больших (бесконечных) решеток и, как уже отмечалось, заключается в расчете характеристик только одного (центрального) ПВЭ. Так как ректенна имеет большие размеры, то для определения режима ее работы, возможно, применить приближение „бесконечной” решетки, это позволяет построить эффективный метод анализа ректенн с применением существующих алгоритмов и программ для анализа одиночного ПВЭ.

Разработанная модель АНЭ и методика анализа обеспечивают возможность исследования возникающих в ректеннах нелинейных эффектов в полном объеме, т.е. при анализе учитываются как нелинейная зависимость всех параметров и характеристик ректенны от уровня входного воздействия, так и образование в отклике ректенны новых спектральных составляющих, отсутствующих во входном воздействии.

На основании указанного подхода на кафедре OPT были разработаны программы **INFARS** и

РЕСТ, которые реализуют алгоритмы расчета микрополосковых бесконечных решеток произвольной конфигурации (с учетом паразитных параметров выпрямительных диодов Шоттки см. подразд 4) методом интегральных уравнений и микроволновых нелинейных схем методом гармонического баланса. Практическая применимость этих программ доказана сравнением результатов расчетов на ЭВМ параметров ПВЭ с известными экспериментальными данными [25]. Например, на рис. 8 показаны зависимости КПД двухполупериодного ПВЭ с петлевым вибратором от сопротивления нагрузки (рис. 8, а) и от уровня входной мощности (рис. 8, б). Данные эксперимента отражены на рис. 8 кружочками.

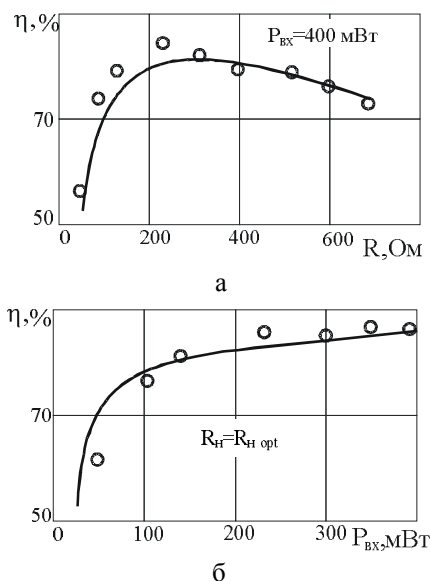


Рис. 8. Энергетические характеристики двухполупериодных ПВЭ

Обобщая результаты теоретических и экспериментальных исследований одиночных ПВЭ [26, 6, 25], необходимо отметить характерные их особенности:

- КПД выпрямления элемента ректенны зависит по нелинейному закону от уровня входного воздействия и сопротивления нагрузки;

- при некотором оптимальном сопротивлении нагрузки и $P_{\text{вх}} = P_{\text{д}}$ КПД достигает максимума;

- КПД выпрямления увеличивается при $X_{\text{вх}}(f_0) \rightarrow 0$ и при росте значения $R_{\text{вх}}(f_0)$;

- наилучшая фильтрация гармоник достигается при значениях входного сопротивления $R_{\text{вх}}(nf_0) \rightarrow 0$ и $Z_{\text{вх}}(nf_0) \rightarrow \pm\infty$;

- недостатком однополупериодных схем ПВЭ является ограничение по уровню входного воздействия, определяемого возможностями одного диода Шоттки: диапазон допустимых значений $P_{\text{вх}}$ существенно расширяется при применении двухполупериодных схем;

- достоинство однополупериодных ПВЭ состоит в том, что они обеспечивают значительную ($\xi = -50$ дБ) фильтрацию гармоник, в то время как уровень гармоник двухполупериодных ПВЭ достаточно высок (порядка -20 дБ);

- установлено, что для корректного описания поля побочного излучения ректенны при расчетах необходимо принимать во внимание спектральные компоненты вплоть до пятой гармоники основной частоты;

- на конкретном примере ректенны с квадратной апертурой (64×64 ПВЭ) показано, что в зависимости от геометрии решетки ректенна может создавать в ряде направлений побочное излучение весьма существенного уровня за счет образования дифракционных максимумов диаграмм направленности на частотах гармоник.

4. Расчет ПВЭ на рабочей частоте, частотах гармоник и постоянном токе

Расчету подлежат следующие параметры приемно-выпрямительных элементов:

- КПД выпрямления

$$\eta_{\text{в}} = P_0 / P_{\text{max}},$$

где P_0 – мощность постоянного тока в нагрузке;

$P_{\text{max}} = e_{\text{х}}^2 / 8R_{\text{а}}(f_0)$ – максимальная мощность, которую может извлечь излучатель ПВЭ из поля падающей волны; $e_{\text{х}}$ – ЭДС холостого хода на клеммах излучателя; $R_{\text{а}}(f_0)$ – активная часть входного сопротивления излучателя на рабочей частоте f_0 ;

- уровень побочного излучения

$$\xi(nf_0) = P_{\Sigma}(nf_0) / P_{\text{вх}}, \quad n = 2, 3 \dots$$

где $P_{\Sigma}(nf_0)$ – мощность, излучаемая ПВЭ на частоте n -й гармоники; $P_{\text{вх}}$ – входная мощность ПВЭ, равная половине произведения амплитуд входного напряжения $U(f_0)$ и входного тока $I(f_0)$ первой гармоники;

- предельно допустимый уровень плотности потока падающей мощности $\Pi_{\text{д}}$, определяемого возможностями диода Шоттки (допустимыми значениями входной мощности $P_{\text{д}}$, прямого тока $I_{\text{д}}$ и обратного напряжения $U_{\text{д}}$, при превышении которых диод пробивается).

Первый этап проектирования ректенн связан с выбором выпрямительного диода, оценкой предельного КПД выпрямления диодов Шоттки и определении требований к излучающей структуре.

В основе расчета ПВЭ лежит метод эквивалентных схем. Эквивалентная схема одной ячейки

Флоке (ПВЭ) ректенны на основе корпусного диода Шоттки показана на рис. 9.

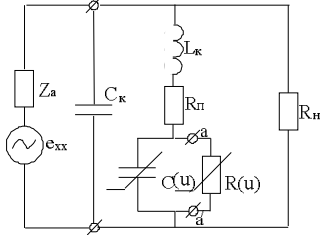


Рис. 9. Эквивалентная схема ячейки Флоке

Здесь излучатель ячейки представлен в виде эквивалентной ЭДС холостого хода e_{xx} , наведенной полем падающей волны в точке питания, и внутренним сопротивлением $Z_a = R_a + jX_a$, равным входному сопротивлению излучателя. Другие элементы схемы обозначены так: $R(u)$, $C(u)$ – нелинейные сопротивление и емкость диода; C_k , L_k , R_n – паразитные емкость, индуктивность и сопротивление потерь диода; R_n – сопротивление нагрузки.

Нелинейные свойства диода в общем случае определяются параллельным соединением нелинейного сопротивления [27]:

$$i(u) = \begin{cases} I_s(e^{\alpha u} - 1), & \text{при } u \leq U_d, \\ D(u - U_d) + I_s(e^{\alpha u} - 1), & \text{при } u > U_d, \end{cases} \quad (1)$$

и нелинейной емкости $C(u)$, равной

$$C(u) = \begin{cases} \frac{C_0}{\left(1 - \frac{u}{\phi_k}\right)^v}, & \text{при } u \leq U_{\max}, \\ C_{\max} \{k(u - U_{\max}) + 1\}, & \text{при } u > U_{\max}. \end{cases} \quad (2)$$

Здесь

$$U_{\max} = \phi_k \left\{ 1 - \exp \left[\frac{1}{v} \ln \left(\frac{C_0}{C_{\max}} \right) \right] \right\};$$

$$k = \frac{v C_0}{\phi_k C_{\max} \left(1 - \frac{U_{\max}}{\phi_k} \right)^{1+v}};$$

u – напряжение входного воздействия; I_s – ток насыщения; α – постоянный коэффициент; D – параметр, выбираемый эмпирическим путем из условия улучшения сходимости итерационного процесса; C_0 – емкость диода при $u = 0$; $C_{\max}$ – емкость диода при $u = U_{\max}$; $U_{\max}$ – напряжение, определяемое из условия

$$(\phi_k - U_{\max})/U_{\max} \ll 1 \neq 0;$$

ϕ_k – контактная разность потенциалов; $v = 0,5$.

Процесс выпрямления – это процесс нелинейный. Поэтому трудно обосновать способ выбора оптимальной схемы ПВЭ ректенны для получения максимума КПД, используя строгие модели ячеек периодичности ректенны, показанных на рис. 9. В связи с этим предлагается проектирование приемно-выпрямительных элементов на первоначальном этапе проводить с применением следующей приближенной модели диода.

Введем два приближения:

1. Нелинейная емкость диода (2) заменяется емкостью перехода при нулевом возбуждении ($u = 0$), т.е. $C(u) = C_0$. Справедливость этого предположения подтверждается экспериментальными данными, приведенными в [27].

2. Усредненное сопротивление диода на первой гармонике $R(f_1)$ намного больше сопротивления потерь диода R_n [14].

Тогда на основании этих двух приближений эквивалентную схему на рис. 9 можно представить в виде, показанном на рис. 10.

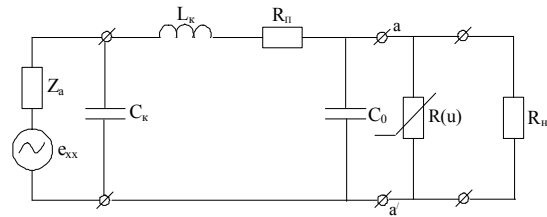


Рис. 10 Эквивалентная схема ПВЭ с корпусным диодом

В дециметровом и сантиметровом диапазонах, где влияние паразитных реактивных элементов корпуса диода пренебрежимо мало, или в случае использования бескорпусных диодов эквивалентная схема упрощается (рис. 11).

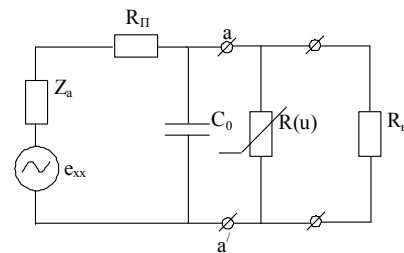


Рис. 11. Эквивалентная схема ПВЭ с бескорпусным диодом

Данное представление позволяет сложную нелинейную задачу проектирования ректенн разбить на две более простые. Одна из них – это задача пересчета параметров антенны Z_a , e_{xx} , к клеммам а-а' по формулам:

– для корпусного диода Шоттки

$$Z_{BX} = \left(\frac{Z_a \frac{1}{j\omega C_K}}{Z_a + \frac{1}{j\omega C_K}} + j\omega L_K + R_{\Pi} \right) \frac{1}{j\omega C_0} \Bigg/ \left(\frac{Z_a \frac{1}{j\omega C_K}}{Z_a + \frac{1}{j\omega C_K}} + j\omega L_K + R_{\Pi} + \frac{1}{j\omega C_0} \right) = R_{BX} + jX_{BX}, \quad (3)$$

$$e'_{xx} = e_{xx} \frac{1}{j\omega C_0} \Bigg/ \left[\frac{1}{j\omega C_K} - \left(Z_a + \frac{1}{j\omega C_K} \right) \left(\frac{1}{j\omega C_K} + j\omega L_K + R_{\Pi} + \frac{1}{j\omega C_0} \right) \right], \quad (4)$$

– для бескорпусного диода Шоттки

$$Z_{BX} = (Z_a + R_{\Pi}) \frac{1}{j\omega C_0} \Bigg/ \left(Z_a + R_{\Pi} + \frac{1}{j\omega C_0} \right) = R_{BX} + jX_{BX} \quad (5)$$

$$e'_{xx} = e_{xx} \Bigg/ \left(Z_a + R_{\Pi} + \frac{1}{j\omega C_0} \right) j\omega C_0. \quad (6)$$

В результате эквивалентная схема сводится к рис. 12.

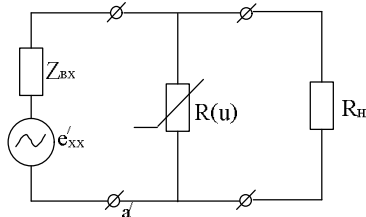


Рис. 12. Эквивалентная схема ячейки Флоке

Таким образом, используя указанные приближения, методом перебора можно обеспечить быстрый поиск резонансных размеров излучающих структур ПВЭ, при которых $Z_{BX} = R_{BX}$. И на этом же этапе определить КПД η_1 пассивного (линейного) четырехполюсника с зажимами а-а'.

Вторая задача – это расчет (нелинейного четырехполюсника) КПД выпрямления η_2 диода при $R_{\Pi} = 2R_{BX}$ и определение результирующего КПД выпрямления ректенны $\eta_b = \eta_1 \eta_2$. То есть результирующий КПД выпрямления определяется произведением КПД выпрямления идеального диода (без учета паразитных элементов и сопротивления потерь) на КПД пассивного четырехполюсника, изображенного на рис. 10 или 11.

Для наглядности, на основе описанного подхода, приведен пример расчета максимально достижимых КПД выпрямления ПВЭ ректенн миллимет-

рового диапазона (на частоте 35 ГГц) и даны практические рекомендации для их проектирования. Исследовалось два варианта ПВЭ. Первый вариант ПВЭ на основе корпусного диода Шоттки, второй – на основе бескорпусного диода Шоттки. Параметры диодов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры диодов Шоттки

Тип диода	P_d , Вт	I_s , пА	α , В ⁻¹	R_{Π} , Ом	C_0 , пФ	C_K , пФ	L_K , нГн
корпусной	0,10	5,24	30,0	4,85	0,13	0,10	0,20
бескорпусной	0,06	44000	37,0	7,50	0,08	–	–

В табл. 1 через P_d обозначена предельно допустимая входная мощность диода.

Задача решалась таким образом. Вначале используя программу **RECT** вычислялись значения η_2 при $P_{BX} = P_d$, $R_{\Pi} = 2R_{BX}$ и $R_{BX} = \text{var}$ (рис. 13, сплошная кривая описывает η_2 корпусного диода, пунктирная – бескорпусного).

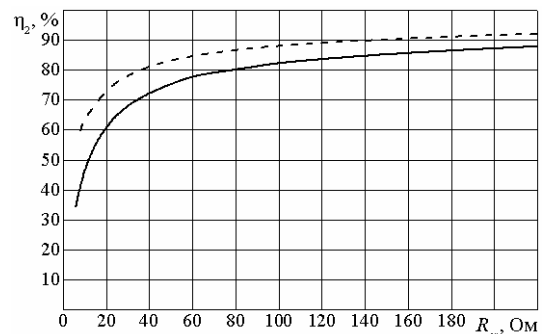


Рис. 13. Зависимость КПД выпрямления идеального диода от входного сопротивления ПВЭ

Из рис. 13 видно, что бескорпусной диод Шоттки имеет более высокий КПД выпрямления по сравнению с корпусным диодом. Это при условии, что первый диод рассчитан на максимальную мощность 60 мВт, а второй – на 100 мВт.

Затем, полагая, что $X_{BX} = 0$ и $R_{BX} = \text{const}$, из (3) находились значения Z_a , соответствующие определенным значениям R_{BX} для корпусного диода Шоттки, а из (5) – для бескорпусного диода Шоттки. Результаты этих расчетов на частоте 35 ГГц представлены на рис. 14.

На рис. 14 кривая 1 описывает активное сопротивление антенны R_a , а кривая 2 – реактивное X_a .

Полученные результаты, которые приведены на рис. 14, служат ориентирами для выбора или конструирования типа излучателя ректенны с учетом паразитных элементов корпуса диода.

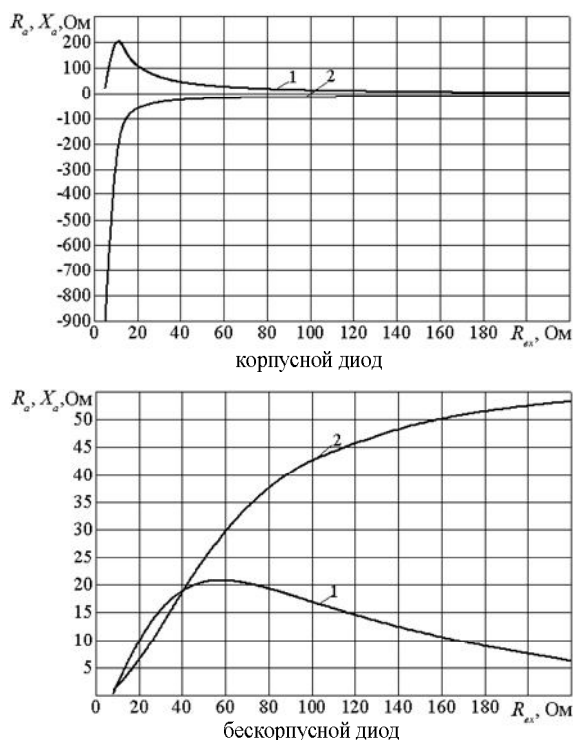


Рис. 14. Зависимость активной и реактивной составляющей сопротивления излучателя от входного сопротивления ПВЭ

Значения КПД цепи η_1 , соответствующие рассчитанным величинам Z_a , приведены на рис. 15 (сплошная кривая описывает η_1 корпусного диода, пунктирная – бескорпусного). Из полученных результатов видно, что величина η_1 также выше у бескорпусного диода.

Итоговые зависимости КПД выпрямления ПВЭ η_v антенны-выпрямителя от $R_{вх}$ представлены на рис. 16 (сплошная кривая описывает η_v корпусного диода, пунктирная – бескорпусного).

Из приведенного примера видно, как и следовало ожидать, что бескорпусной диод Шоттки имеет лучшие характеристики КПД выпрямления по сравнению с корпусным диодом Шоттки. Поэтому при выборе выпрямительных элементов, для обеспечения максимальной величины η_v необходимо ориентироваться на бескорпусные диоды, а если использовать корпусные, то делать выбор на диодах с наименьшими номиналами паразитных элементов (см. рис. 9).

На рис. 17 приведены кривые результирующего КПД выпрямления ПВЭ $\eta_v = \eta_1 \eta_2$ с корпусным диодом Шоттки на частотах 12 ГГц (кривая 1), 23 ГГц (кривая 2) и 43 ГГц (кривая 3). Из полученных зависимостей видно, что увеличение рабочей частоты существенно сказывается на результирующем КПД выпрямления, т.к. с ростом частоты сильнее проявляется влияние паразитных элементов корпуса диода.

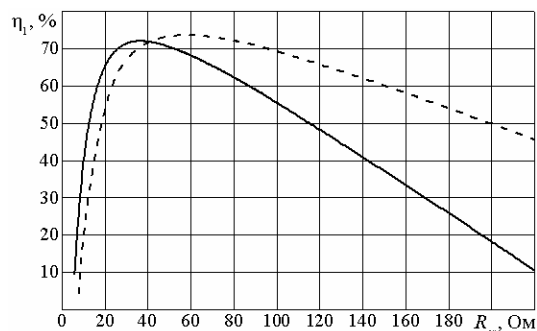


Рис. 15. Зависимость КПД линейного четырехполюсника от входного сопротивления ПВЭ

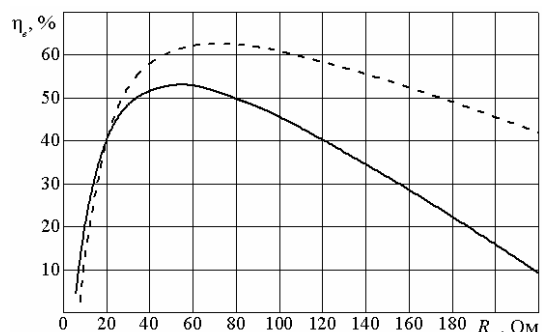


Рис. 16. Зависимость результирующего КПД выпрямления от входного сопротивления

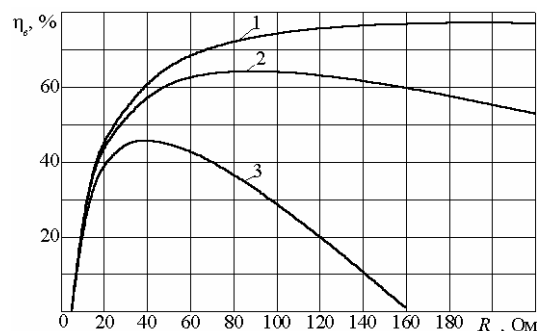


Рис. 17. Зависимость результирующего КПД выпрямления от входного сопротивления на различных частотах

Из рис. 17 видно, что с увеличением рабочей частоты f входное сопротивление $R_{вх}$, при котором максимальный КПД выпрямления, падает и в диапазоне КВЧ уменьшается от 200 Ом до 40 Ом. Эти данные являются исходными при выборе конфигурации излучающих структур ПВЭ антенн-выпрямителей.

Следующий этап расчета связан с поиском рациональной конфигурации излучающей структуры ПВЭ, обеспечивающей достижение приемлемых значений его трех параметров η_v , P_s и ξ .

На рис. 18 приведены возможные варианты топологий излучающих структур ПВЭ.

В разрывы включаются выпрямительные диоды. Ячейки Флоке выполнены на основе симметричных вибраторов, квадруполь, петлевых вибраторов, пе-

риодических структур типа „коллинеарные провода” и „сетка” (рис. 18, д, е). Использование излучающей структуры вида 18, е дает возможность работы ректенны при вращающейся поляризации поля возбуждения. В ячейке периодичности используется два идентичных диода во взаимно перпендикулярных ветвях сетки. Эти ветви одинаковы и обеспечивают прием на ортогональных поляризациях.

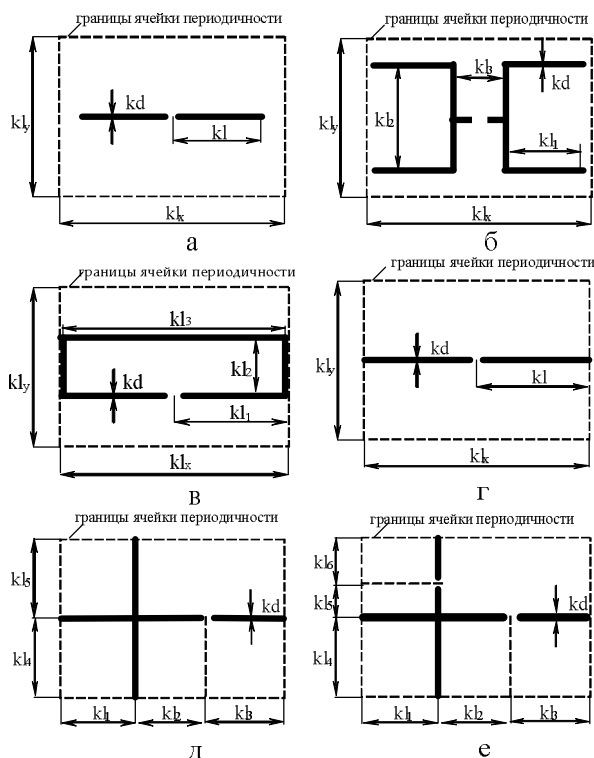


Рис. 18. Топологии ячеек Флоке

Проведенные численные исследования (табл. 2), в случае использования в ПВЭ корпусных диодов (табл. 1), показали, что при использовании излучающих структур на основе вибратора, квадрупольного и петлевого излучателя можно достичь КПД выпрямления близкого к предельному за счет высоких значений $R_{вх}$ (рис. 16), но при этом параметры P_s и ξ_n значительно хуже, чем у излучающих структур типа „коллинеарные провода” и „прямоугольная сетка”.

Уровень гармоник вычисляется по следующей формуле:

$$\xi_n = 10 \lg \frac{P_{\Sigma n}}{P_{вх}},$$

где $P_{\Sigma n}$ – мощность, излучаемая на частотах гармоник,

$$P_{\Sigma n} = P_n \eta_1(nf_1) = \frac{1}{2} I_n^2 \operatorname{Re}\{Z_{вх}(nf_1)\} \eta_1(nf_1),$$

P_n – мощность n-й гармоники, выделяемая на реальной части входного сопротивления $Z_{вх}(nf_1)$ эквивалентной схемы в сечении а-а' (см. рис. 12) на

частотах гармоник рабочей частоты f_1 ; $\eta_1(nf_1)$ – КПД передачи мощности n-й гармоники от сечения а-а' до входных клемм излучателя (см. рис. 10, 11); $P_{вх}$ – входная мощность.

Таблица 2

Результаты расчета при $\varepsilon_r = 2,2$ и ширине микрополоска $kd = 0,125$

Тип антенной решетки	$kl_x \times kl_y$	$\eta_{в}, \%$	$P_s, \text{Вт/м}^2$	$\xi_1, \text{дБ}$	$R_{вх}, \text{Ом}$
Вибраторная	3,0×3,0	51,9	$3,10 \cdot 10^3$	-23,95	36,6
Квадрупольная	3,14×3,14	51,9	$2,83 \cdot 10^3$	-24,16	38,7
Коллинеарные провода	1,5×1,5	23,0	$5,49 \cdot 10^3$	-48,8	9,6
Сетка	1,5×1,5	35,0	$6,90 \cdot 10^3$	-50,0	14

Структуры, изображенные на рис. 3, рис. 18, г – е обладают одним общим свойством: область максимальных КПД лежит в пределах $(1-5)kl$, т.е. геометрические размеры ячейки меньше примерно на полпорядка, чем длина рабочей волны. Из-за плотного размещения диодов на подложке такие структуры могут быть отнесены к классу антенн с квазираспределенными нелинейными элементами. Основное их достоинство – возможность реализации высоких значений мощности постоянного тока «снимаемой» с 1 м² апертуры ректенны. Значение P_s сетчатой ректенны примерно в два раза больше, чем у ректенн, выполненных на основе вибратора за счет меньшей площади ячейки и она выигрывает в КПД (т.к. имеет более высокие значения $R_{вх}$) по сравнению со структурой „коллинеарные провода”.

Сетчатые структуры совместно с паразитными элементами корпуса образуют естественный фильтр высших гармоник и позволяют среди рассмотренных структур добиться наилучшего (до -50 дБ) подавления побочного излучения. Это объясняется тем, что рассмотренные периодические структуры имеют малое активное сопротивление $R_{вх}(nf_1)$ на частотах гармоник [14]. Малые значения $R_{вх}(nf_1)$, с одной стороны, приводят к низким коэффициентам передачи $\eta_1(nf_1)$, а с другой – к незначительному преобразованию в процессе выпрямления мощности падающего луча в мощности высших гармоник P_n . Благодаря этим двум причинам обеспечивается существенное подавление внешнего излучения.

В случае ПВЭ с бескорпусными диодами Шоттки можно получить КПД выпрямления, близ-

кий к предельному (рис. 16). Основным недостатком указанных структур является высокий уровень побочного излучения. Для его устранения необходимо провести дополнительные исследования ректенн, снабженных фильтрами гармоник или частотно-селективными поверхностями.

Основная причина, обуславливающая невысокий КПД выпрямления $\eta_{\text{в}}$ периодических излучающих структур миллиметрового диапазона – низкое значение $R_{\text{вх}}$ (см. зависимость результирующего КПД выпрямления от входного сопротивления на рис. 16).

Эффективный способ увеличения КПД – уменьшение сопротивления потерь $R_{\text{п}}$ диода Шоттки. Это иллюстрирует зависимость $\eta_{\text{п}} = f(R_{\text{п}})$ (рис. 19) для структуры типа «коллинеарные провода».

Один из недостатков структуры типа «коллинеарные провода» – это последовательное соединение ячеек по постоянному току, так как в этом случае не всегда удастся подобрать нужную величину $R_{\text{н}}$ (см. рис. 3) при энергоснабжении какого-либо объекта. Более гибкой является последовательно-параллельная схема сбора, которая естественным образом образуется в структуре типа «сетка».

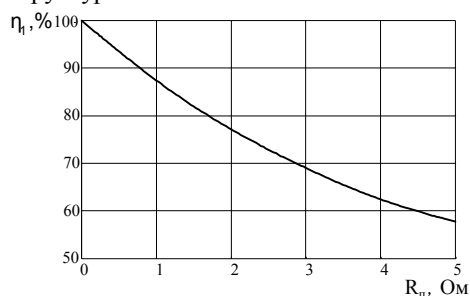


Рис. 19. Зависимость $\eta_{\text{п}}$ от сопротивления потерь для структуры типа «коллинеарные провода»

Эффективность работы ректенны зависит не только от КПД выпрямления отдельных ПВЭ, но и от того, как организован сбор мощности постоянного тока с выхода этих элементов. Для определения энергетических характеристик отдельного ПВЭ в составе бесконечной периодической решетки в [14, 29] применяются упрощенные модели (макромодели) ПВЭ по постоянному току. В связи с тем, что схемы сбора ректенн функционируют на постоянном токе, то естественно, что макромодель ПВЭ должна характеризовать его как генератор постоянного тока (ГПТ).

Различают физические и информационные макромодели. Физической макромоделью (упрощенной электрической схемой) ПВЭ по постоянному току является либо эквивалентный генератор ЭДС холостого хода E_i с внутренним сопротивле-

нием R_i , либо эквивалентный генератор тока короткого замыкания I_i . Информационная модель необходима для численного определения параметров E_i , R_i и представляют собой уравнения, устанавливающие зависимость величин E_i , R_i от заданных параметров ректенны. КПД выпрямления при заданной структуре ПВЭ ректенны, как известно, зависит от уровня плотности потока мощности падающего поля Π и сопротивления нагрузки по постоянному току $R_{\text{н}}$. Поэтому в качестве уравнений связи информационной макромодели ПВЭ целесообразно применять уравнения вида:

$$E_i = f(\Pi); R_i = f(\Pi); R_{\text{н}} = \text{const}, \quad (7)$$

$$E_i = f(R_{\text{н}}); R_i = f(R_{\text{н}}); \Pi = \text{const}. \quad (8)$$

В [14, 28] можно найти методику определения параметров эквивалентного генератора. Здесь показано, что зависимости (7) и (8) можно аппроксимировать степенными функциями вида

$$E_i = E_{\text{max}}(\Pi_{\text{max}}) \bar{\Pi}^{\beta}; R_i = R_{\text{max}}(\Pi_{\text{max}}) \bar{\Pi}^{\alpha}, \quad \text{при } R_{\text{н}} = \text{const}, \quad (9)$$

$$E_i = E_{\text{max}}(R_{\text{нmax}}) \bar{R}_{\text{н}}^{\gamma}; R_i = R_{\text{max}}(R_{\text{нmax}}) \bar{R}_{\text{н}}^{\delta}, \quad \text{при } \Pi = \text{const}, \quad (10)$$

где $E_{\text{max}}(\Pi_{\text{max}})$, $R_{\text{max}}(\Pi_{\text{max}})$ – значения E_i , R_i при $\Pi = \Pi_{\text{max}}$; $E_{\text{max}}(R_{\text{нmax}})$, $R_{\text{max}}(R_{\text{нmax}})$ – значения E_i и R_i при $R_{\text{н}} = R_{\text{нmax}}$; Π_{max} и $R_{\text{нmax}}$ – максимальные величины плотности потока мощности и сопротивления нагрузки, принятые для расчетов; $\bar{\Pi}$, $\bar{R}_{\text{н}}$ – нормированные к максимальному значению величины Π , $R_{\text{н}}$, β , γ , δ – постоянные коэффициенты.

Полученные соотношения (9), (10) описывают ПВЭ как зависимый от величины Π и $R_{\text{н}}$ источник постоянного тока. Применяя эту макромодель, составляется эквивалентная схема цепей постоянного тока ректенны и рассчитывается КПД схемы сбора мощности постоянного тока.

Заключение

В статье приведена последовательность расчета приемно-выпрямительных элементов крупноапертурных ректенн в случае их равноамплитудного и синфазного возбуждения. Разработаны практические рекомендации по выбору выпрямительных диодов и излучающих структур ПВЭ, позволяющие приблизить их параметры к максимально возможным.

Многочисленные расчеты и экспериментальные исследования показали, что пути улучшения технических характеристик ректенных элементов состоят в следующем.

Для уменьшения уровня излучения на частотах гармоник, увеличения мощности в нагрузке ректенны за счет минимизации потерь энергии перераспределяющейся на частоты высших гармоник, необходимо провести дополнительные исследования частотно-селективных поверхностей.

В случае работы ректенны в бортовых условиях или при сильных ветровых нагрузках, необходимо при минимальных ее массогабаритных показателях, увеличить удельную мощность снимаемую с 1 м² апертуры. Такая задача решается либо увеличением рабочей частоты, либо использованием вращающейся поляризации поля. В связи с этим необходимо провести поиск оптимальных конфигураций ПВЭ с круговой поляризацией и исследовать их в диапазонах гипервысоких частот и оптическом.

Для увеличения КПД солнечных батарей следует рассмотреть возможность использования оптических ректенн, т.е. решить проблему о преобразовании излучения терагерцевых частот в постоянный ток.

Литература

1. Brown, W.C. Experimental involving a microwave beam to power and position a helicopter [Текст] / W.C. Brown // IEEE Trans. V. AES-5. – 1969. – No. 9. – 692 p.
2. Morris, C.E. Microwave powered, unmanned, high-altitude airplanes [Текст] / C.E. Morris // Journal of aircraft. – 1984. – V. 21, N 12. – P. 966-970.
3. Brown, W.C. Microwave powered, long duration, high-altitude platform [Текст] / W.C. Brown // Internal. microwave symp. – N.Y.: IEEE. 1986. – P. 507-510.
4. Разработка, изготовление и испытания ЛА с передачей энергии СВЧ-лучом. Этап 1. Исследование возможности создания ЛА различных типов и назначения с передачей энергии на борт с помощью СВЧ-луча [Текст]: Отчет о НИР / Мос. авиа. ин-т; рук. Чурусов А.К. – М., 1993. – 127 с.
5. Фокусировка электромагнитного излучения и ее применение в радиоэлектронных средствах СВЧ [Текст]: моногр. / А.В. Гомозов, В.И. Гомозов, Г.В. Ермаков, С.В. Титов; под. ред. В.И. Гомозова. – Х.: КП «Городская типография», 2011. – 330 с.
6. Бахрах, Л.Д. Справочник по антенной технике [Текст] / Справ. в 5 т. Т. 1. / Л.Д. Бахрах, Л.С. Бенинсон, Е.Г. Зелкин; под общ. ред. Я.Н. Фельда, Е.Г. Зелкина. – М.: ИПРЖР, 1997. – 256 с.
7. Лучанинов, А.И. Математическая модель антенны с включенными нелинейными элементами [Текст] / А.И. Лучанинов // Автоматизация проектирования устройств и систем сверхвысоких частот. – Красноярск: Изд-во КПИ, 1984. – С. 30-91.
8. Шифрин, Я.С. Приемно-выпрямительные элементы ректенных систем [Текст] / Я.С. Шифрин, А.И. Лучанинов, В.М. Шокало. – Х.: Харьк. ин-т радиоэлектроники, 1988. – 181 с. – Деп. в УкрНИИ-ИНТИ. 20.2.89, № 1626-Ук89.
9. Шокало, В.М. Эффективность системы передачи энергии СВЧ-лучом [Текст] / В.М. Шокало, А.М. Рыбалко. – Х.: Харьк. техн. ун-т. радиоэлектроники, 1995. – 40 с. – Деп. в ГНТБ Украины. 13.04.95, № 856-Ук95.
10. Алгоритм анализа эквидистантной решетки ленточных микрополосковых излучателей произвольной геометрии, адаптированный к расчету крупноапертурных антенн с нелинейными элементами. 1. Модель, описание геометрии и система интегральных уравнений для токов ленточных микрополосковых излучателей сложной геометрии в составе бесконечной решетки [Текст] / А.И. Лучанинов [и др.] // Радиотехника. – 2001. – Вып. 117. – С. 78-84.
11. Алгоритм анализа эквидистантной решетки ленточных микрополосковых излучателей произвольной геометрии, адаптированный к расчету крупноапертурных антенн с нелинейными элементами. 2. Решение системы интегральных уравнений [Текст] / А.И. Лучанинов [и др.] // Радиотехника. – 2001. – Вып. 118. – С. 3-7.
12. Алгоритм анализа эквидистантной решетки ленточных микрополосковых излучателей произвольной геометрии, адаптированный к расчету крупноапертурных антенн с нелинейными элементами. 3. Особенности численной реализации алгоритма [Текст] / А.И. Лучанинов [и др.] // Радиотехника. – 2001. – Вып. 119. – С. 199-210.
13. Алгоритм анализа эквидистантной решетки ленточных микрополосковых излучателей произвольной геометрии, адаптированный к расчету крупноапертурных антенн с нелинейными элементами. 4. Результаты решения тестовых задач [Текст] / А.И. Лучанинов [и др.] // Радиотехника. – 2001. – Вып. 120. – С. 8-11.
14. Крупноапертурные антенны-выпрямители систем беспроводной передачи энергии микроволновым лучом [Текст]: моногр. / В.М. Шокало, А.И. Лучанинов, А.М. Рыбалко, Д.В. Грецык; под общ. ред. В.М. Шокало. – Х.: Коллегиум, 2006. – 308 с.
15. Chen, R.H. Design and Experiment of a Loop Rectenna for RFID Wireless Power Transmission and Data Communication Applications [Текст] / R.H. Chen, Y.C. Lee, J.S. Sun // Progress in Electromagnetics Research Symposium, Beijing, China, 2009. – P. 528-531.
16. Compact Circularly Polarized Rectenna with Unbalanced Circular Slots [Текст] / T.C. Yo, C.M. Lee, C.M. Hsu, C.H. Luo // IEEE Trans. Antennas Propag. – 2008. – V. 56, N 3. – P. 882-886.
17. Gao, Y.-Y. A circular polarized rectenna with low profile for wireless power transmission [Текст] / Y.-Y. Gao, X.-X. Yang, C. Jiang, J.-Y. Zhou // Progress In Electromagnetics Research Letters. – 2010. – V. 13. – P. 41-49.
18. Запорожец, А.А. Оптимизация характеристик систем передачи энергии микроволновым пучком [Текст]: Автореф. дисс. ... канд. физ.-мат.наук: 01.04.04/ А.А. Запорожец; МГУ им. М.В. Ломоносова, физ. фак. – М., 1991. – 18 с.
19. Пат. 4360741 США, МКИ H02M 7/00. Combined antenna-rectifier arrays for power distribution systems [Текст] / Fitzsimmons G.W., Lund W.W., Nalos

E.J.; Заявитель и патентообладатель The Boeing Company, Seattle, Wash. № 194123; заявл. 6.10.1980; опубл. 23.11.1982.

20. Brown, W.C. Electronic and mechanical improvement of the receiving terminal of a free-space microwave power transmission system [Текст] / W.C. Brown. — Raytheon Co., Wayland, MA, Tech. Rep. PT-4964, NASA Report No. CR-135194, NASA Contract No. NAS 3-19722, P. 66, Aug. 1977.

21. McSpadden, O. Design and experiments of a high-conversion-efficiency 5.8-GHz rectenna [Текст] / O. McSpadden, L. Fan, K. Chang // IEEE Trans. Microwave Theory Tech. — 1998. — V. 46. — P. 2053-2060.

22. Yoo, T.-W. Theoretical and experimental development of 10 and 35 GHz rectennas [Текст] / T.-W. Yoo, K. Chang // IEEE Trans. on Microwave Theory and Techniques. — 1992. — V. 40, N 6. — P. 1259-1263.

23. Koert, P. Millimeter wave technology for space power beaming [Текст] / P. Koert, J.T. Cha // IEEE Trans. on Microwave Theory and Techniques. — 1992. — V. 40, N 6. — P. 1251-1258.

24. Егоров, А.Н. Оценка рассеянного поля ректенны [Текст] / А.Н. Егоров, В.Е. Рябцев // Радиотехника. — 1988. — № 4. — С. 71-73.

25. Экспериментальное исследование эффективности элементов антенны-выпрямителя (рек-тенны) [Текст] / А.Н. Егоров, А.И. Калмыков [и др.] // Радиотехника и электроника. — 1983. — N 3. — С. 613 — 615.

26. Gutmann, R.J. Power combining in an array of microwave power rectifiers [Текст] / R.J. Gutmann, J.M. Borrego // IEEE Trans. on Microwave Theory and Techniques. — 1979. — V. MTT-27, № 12. — P. 958-968.

27. Лучанинов, А.И. Расчет динамических характеристик ректенн с учетом влияния нелинейной емкости выпрямительных диодов [Текст] / А.И. Лучанинов, А.А. Коновальцев, М.А. Омаров // Вестник Харьк. гос. ун-та, 1999. — С. 59.

28. Нарыжная, В.В. Макромодель приёмно-выпрямительного элемента ректенны по постоянному току [Текст] / В.В. Нарыжная, В.М. Шокало // Радиотехника. — 1993. — Вып. 96. — С. 79-82.

Поступила в редакцию 30.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Производство радиоэлектронных средств летательных аппаратов», декан факультета «Радиотехнических систем летательных аппаратов» В.М. Илюшко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ПРИЙМАЛЬНО-ВИПРЯМНИХ ЕЛЕМЕНТІВ РЕКТЕН СИСТЕМ БЕЗПРОВОДОВОЇ ПЕРЕДАЧІ ЕНЕРГІЇ

Д.В. Грецьких, А.В. Гомозов, В.А. Назаренко, Ш.Ф.А. Аль-Самарай

У роботі узагальнені результати досліджень приймально-випрямних елементів (ПВЕ) антен-випрямлячів (ректен) систем безпроводової передачі енергії мікрохвильовим променем у важкодоступні райони. Запропоновано методику розрахунку характеристик ректенних елементів на робочій частоті, частотах гармонік і постійному струмі при їх рівноамплитудному та синфазному збудженні. Дано практичні рекомендації з вибору випромінюючих структур і випрямних діодів ПВЕ ректен, розглянуті способи по удосконаленню їхніх параметрів. Зазначено шляхи вдосконалювання теорії й техніки антен-випрямлячів.

Ключові слова: безпроводова передача енергії, ректена, приймально-випрямний елемент, ККД випрямлення.

THE DESIGN PROCEDURE RECEIVING-RECTIFYING ELEMENT RECTENNA SYSTEMS OF WIRELESS POWER TRANSMISSION

D.V. Gretskih, A.V. Gomofov, V.A. Nazarenko, Sh.F.A. Al-Sammarraie

The paper summarizes the results of research receiving-rectifying elements (RRE) antenna-rectifier (rectenna) systems of wireless power transmission by microwave beam in remote areas. The technique of calculating the characteristics of rectenna elements at the operating frequency, the harmonic frequencies and DC at their in-phase and equal amplitude excitation is offered. Practical recommendations on the choice of the radiating structures and the rectifier diodes RRE rectenna are given, ways to improve their parameters are addressed. Ways to improve the theory and techniques of antenna-rectifier are specified.

Key words: wireless power transmission, rectenna, the receiving-rectifying element, rectification efficiency.

Грецьких Дмитрій Вячеславович — канд. техн. наук, доцент кафедри основ радіотехники, Харківський національний університет радіоелектроніки, Харків, Україна, e-mail: dvgretskih@rambler.ru.

Гомозов Андрій Володимирович — канд. техн. наук, ст. научн. сотр., докторант кафедри основ радіотехники, Харківський національний університет радіоелектроніки, Харків, Україна, e-mail: andgom@rambler.ru.

Назаренко Володимир Анатольевич — канд. техн. наук, доцент кафедри основ радіотехники, Харківський національний університет радіоелектроніки, Харків, Україна, e-mail: nva11@rambler.ru.

Аль-Самарай Шаміль Фадель Альван — аспірант кафедри основ радіотехники, Харківський національний університет радіоелектроніки, Харків, Україна, e-mail: samilalwan@yahoo.com.

УДК 621.391

К.С. КОЗЕЛКОВА

ДП «Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління», Київ

АНАЛІЗ ВИХІДНОГО ЕФЕКТУ ОПТИМАЛЬНОЇ Й СУБОПТИМАЛЬНОЇ СХЕМ ОБРОБКИ СКЛАДНИХ ПРОСТОРОВО-ЧАСОВИХ СИГНАЛІВ

Для антенних решіток з обробкою сигналу, до яких відносяться антени зі складними діаграмами направленості, доцільно розглядати сигнали на різних етапах їх обробки і відповідно співвідносити з кожним із цих перерізів своє визначення просторово-часового сигналу. На виході системи обробки зі складною діаграмою направленості формується просторово-часовий сигнал складної форми. Враховуючи лінійний характер перетворення сигналів, з одного боку, і принцип взаємності в теорії антен, з іншого боку, застосований розроблений апарат синтезу й аналізу складних прийомних діаграм направленості.

Ключові слова: діаграма спрямованості, просторово-часовий сигнал.

Вступ

Проведемо спочатку аналіз вихідного ефекту оптимальної системи обробки сигналів. Для цього розглянемо окремо складову перешкоди $Y_n(\theta)$ й сигнальну $Y_s(\theta)$ складову вихідного ефекту

$$Y(\theta) = Y_s(\theta) + Y_n(\theta). \quad (1)$$

При цьому вважаємо, що єдиним суттєвим параметром прийнятого сигналу є напрямок його приходу

$$S(t; \theta_s) = S(t; \theta) \delta(\theta - \theta_s) = S_0 \exp \left\{ j \left[\omega_0 t - \phi_0 \left(t - \theta \frac{T}{\theta_M} \right) + \phi_s \right] \right\} \delta(\theta - \theta_s). \quad (2)$$

$$Y_s(\theta) = \sum_{k=-m}^m \sin c 2\pi \chi_M (\theta - k\Delta\theta) \times \int_{-T}^T S_0 \exp \left\{ -j \left[2\pi f_0 (t - Z) - \phi_0 (Z - t) + \phi_0 \right] \right\} \times \\ \times S_0 \exp \left\{ j \left[2\pi f_0 Z - \phi_0 \left(Z - \theta_s \frac{T}{\theta_M} \right) + \phi_s \right] \right\} \times \\ \times \sin c 2\pi \chi_M (\theta_s - k\Delta\theta) dZ. \quad (3)$$

Перетворюючи вираз (3), одержуємо

$$Y_s(\theta) = S_0^2 2T \exp \left\{ j(2\pi f_0 t + \phi_s - \phi_0) \right\} \times \\ \times \sin c 2\pi \chi_M (\theta - \theta_s) \times \\ \times \frac{1}{2T} \int_{-T}^T \exp \left\{ j \left[\phi_0 (Z - t) - \phi_0 \left(t - \theta_s \frac{T}{\theta_M} \right) \right] \right\} dt. \quad (4)$$

Замінімо інтегральний вираз (4) функцією типу $\sin c x$. Тоді вираз для сигнальної складової вихідного ефекту оптимальної системи обробки:

$$Y_s(\theta) \equiv S_0^2 2T e^{j\omega_0 t} e^{j(\phi_s - \phi_0)} \times$$

$$\times \sin c 2\pi \chi_M (\theta - \theta_s) \sin c \frac{\pi}{\Delta t} \left(t - \theta_s \frac{T}{\theta_M} \right). \quad (5)$$

Якщо вибрати Δt відповідно до

$$\Delta t = \frac{1}{2F_M} = \frac{T}{2\chi_M \theta_M} = \frac{2T}{2m+1}, \quad (6)$$

$$\sin c \frac{\pi}{\Delta t} \left(t - \theta_s \frac{T}{\theta_M} \right) = \sin c 2\pi \chi_M \left(t \frac{\theta_M}{T} - \theta_s \right), \quad (7)$$

то позначаючи $\theta = t \frac{\theta_M}{T}$, остаточно одержуємо

$$Y_s(\theta) = S_0^2 2T \exp \left\{ j \left(\omega_0 t + \phi_s - \phi_0 \right) \right\} \times \\ \times \sin c^2 2\pi \chi_M (\theta - \theta_s). \quad (8)$$

Як і слід було сподіватися, вираз для сигнальної складової вихідного ефекту оптимальної системи обробки складних зондувальних сигналів збігається з виразом для просторово-часової функції невизначеності складних зондувальних сигналів. Як і функція невизначеності, вихідний ефект описується функцією $\sin c^2 x$ й відрізняється від вихідного ефекту оптимальної системи обробки простих звичайно використовуваних просторово-часових сигналів, описуваного функцією $\sin c x$ [1]. Це вказує на те, що використання складних просторово-часових сигналів у траєкторних радіосистемах РКК дозволяє суттєво поліпшити їхні якісні характеристики [1, 2].

Результати досліджень

Перейдемо до розгляду вихідного ефекту субоптимальної системи обробки, представленої у вигляді об'єднання просторових каналів і загального каналу часової обробки [1].

У цьому випадку формована системою діаграма направленості $F(\theta)$ на виході суматора має вигляд

$$F(\theta) = \sum_{k=-m}^m \sin c 2\pi\chi_M (\theta - k\Delta\theta). \quad (9)$$

Як і колись будемо вважати

$$|F(\theta)| = \left| \sum_{k=-m}^m \sin c 2\pi\chi_M (\theta - k\Delta\theta) \right| = F_0 = \text{const}, \quad (10)$$

що буде забезпечувати безперервне спостереження за всім сектором огляду. У цьому випадку сигнал $S(t; \theta)$, прийнятий діаграмою направленості на виході суматора, буде мати вигляд

$$S_{\Sigma}(t) = \int_{-\theta_M}^{\theta_M} S(t; \theta) F(\theta) d\theta, \quad (11)$$

що з урахуванням точкової цілі (2) приводить до наступного значення виразу (11) у записі для комплексної обгинаючої сигналу

$$S_{\Sigma}(t) = S_{\Sigma}(t; \theta_s) = S\left(t - \theta_s \frac{T}{\theta_M}\right) F(\theta_s), \quad (12)$$

де значення діаграми направленості

$$F(\theta_s) = \sum_{k=-m}^m \sin c 2\pi\chi_M (\theta_s - k\Delta\theta) \quad (13)$$

не залежить від θ_s і буде визначатися тільки спрямованими властивостями (коефіцієнтом підсилення) антени. І тоді (12) можна представити у вигляді

$$S_{\Sigma}(t; \theta_s) = F_0 S\left(t - \theta_s \frac{T}{\theta_M}\right). \quad (14)$$

Таким чином, об'єднання просторових каналів виключає із процесу обробки фільтруючі властивості антеною системи й приводить до реалізації тільки часової фільтрації в загальному часовому каналі обробки відповідно до (4), що приводить до такої сигнальної складової вихідного ефекту системи обробки:

$$Y_s(\theta) = S_0^2 2T \exp\left\{j\left(\omega_0 t + \phi_s - \phi_0\right)\right\} \sin c 2\pi\chi_M (\theta - \theta_s), \quad (15)$$

$$Y_s(t) = S_0^2 2T \exp\left\{j\left(\omega_0 t + \phi_s - \phi_0\right)\right\} \sin c 2\pi F_M (t - t_s). \quad (16)$$

Що ж стосується вихідного ефекту системи, то очевидно, що його сигнальна складова з урахуванням характеристик направленості антенних систем збігається з (15, 16).

Перейдемо до визначення складових перешкод вихідних ефектів систем обробки складних просторово-часових сигналів. Складова перешкод вихідного ефекту системи обробки визначається аналогічно сигнальної складової (1). Для складової перешкод вихідного ефекту оптимальної системи обробки складних просторово-часових сигналів маємо

$$Y_n(\theta) = \sum_{k=-m}^m \sin c 2\pi\chi_M (\theta - k\Delta\theta) \times \int_{-T}^T S_0 \exp\left\{j\left[2\pi f_0 t - \phi_0 (Z - t) + \right.\right. \quad (17)$$

$$\left. + \phi_0\right\} dt \int_{-\theta_M}^{\theta_M} n(t; \hat{\theta}) \sin c 2\pi\chi_M (\hat{\theta} - k\Delta\theta) d\hat{\theta}.$$

Після ряду перетворень одержуємо

$$\begin{aligned} \langle Y_n(\theta_1) Y_n^*(\theta_2) \rangle &= S_0^2 2T \frac{N_0}{2\chi_M} \times \sin c 2\pi\chi_M (\theta_1 - \theta_2) \times \\ &\times \frac{1}{2T} \int_{-T}^T \exp\left\{j\left[\phi_0 (Z_2 - t) - \phi_0 (Z_1 - t)\right]\right\} dt. \end{aligned} \quad (18)$$

Здійснюючи з (18) перетворення аналогічні тем, які здійснювали із сигнальної складової (4), приходимо до такого значення кореляційної функції складової перешкод оптимальної системи обробки

$$\langle Y_n(\theta_1) Y_n^*(\theta_2) \rangle = S_0^2 2T \frac{N_0}{2\chi_M} \sin c^2 2\pi\chi_M (\theta_1 - \theta_2), \quad (19)$$

$$\langle Y_n(t_1) Y_n^*(t_2) \rangle = S_0^2 2T \frac{N_0}{2\chi_M} \sin c^2 2\pi F_M (t_1 - t_2). \quad (20)$$

Визначимо відношення потужності сигналу до потужності перешкод $\mu_{МК}$ на виході оптимальної багатоканальної системи обробки. З урахуванням (8) і (19) одержимо

$$\mu_{МК} = (P_s/P_l)_{\hat{A}\hat{U}\hat{O}} = S_0^2 2T / (N_0 / (2\chi_M)). \quad (21)$$

Перемножуючи чисельник і знаменник (21) на $2\theta_M$, одержуємо

$$\mu_{МК} = \frac{S_0^2 2T}{N_0 2\theta_M} 2\chi_M 2\theta_M = (P_s/P_l)_{\hat{A}\hat{O}} B_0, \quad (22)$$

тобто відношення сигнал-перешкода на виході системи обробки збільшилося в базу раз B_0 у порівнянні із входом системи.

При визначенні складової перешкод вихідного ефекту системи обробки з об'єднанням просторових каналів і загальним часовим каналом, опускаючи проміжні викладення, відзначимо лише той факт, що зовнішні перешкоди, що надходять на вхід системи обробки (апертура приймальні антени), будуть діяти не в елементі, що дозволяється, $1/2\chi_M$ простору, як було в попередньому випадку, а у всьому діапазоні реальних кутів, обумовлених шириною сектору $2\theta_M$ огляду. Це приводить до такого значення відношення сигнал/перешкода на виході системи обробки

$$\mu_{ОК} = \frac{S_0^2 2T}{N_0 2\theta_M} = \left(\frac{P_s}{P_l} \right)_{\hat{A}\hat{O}} = \frac{\mu_{МК}}{B_0}. \quad (23)$$

Аналогічні співвідношення для складової перешкод й відношення сигнал-перешкода з урахуванням характеристик направленості прийомної антени справедливі й для системи зі звичайною всенаправленою антеною.

Як впливає із порівняння (22) і (23) об'єднання результатів просторової обробки несприятливо позначається на енергетичних характеристиках сис-

теми в порівнянні з оптимальною системою обробки (програв у $2m + 1$ раз). І навіть при наявності в зоні огляду точкового джерела перешкод, що не попадає в елемент розрізнення корисного сигналу, енергетичні характеристики одноканальної (часової) системи будуть значно уступати оптимальним системам просторово-часової обробки.

При роздільному урахуванні зовнішніх і внутрішніх перешкод усі наведені вище міркування відносяться до впливу тільки зовнішнього фону перешкод. І тому в умовах, коли зовнішній фон незначний, а внутрішні перешкоди досить суттєві, що характерно для випадку використання антенних решіток [3], енергетичні характеристики субоптимальних одноканальних систем і багатоканальних систем виявляються практично рівноцінними.

Висновки

Таким чином, вихідний ефект системи оптимальної обробки багатоканальної як по просторовій, так і по часовій координатах представляється як

$$Y(\theta) = \left| S_0^2 2T \exp \left\{ j(\omega_0 t + \phi_s - \phi_0) \right\} \times \right. \\ \left. \times \sin c 2\pi \chi_M (\theta - \theta_s) + Y_n(\theta) \right|, \quad (24)$$

$$Y(t) = \left| S_0^2 2T \exp \left\{ j(\omega_0 t + \phi_s - \phi_0) \right\} \times \right. \\ \left. \times \sin c 2\pi F_M (t - t_s) + Y_n(t) \right|. \quad (25)$$

Вихідний ефект субоптимальної системи обробки – багатоканальної по просторовій координаті й одноканальної по часовій представляється як

$$Y(\theta) = \left| S_0^2 2T \exp \left\{ j(\omega_0 t + \phi_s - \phi_0) \right\} \times \right. \\ \left. \times \sin c 2\pi \chi_M (\theta - \theta_s) + Y_n(\theta) \right|, \quad (26)$$

$$Y(t) = \left| S_0^2 2T \exp \left\{ j(\omega_0 t + \phi_s - \phi_0) \right\} \times \right. \\ \left. \times \sin c 2\pi F_M (t - t_s) + Y_n(t) \right|. \quad (27)$$

Вихідний ефект субоптимальної системи обробки – одноканальної як по просторовій, так і по часових координатах, відповідає (26, 27) з урахуванням тих енергетичних обмежень, які викликані використанням ненаправленої антени.

Література

1. Волосюк, В.К. Исследование возможностей некорректируемых экологических систем КА [Текст] / В.К. Волосюк, Е.С. Козелкова // НТК «Наукові проблеми розробки, модернізації та застосування ІВС космічного і наземного базування». – Житомир: НАОУ. – 2006. – С. 59.
2. Сазонов, Д.М. Антенны и устройства СВЧ [Текст]: учеб. для радиотехнич. спец. вузов. / Д.М. Сазонов. – М.: Высшая школа, 1988. – 432 с.
3. Вендик, О.Г. Антенны с немеханическим движением луча [Текст] / О.Г. Вендик – М.: Советское радио, 1965. – 360 с.

Надійшла до редакції 4.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.Ф. Купченко, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

АНАЛИЗ ИСХОДНОГО ЭФФЕКТА ОПТИМАЛЬНОЙ И СУБОПТИМАЛЬНОЙ СХЕМ ОБРАБОТКИ СЛОЖНЫХ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННЫХ СИГНАЛОВ

Е.С. Козелкова

Для антенных решеток с обработкой сигнала, к которым относятся антенны со сложными диаграммами направленности, целесообразно рассматривать сигналы на различных этапах их обработки и соответственно соотносить с каждым из этих сечений свое определение пространственно-временного сигнала. На выходе системы обработки со сложной диаграммой направленности будет формироваться пространственно-временной сигнал сложной формы. Учитывая линейный характер преобразования сигналов, с одной стороны, и принцип взаимности в теории антенн, с другой стороны, применен разработанный аппарат синтеза и анализа сложных приемных диаграмм направленности.

Ключевые слова: диаграмма направленности, пространственно-временной сигнал.

ANALYSIS OF INITIAL EFFECT OF OPTIMUM AND SUBOPTIMUM CHARTS OF DIFFICULT SPATIO-TEMPORAL SIGNALS TREATMENT

K.S. Kozelkova

For arrays with the signal processing, to which aeriels behave with the difficult diagrams of orientation, it is expedient to examine signals on the different stages of their treatment and accordingly correlate the determination of spatio-temporal signal with each of these sections. In accordance with it on the output of the system of treatment with the difficult diagram of orientation the spatio-temporal signal of difficult form will be formed. In accordance with it on the output of the system of treatment with the difficult diagram of orientation will be formed.

Key words: diagram of orientation, spatio-temporal signal.

Козелкова Катерина Сергіївна – канд. техн. наук, старший науковий співробітник, провідний науковий співробітник ДП «Центральний науково-дослідний інститут навігації та управління», Київ.