

УДК 621.7.073:620.22

А.В. ЧЕСНОКОВ

Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Украина

ПРОГРЕССИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИТОВ

Статья посвящена внедрению прогрессивных технологий для снижения длительности производства пространственной формообразующей оснастки для конструкций летательных аппаратов из композитов. Определено значение решенной задачи и проведен анализ последних исследований и публикаций. Определен комплекс методик для проектирования пространственной формообразующей оснастки с применением прогрессивных технологий разогрева изделия при формовании. Описан опыт разработки управляющих программ в среде SpruiCAM для обработки пространственной формообразующей поверхности на оборудовании с ЧПУ. Описано взаимодействие программ для сокращения длительности производства формообразующей оснастки. Предложены методы контроля соответствия полученной поверхности ее модели и оценки остаточного ресурса.

Ключевые слова: композиционный материал, формообразующая оснастка, прогрессивные технологии.

Введение

Все больше элементов конструкций летательных аппаратов изготавливается из композиционных материалов (композитов). Увеличение применения композитов обусловлено выгодным соотношением прочности (жесткости и т.д.) к массе конструкции, тенденцией к снижению стоимости композитов по отношению к металлам, что в комплексе определяет эффективность их применения. Технологические задачи изготовления деталей из композитов многогранны, разработано много материалов для матрицы и наполнителя, схем армирования, технологий формования и отверждения, соединения, термостабилизации и т.д. Весомый вклад в решение технологических задач производства внесла научная школа НАУ им. Жуковского «ХАИ», в результате многолетнего сотрудничества с авиационными предприятиями страны и зарубежья.

Оптимизация конструкций из композитов ведется в направлении совершенства применяемой композиции материалов и в направлении совершенства формы, что иногда приводит к созданию сложных пространственных (переменной или смешанной кривизны) конструкций. Работоспособность авиационной конструкции напрямую зависит от точности изготовления расчетного контура детали и соответствия ее физико-механических характеристик требуемым значениям, что в свою очередь определяет технологической предисторией процесса создания изделия. Ошибка в составе композита, параметрах формования или при проектировании формообразующей оснастки (ФОО) может привести к отбраковке из-за недоотверждения или деструкции свя-

зующего, накоплению остаточных напряжений в изделии и, как следствие, к его короблению и выходу за теоретический контур. Заданную форму контура необходимо обеспечить на этапе изготовления ФОО и поддерживать на протяжении всего срока эксплуатации. ФОО, как правило, является единственной специальной оснасткой для производства заданного изделия и от длительности ее производства зависят сроки изготовления первого изделия, что в условиях конкуренции и стремительного развития техники и технологии является важным фактором.

Целью работы является сокращение длительности проектирования и изготовления пространственной формообразующей оснастки за счет поиска рациональных алгоритмов расчета, программных и технологических решений.

Проектирование формообразующей оснастки

Определение оптимальной конструкции ФОО на этапе проектирования с целью получения качественных изделий при минимальных затратах, сокращении сроков создания, как следует из ряда работ [1], требует комплексного подхода при выборе конструктивно-технологического решения. Это обусловлено тем, что проектирование и изготовление ФОО по трудоемкости занимают 80%, а по длительности – 90 % от общего цикла технологической подготовки производства детали из КМ. Следовательно, автоматизация выбора оптимальной конструкции ФОО для конкретной детали позволяет значительно сократить время и затраты на ее изготовление.

Существует множество вариантов ФОО, определяемых видом изготавливаемого изделия, мето-

дом формования, исходным материалом ее конструктивных элементов, сложностью исполнения, способом изготовления, масштабами производства. Однако любой вид ФОО должен удовлетворять главным требованиям: надежность, эффективность и низкая стоимость [1, 2].

Факторы, отражающие надежность ФОО: геометрической точности, шероховатости и герметичности изделия, максимальный срок службы, ремонтпригодность.

Факторы, отражающие эффективность ФОО: обеспечение регламентированной структуры, свойств, обеспечение равномерного прогрева и минимального теплоотвода, близости КЛТР материалов изделия и ФОО, удобство эксплуатации, транспортировки, подготовки, минимальные затраты энергии на формование, окупаемость.

Факторы, отражающие себестоимость ФОО: трудоемкость изготовления ФОО, стоимость и масса материалов ФОО, универсальность конструкции.

Проектирование конструкции ФОО для изготовления небольших и малоответственных изделий из композитов не представляет особой сложности, в то время как для экономически выгодного производства качественных композитных конструкций больших габаритов – это является трудной задачей. Особенности проектирования ФОО для крупногабаритных изделий посвящен ряд работ [2, 3]. В них предлагаются математические модели и методы автоматизированного проектирования ФОО, параметры которой определяются исходя из уровня допускаемых остаточных напряжений, возникающих в процессе формования детали, а также уровня эксплуатационных и транспортировочных нагрузок, прикладываемых к конструкции ФОО. Для изготовления ФОО применяются различные материалы, металлы, композиты и дерево [4].

Одним из прогрессивных направлений в стабилизации температурного режима изготовления изделия и энергосбережения является изготовление подогреваемой оснастки регламентированного качества [5], за счет отказа от дорогостоящего нагревательного оборудования при сохранении характеристик получаемого композитного изделия и небольшом увеличении стоимости производства ФОО.

Результатом проектирования ФОО является трехмерная модель, передающая форму и взаимное расположение поверхностей, и прилагаемые чертежи и технические требования.

Изготовление формообразующей оснастки

Можно выделить три вида ФОО по виду изготовления: каркасные с формообразующей поверхно-

стью постоянной толщины (рис. 1, а), монолитные (рис. 1, б) и комбинированные.

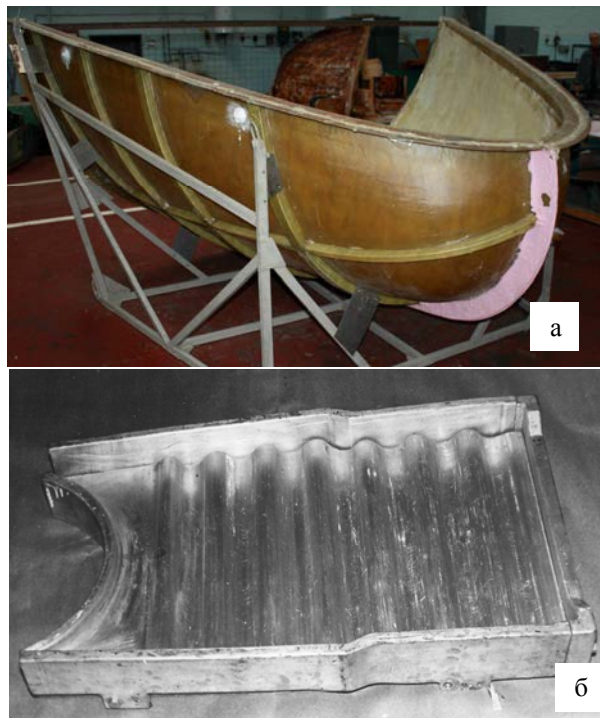


Рис. 1. Подкрепленная (а) и монолитная (б) ФОО

Точность формообразующей поверхности (ФОП), в основном, зависит от операций механической обработки. На современном этапе развития машиностроения пространственные поверхности получают фрезерованием на станках с числовым программным управлением (ЧПУ). Точность ФОП зависит от точности применяемого оборудования и точности задания формообразующего движения инструмента управляющей программой. Составление управляющих программ для пространственной обработки вручную (без специальных программных средств) длительный и, практически, нереализуемый подход, из-за сложности геометрических расчетов координат опорных точек. Сейчас создано большое количество программ для генерации управляющих программ для оборудования с ЧПУ. Их можно сравнивать по функциональным возможностям, стоимости, удобству интерфейса, простоте освоения и т.д., но получить объективную оценку крайне сложно. Программа SprutCAM российской компании «СПРУТ-Технология», предназначенная для генерации управляющих программ для обработки деталей на многокоординатных фрезерных, токарных, токарно-фрезерных, электроэрозионных станках и обрабатывающих центрах с ЧПУ [6] наиболее удачно подходит для решения описанных задач. Система позволяет создавать управляющие программы для станков с различными кинематическими схемами и может настраиваться на любые типы устройств

ЧПУ. Компания «СПРУТ-Технология» является одним из ведущих российских разработчиков программного обеспечения для автоматизации конструкторско-технологической подготовки производства, получившая признание в России, СНГ и странах дальнего зарубежья. Лицензионное программное обеспечение компании «СПРУТ-Технология» успешно применяется для подготовки специалистов в ведущих университетах России, Украины, Дании, Германии, Великобритании, США и Японии [6]. НАУ им. Жуковского «ХАИ», ВНУ им. В. Даля и еще 12 вузов Украины имеют лицензию, предоставленную НПП Солис на пакет программных продуктов компании «СПРУТ-Технология» для внедрения в учебный процесс и научную деятельность.

Применение программы SprutCAM позволяет в короткие сроки (до одного рабочего дня) разработать стратегию обработки и получить управляющую программу для определенной системы ЧПУ, имеющейся в организации. Длительность процесса наладки оборудования и обработки ФОО зависит от габаритов, сложности и шероховатости формы.

На кафедре технологии машиностроения и инженерного консалтинга ВНУ им. В. Даля был спроектирован полнофункциональный макет фрезерного станка портального типа с четырьмя управляемыми координатами. Управление перемещением рабочих органов станка осуществляется контроллером системы ЧПУ CNC через микрошаговые драйвера шаговых двигателей. Линейные перемещения реализованы шариковинтовыми парами с перемещением по валам на опоре с шариковыми линейными направляющими. Для отработки управляющих программ и согласованного управления приводами выбрана программа Mach3, бесплатная версия которой вполне удовлетворяет поставленным задачам. Программа Mach3 устанавливается на компьютер и через параллельный порт передает сигналы на контроллер системы ЧПУ. К программе SprutCAM имеется постпроцессор для программы Mach3. Подготовка моделей деталей ведется в программе КОМПАС-3D предоставленной фирмой АСКОН. Комплекс программ и оборудование позволяет проектировать и изготавливать опытные образцы размером блока до 1100x550x250 мм, наглядно демонстрируя возможности и взаимодействие программного обеспечения.

Контроль формообразующей оснастки

Контролировать точность изготовления пространственной ФОО и проверять ее остаточный ресурс (методика проверки изложена в работе 2) рационально применением измерительных средств типа 3D-сканер, контактного или бесконтактного действия или с помощью станка с ЧПУ и тензомет-

рического датчика.

Для программирования измерений и анализа результатов не достаточно только внутренних измерительных циклов станка с ЧПУ. Поэтому компания Delcam plc разработала уникальный, на рынке CAI-систем, продукт PowerINSPECT, позволяющий программировать все основные типы измерительного оборудования: мобильные "руки", стационарные машины, станочное оборудование. Британская компания Delcam plc предоставила 21 вузу Украины полнофункциональное программное обеспечение для учебных и исследовательских целей, ВНУ им. В. Даля является координатором внедрения программ фирмы Delcam plc в учебный процесс [7].

Модуль для работы со станками с ЧПУ называется PowerINSPECT OMV (от английского On-Machine Verification, что означает проверка или контроль на станке). С помощью программы можно проверить истинное положение изделия на станке для компенсации погрешности базирования. Путем измерения текущего положения программа определяет, так называемую, матрицу смещений и поворотов относительно осей X, Y, Z. PowerINSPECT OMV позволяет работать с двумя группами объектов: геометрическими элементами (плоскости, прямые, окружности и т.д.) и произвольными точками на поверхности. С помощью первой группы можно проверять отклонения элементов изделия от формы и расположения, вторая группа помогает осуществлять контроль свободных формообразующих поверхностей. Создание вышеуказанных элементов осуществляется вручную или автоматически с помощью анализатора геометрии. Для элементов, распознанных с помощью данной функции, автоматически создается траектория движения щупа и точки обмера.

Измерения производятся с помощью тензометрических датчиков, например фирмы Renishaw, которая разработала новый тип головок основанных на тензодатчиках. После калибровки точность срабатывания в любом направлении составляет 1 мкм.

Устранить износ ФОО можно нанесением дополнительного слоя стеклопластика и механической обработкой по исходной управляющей программе.

Выводы

Выделены методики для проектирования пространственной формообразующей оснастки. Освоен комплекс программ и спроектировано оборудование с ЧПУ для изготовления пространственной формообразующей поверхности и ее контроля, как на стадии производства, так и для оценки остаточного ресурса.

Литература

1. Гайдачук, В.Е. *Формообразующая оснастка для производства изделий из полимерных композиционных материалов* [Текст]: учеб. пособие / В.Е. Гайдачук, В.С. Петропольский, М.А. Шевцова – Харьков: Нац. аэрокосмический ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2002. – 63 с.
2. Пургина, С.М. *Проектирование и конструктивно-технологические решения энергосберегающей формообразующей оснастки регламентированного ресурса для производства авиаконструкций из композитов*: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02; защищена 12.03.2011 / Пургина Светлана Михайловна. – Х., 2011. – 161 с.
3. *Разработка математических моделей и методов проектирования технологической оснастки на точечных опорах* [Текст] / В.С. Боголюбов, В.С. Гаврилин, В.И. Костилов и др. // *Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ)*: тр. междунар. конф. 27 – 30 августа

2003 г. – М.: Знание, 2004. – С. 608 – 617.

4. Валко, В.П. *Совершенствование конструкции и технологии изготовления деревянных мастер-моделей для формования крупногабаритной оснастки из композиционных материалов* [Текст] / В.П. Валко, В.С. Петропольский // *Конструкции и технологии получения изделий из композиционных материалов: тр. междунар. конф. 7 – 9 октября 2007 г.* – К., 2007. – С. 197.

5. Пургина, С.М. *Подогреваемая формообразующая оснастка регламентированного качества для изготовления композиционных изделий* [Текст] / С.М. Пургина // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр.* – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. – № 1 (61). – С. 79 – 85.

6. СПРУТ-Технология [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.sprut.ru>. – 5.12.2012.

7. Центр САД-систем [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.cad-center.com.ua>. – 5.12.2012.

Поступила в редакцию 05.12.2012, рассмотрена на редколлегии 12.12.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проректор по НР, зав. кафедрой ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов А.В. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

ПРОГРЕСИВНІ ТЕХНОЛОГІЇ ВИРОБНИЦТВА ПРОСТОРОВОГО ФОРМОУТВОРНОГО ОСНАЩЕННЯ ДЛЯ КОНСТРУКЦІЙ З КОМПОЗИТІВ

О.В. Чесноков

Стаття присвячена пошуку напрямків зниження тривалості виробничого циклу виробництва просторового формотворного оснащення для конструкцій літальних апаратів з композитів. Визначено значення вирішеної задачі і проведений аналіз останніх досліджень і публікацій. Визначено комплекс методик для проектування просторового формотворного оснащення із застосуванням прогресивних технологій розігріву виробу при формуванні. Описаний досвід розробки управляючих програм в середовищі SprutCAM для обробки просторової формотворної поверхні на обладнанні з ЧПУ. Описана взаємодія програм для скорочення тривалості виробництва формотворного оснащення. Запропоновано методи контролю відповідності отриманої поверхні її моделі та оцінки залишкового ресурсу.

Ключові слова: композиційний матеріал, формотворне оснащення, прогресивні технології.

PROGRESSIVE TECHNOLOGIES OF PRODUCTION OF THE SPATIAL SHAPE-GENERATING TOOL FOR CONSTRUCTIONS FROM COMPOSITE

A.V. Chesnokov

The article is devoted the search of directions of decline duration of production cycle of production of the spatial shape-generating tool for the constructions of aircrafts from composite. The value of the decided task is certain and the analysis of the last researches and publications is conducted. The complex of methods is certain for planning of the spatial shape-generating tool with the use of progressive technologies of warming-up of good at shaping. Experience of managing program development is described in the environment of SprutCAM for treatment of spatial shape-generating surface on an equipment with CNC. Co-operation of the programs is described for reduction of duration of production of the shape-generating rigging. The methods of control of accordance the receive supface of its model and estimation of remaining resource are offered.

Key words: composition materials, shape-generating tool, progressive technologies.

Чесноков Алексей Викторович – д-р техн. наук, профессор кафедры технологии машиностроения и инженерного консалтинга, Восточноукраинский национальный университет им. В.Даля, Луганск, Украина, e-mail: chesnokov@snu.edu.ua.

УДК 621.983.044

Е.А. ФРОЛОВ¹, А.Л. КОМАРОВА², О.В. НОСЕНКО³, С.И. КРАВЧЕНКО³¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Украина*² *Украинская государственная академия железнодорожного транспорта, Украина*³ *Полтавский национальный технический университет имени Ю. Кондратюка, Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕДНОГО ПОКРЫТИЯ ИЗ СОЛЕВОГО РАСПЛАВА НА ПРОЦЕСС ГЛУБОКОЙ ВЫТЯЖКИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОРРОЗИОННОСТОЙКИХ СТАЛЕЙ

Приведены результаты исследований влияния медного покрытия на механические свойства заготовок и деталей, полученных многопереходной глубокой пневмоударной вытяжкой. Проанализированы зависимости распределения микротвердости по сечению заготовок и по сечению стенки изделий. Определено, что наиболее эффективным методом интенсификации процессов пневмоударной штамповки нержавеющей коррозионностойких сталей является использование диффузионных медных покрытий, предварительно нанесенных на заготовки из расплавов солей.

Ключевые слова: пневмоударная глубокая многопереходная вытяжка, покрытие, медь, твердость, прочность, деформация.

Введение

Управление силами контактного трения и их мобилизация для выполнения технологических функций способствует наиболее рациональному перераспределению материала из определенного начального состояния в конечное, посредством высокоскоростного нагружения и предполагает значительную эффективность при обработке металлов давлением из высокопрочных сталей.

Особое место занимают детали сложной формы с местным рельефом тонкостенных элементов газотурбинных авиационных двигателей, получаемые глубокой вытяжкой из коррозионностойких сталей (12X18H10T, 12X18H9T, X18H10T). Одной из важнейших особенностей этих сталей является их ярко выраженная способность к налипанию на инструмент и повышенная склонность к упрочнению при деформировании.

1. Формулирование проблемы

1.1. Анализ последних исследований и достижений

Довольно большое количество приемов совершенствующих технологические процессы получения деталей сложной формы машино- и авиадвигателестроения методами гидроимпульсной штамповки составляют способы, снижающие или увеличивающие

силы трения за счет применения физико-химической обработки поверхностей, а также использования фрикционных и антифрикционных сред [1,2].

Среди них наиболее выделяются следующие:

1. Применение эффективных смазок.

В технологических процессах импульсной обработки металлов давлением изучена смазочная способность десятка различных веществ. Некоторые из них могут снижать коэффициент трения в 5 – 6 раз [3].

2. Применение тормозящих сред (антисмазок).

В качестве антисмазок могут быть применены материалы в виде порошков и паст, твердость которых выше твердости поверхности инструмента: порошок корунда, окиси алюминия, доменный шлак и т.д. Некоторые жидкие вещества могут также повышать коэффициент трения, к числу таких веществ относиться гель кремнезема [4].

3. Плакирование и применение специальных покрытий.

Экспериментальные данные [5] свидетельствуют о том, что при обработке металлов давлением плакированные металлы ведут себя иначе, чем при тех же условиях однородные металлы.

Одним из наиболее перспективных путей интенсификации глубокой высокоскоростной вытяжки коррозионностойких сталей является применение специальных металлических диффузион-

ных покрытий наносимых на поверхность заготовки из расплавов солей, надежно экранирующих основной металл и предупреждающих тем самым схватывание его частиц с инструментом (матрицей) [6].

Промышленное апробирование при инструментальной штамповке показало, что применение этих покрытий уменьшает контактное трение и снижает наклеп главным образом поверхностных слоев заготовки.

Однако процесс интенсификации пневмоударной штамповки сложнорельефных деталей с использованием пластифицирующих покрытий мало изучен [7].

1.2. Постановка задачи

Целью настоящих экспериментальных исследований является определение степени влияния медного диффузионного покрытия на механические свойства (твердость, степень деформации) заготовок и отштампованных деталей, полученных многопереходной пневмоударной глубокой вытяжкой из коррозионностойких нержавеющей сталей марки 12Х18Н9Т и 12Х18Н10Т.

Как правило, листовая нержавеющая сталь, предназначенная для вытяжки глубоких полых цилиндрических и сложнорельефных изделий, имеет толщину от 0,5 до 1,5 мм. Наличие на ее поверхности медного покрытия, обладающего меньшим пределом прочности и текучести, наличие между покрытием и основой промежуточной диффузионной зоны глубиной 8-20 мкм, приводят к возникновению неоднородности механических свойств по сечению листовой заготовки.

Изучение неоднородности механических свойств происходит на основе распределения микротвердости в поперечном сечении.

Данный метод оценки механических свойств базируется на предположении о том, что большей величине твердости соответствует большее значение предела текучести.

2. Решение проблемы

2.1. Методика исследований

Замер микротвердости в поперечных сечениях образцов осуществляли по стандартной методике на приборе ПМТ-3 путем внедрения алмазной пирамиды с углом у вершины 136 град под нагрузкой 0,5 Н.

В целях получения большего числа отпечатков в слое покрытия, в переходном слое, в основном металле, определение микротвердости проводили на косых шлифах с углом наклона поверхности среза к оси симметрии 0,09 рад.

Для заливки исследуемых образцов использова-

ли самотвердеющую пластмассу «бутакирил», обладающую высокой упругостью и прочностью.

В качестве исследуемого материала были взяты:

1 – сталь 12Х18Н9Т толщиной 1,0 мм с медным покрытием;

2 – сталь 12Х18Н10Т толщиной 0,7 мм с медным покрытием;

3 – сталь 12Х18Н10Т толщиной 0,5 мм с медным покрытием;

4 – нержавеющая сталь с полированной поверхностью толщиной 0,5 мм без медного покрытия;

5 – нержавеющая сталь с полированной поверхностью толщиной 0,7 мм без медного покрытия;

6 – сталь 12Х18Н9Т толщиной 1,0 мм без медного покрытия;

7 – сталь 12Х18Н10Т толщиной 0,7 мм без медного покрытия;

8 – медь толщиной 1,0 мм.

Микротвердость на косых шлифах замеряли через промежутки равные 20 мкм.

По результатам замера микротвердости H_n строили графики в координатах: микротвердость – в мегапаскалях, расстояние от края образца – в микронах.

Следует отметить, что данное расстояние, замеренное на косых шлифах, пересчитывали на истинное значение.

2.2. Анализ результатов исследования

Полученные зависимости распределения микротвердости по сечению заготовок показаны на рис. 1.

Анализ графиков позволяет заключить следующее. Если микротвердость на поверхности покрытых заготовок (образцы 1, 2, 3) принять равной 1000...1200 МПа, согласно данным замера микротвердости листовой меди (образец 8), то наличие медного диффузионного покрытия промежуточной зоны в 30...50 мкм, возникшей в результате встречной диффузии меди и основного металла при обработке в солевом расплаве, создает значительный положительный градиент механических свойств от поверхности к основе, в отличие от непокрытых заготовок, для которых (образцы 6, 7) имеет место некоторый отрицательный градиент изменения механических свойств.

Для листовых заготовок со специальной подготовкой поверхности (образцы 4, 5) положительный градиент незначителен, однако по сравнению с обычной листовой нержавеющей сталью без медного покрытия данные материалы обладают

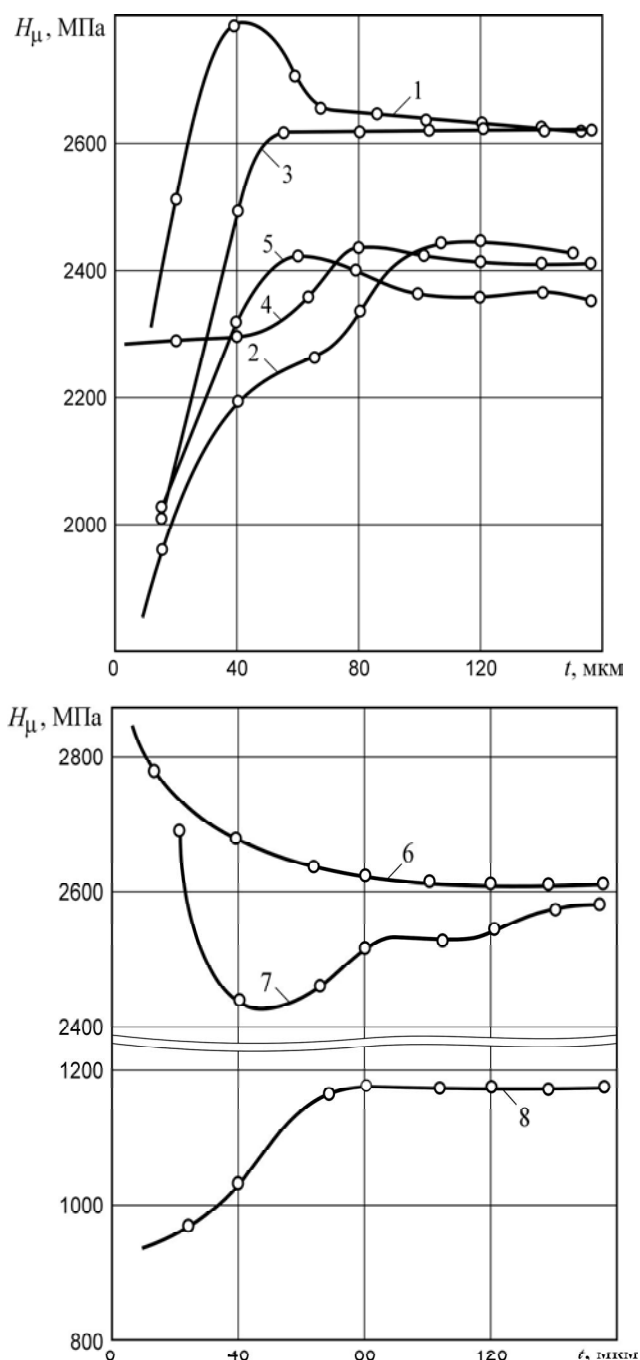


Рис. 1. Микротвердость поверхностных слоев листовых заготовок для глубокой вытяжки: 1 – сталь 12Х18Н9Т толщиной 1,0 мм с медным покрытием; 2 – сталь 12Х18Н10Т толщиной 0,7 мм с медным покрытием; 3 – сталь 12Х18Н10Т толщиной 0,5 мм с медным покрытием; 4 – нержавеющая сталь с полированной поверхностью толщиной 0,5 мм без медного покрытия; 5 – нержавеющая сталь с полированной поверхностью толщиной 0,7 мм без медного покрытия; 6 – сталь 12Х18Н9Т толщиной 1,0 мм без медного покрытия; 7 – сталь 12Х18Н10Т толщиной 0,7 мм без медного покрытия; 8 – медь толщиной 1,0 мм

значительно большей способности к глубокой вытяжке. Например, удалось осуществить двухоперационную вытяжку изделий из нержавеющей стали со специальной подготовкой поверхности; коэффициенты вытяжки при этом были: $m_1 = 0,63$; $m_2 = 0,8$.

В наиболее общем виде изменение твердости (предела текучести) по сечению листовых материалов можно представить графиками (кривые 1 и 2), изображенными на рис. 2.

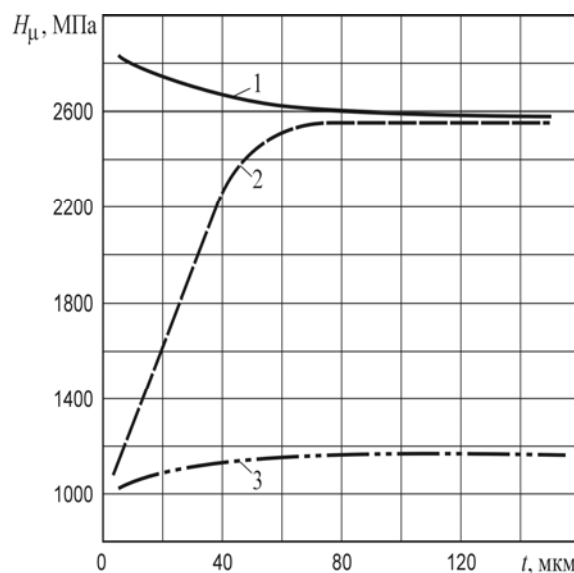


Рис. 2. Общий вид кривых изменения микротвердости по сечению металла: 1 – обычной стали 12Х18Н10Т; 2 – той же стали, обработанной в солевом расплаве с нанесением медного диффузионного покрытия; 3 – меди

После каждой операции отбирали полуфабрикаты, вблизи краевой части которых вырезали образцы для исследования. Процесс замера микротвердости ничем не отличался от аналогичной операции для листовых заготовок.

Для исследования распределения микротвердости по сечению стенки изделий были получены детали многопереходной пневмоударной штамповкой с коэффициентами вытяжки по операциям $m_1 = 0,63$; $m_2 = m_3 = m_4 = 0,8$ из заготовок диаметром 210 мм, толщиной 0,5 мм.

Исследование распределения микротвердости по сечению стенки изделий (рис. 3) показало следующее:

1. При глубокой вытяжке изделий из тонколистовых нержавеющих сталей 12Х18Н10Т, 12Х18Н9Т твердость распределена неравномерно: при обычной вытяжке ее значение для поверхностных слоев заметно превышает твердость основы; при вытяжке с медным покрытием из солевого расплава поверхностные слои упрочняются значительно меньше, чем основной металл. Сле-

довательно, если принять во внимание, что между твердостью и степенью деформации существует однозначная зависимость, можно сделать вывод: медное покрытие локализует основную сдвиговую деформацию и снижает степень использования запаса пластичности поверхностных слоев.

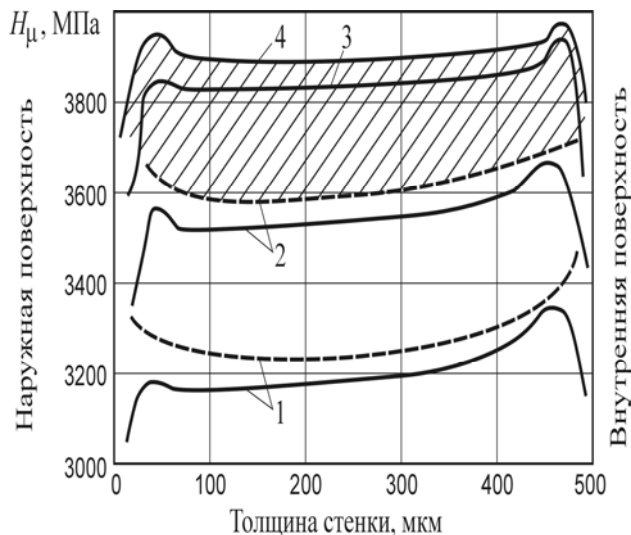


Рис. 3. Распределение микротвердости (степени деформации) по сечению стенки изделий:
 — — — — — полученных многопереходной вытяжкой с медным покрытием из солевого расплава;
 — — — — — полученных вытяжкой без покрытия;
 /// — необходимость отжига заготовки без покрытия (третьи-четвертые переходы);
 1 – 4 – номер операции

2. При вытяжке, как с покрытием, так и без покрытия, внутренняя поверхность изделия упрочняется больше, чем наружная. Это объясняется тем, что на перетяжном ребре матрицы, где имеет место изгиб с растяжением, частицы металла, находящиеся вблизи внутренней поверхности изделия, получают дополнительное растяжение. С увеличением числа переходов разница в степени наклепа наружных и внутренних слоев уменьшается и к четвертому переходу вытяжки становится практически незаметной.

3. Использование медного покрытия из расплава солей несколько снижает упрочнение и в объеме металла.

Заключение

1. Наиболее эффективным методом интенсификации процессов пневмоударной штамповки нержавеющей коррозионностойких сталей является использование диффузионных медных покрытий, предвари-

тельно нанесенных на заготовки из расплавов солей.

2. Таким образом, исключение схватывания материала заготовки с инструментом и снижение упрочнения деформируемого металла (особенно в поверхностных слоях) дает возможность ужесточить режимы пневмоударного деформирования, повысить предельные степени вытяжки и исключить промежуточные термообработки при многооперационной штамповке тонколистовых сложнорельефных деталей ($b = 0,5 \div 1,5$ мм).

Литература

1. Пневмоударная и статикодинамическая штамповка листовых деталей упругими средами. [Текст]: монография / Е.А. Фролов, А.Я. Мовшиович, И.В. Манаенков, А.Ф. Тарасов, Л.Л. Роганов. – Харьков: Изд.центр НТУ «ХПИ», 2010. – 268 с.
2. Семенов, А.П. Схватывание металлов [Текст] / А.П. Семенов. – М.: Машигиз, 1968. – 280 с.
3. Борисевич, В.К. Гидродинамическая теория смазки в технологических процессах высокоскоростного деформирования [Текст] / В.К. Борисевич, В.В. Драгобецкий // В кн.: Импульсная обработка давлением. – Х.: ХАИ, 1983. – С. 7 – 13.
4. Горништейн, М.М. Трение и технологические смазки при прокатке [Текст] / М.М. Горништейн. – Киев: Техника, 1972. – 190 с.
5. Кузнецов, В.М. Применение пластифицирующего медного покрытия при глубокой вытяжке изделий [Текст] / В.М. Кузнецов, Ю.И. Катаев // Кузнечно-штамповочное производство. – 1977. – № 9. – С. 45.
6. Фролов, Е.А. Интенсификация процесса пневмоударной листовой штамповки с использованием пластифицирующих покрытий заготовок [Текст] / Е.А. Фролов // Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. праць Нац. аерокосм. ун-та ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т». – Вип. 31. – Х., 2002. – С. 150 – 153.
7. Степанов, Ю.Д. Исследование процессов волочения труб и прутков из титановых сплавов с металлическими покрытиями и обоснование выбора параметров станов [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.03.05; 15.06.07 / Степанов Юрий Дмитриевич. – Свердловск, 1977. – 177 с.

Поступила в редакцию 28.01.2013, рассмотрена на редколлегии 13.02.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. интегрированных технологий А.Я. Мовшович, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ МІДНОГО ПОКРИТТЯ ІЗ СОЛЬОВОГО РОЗПЛАВУ НА ПРОЦЕС ГЛИБОКОГО ВИТЯГУ ДЕТАЛЕЙ З КОРОЗІЙНОСТІЙКИХ СТАЛЕЙ

Є.А. Фролов, Г.Л. Комарова, О.В. Носенко, С.І. Кравченко

Приведено результати досліджень впливу мідного покриття на механічні властивості заготовів і деталей, отриманих багатоперехідним глибоким пневмоударним витягом. Проаналізовано залежності розподілу мікротвердості по перетину заготовок і по перетину стінки виробів. Визначено, що найбільш ефективним методом інтенсифікації процесів пневмоударного штампування нержавіючих корозійностійких сталей є використання дифузійних мідних покриттів, заздалегідь нанесених на заготовки з розплавів солей.

Ключові слова: пневмоударний глибокий багатоперехідний витяг, покриття, мідь, твердість, міцність, деформація.

INFLUENCE OF COPPER COATINGS ON THE PROCESS SALT MELTS DEEP DRAWING OF STAINLESS STEEL PARTS

E.A. Frolov, A.L. Komarova, O.V. Nosenko, S.I. Kravchenko

Results on the effect of the copper coating on the mechanical properties of the work piece and the details obtained multistage air percussion deep hood. Dependences of distributing of micro hardness are analyzed on the section of purveyances and on the section of wall of wares. It is certain that by the most effective method of intensification of processes of air percussion forming corrosion of stainless steels is the use of diffusive copper coverages, preliminary inflicted on purveyances from fusions of salts.

Key words: air percussion deep multitransitional extraction, coverage, copper, hardness, durability, deformation.

Фролов Евгений Андреевич - д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет имени Ю. Кондратюка, Полтава, Украина.

Комарова Анна Леонидовна – доцент кафедры материалов и технологии изготовления изделий транспортного назначения, Украинская государственная академия железнодорожного транспорта, Харьков, Украина.

Носенко Олег Валентинович – аспирант кафедры технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет имени Ю. Кондратюка, Полтава, Украина.

Кравченко Сергей Иванович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет имени Ю. Кондратюка, Полтава, Украина.

УДК 539.3

А.Г. НИКОЛАЕВ, Е.А. ТАНЧИК

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

РАЗВИТИЕ ЛОКАЛЬНОЙ МОДЕЛИ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ПОРИСТОГО МАТЕРИАЛА

Предложена локальная модель напряженно-деформированного состояния пористого материала, основанная на обобщенном методе Фурье. Поры моделируются вытянутыми сфероидальными полостями. Рассматривается случай параллельного расположения пор в упругом пространстве, которое находится под действием одноосного и двухосного растяжения. Аппарат обобщенного метода Фурье позволяет точно удовлетворить граничным условиям на поверхностях пор и на бесконечности. Для определения параметров модели получена разрешающая бесконечная система линейных алгебраических уравнений. Проведено численное моделирование, на основании которого дан анализ распределения напряжений в зоне между порами.

Ключевые слова: локальная модель, граничные условия, напряженно-деформированное состояние, обобщенный метод Фурье, метод редукции, пористый материал.

Введение

Композиционные материалы широко применяются в авиационно-космической технике, поэтому очень актуальной задачей является изучение их прочностных характеристик. В настоящее время предлагаются разные модели напряженно-деформированного состояния пористых и композиционных материалов. В работе [1] предложен метод расчета эффективных упругих модулей зернистых композитов, основанный на модели упругого деформирования пористых материалов. Отличительная особенность метода заключается в осреднении микроскопических напряжений и деформаций не по полному, а по эффективному объему фаз. Получены расчетные зависимости эффективных объемов осреднения от упругих модулей и объемного содержания фаз. Проведено сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными при различном сочетании упругих модулей и произвольной объемной концентрации фаз. В работе [2] введена локальная осесимметричная модель пористого материала, в которой напряженное состояние определяется равномерным давлением, создаваемым внутри пор. В работе [3] разработана локальная математическая модель напряженно-деформированного состояния зернистого композиционного материала, основанная на обобщенном методе Фурье. Численная реализация модели позволила получить характер распределения локальных напряжений в области их концентрации. Проведено сравнение результатов с решением методом конечных элементов.

В данной работе предложена локальная модель напряженно-деформированного состояния пористо-

го материала, основанная на обобщенном методе Фурье. Поры моделируются вытянутыми сфероидальными полостями, расположенными в упругом пространстве. Рассматривается случай параллельного расположения пор в упругом пространстве, которое находится под действием одноосного и двухосного растяжения.

Постановка задачи

Рассматривается упругое пространство Ω с двумя непересекающимися сфероидальными полостями сдвинутыми друг относительно друга на a вдоль оси ρ , как показано на рис. 1. Будем использовать одинаково ориентированные цилиндрические (ρ_i, φ_i, z_i) и вытянутые сфероидальные системы координат $(\xi_i, \eta_i, \varphi_i)$, начала которых отнесены к центрам пор O_i , $i = 1, 2$. Будем считать, что на бесконечности приложены постоянные растягивающие усилия $\sigma_z^\infty = T$, $\tau_{\rho z}^\infty = \tau_{\varphi z}^\infty = 0$ (одноосное растяжение) или $\sigma_\rho^\infty = T$, $\tau_{\rho\varphi}^\infty = \tau_{\rho z}^\infty = 0$ (двухосное растяжение), а границы полостей свободны от усилий.

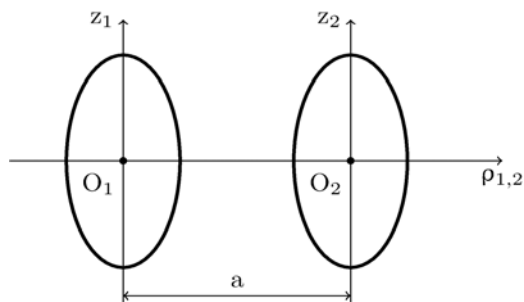


Рис. 1. Схематическое представление задачи

Уравнения поверхностей полостей Γ_i в цилиндрических координатах имеют вид:

$$\Gamma_i: \frac{z^2}{d_{1i}^2} + \frac{\rho_i^2}{d_{2i}^2} = 1, \quad (1)$$

где d_{1i} и d_{2i} - большая и малая полуоси сфероидов соответственно, $\rho_1 = \rho_2 + a$. В сфероидальных координатах уравнения поверхностей полостей имеют простой вид $\xi = \xi_{0i}$. Координаты в двух сфероидальных системах координат связаны между собой следующим образом:

$$\begin{cases} c_1 \operatorname{sh} \xi_1 \sin \eta_1 = a + c_2 \operatorname{sh} \xi_2 \sin \eta_2, \\ c_1 \operatorname{ch} \xi_1 \cos \eta_1 = c_2 \operatorname{ch} \xi_2 \cos \eta_2; \end{cases} \quad (2)$$

где $z_i = c_i \operatorname{ch} \xi_i \cos \eta_i$, $\rho_i = c_i \operatorname{sh} \xi_i \sin \eta_i$, c_i - параметры сфероидальных систем координат.

Общее решение краевой задачи для уравнения Ламе:

$$\nabla^2 \mathbf{U} + \frac{1}{1-2\sigma} \nabla \operatorname{div} \mathbf{U} = 0, \quad (3)$$

в упругом пространстве Ω ищется в виде суперпозиции линейно независимых внешних частных решений уравнения Ламе:

$$\mathbf{U} = \tilde{\mathbf{U}} + \mathbf{U}_0, \quad (4)$$

$$\tilde{\mathbf{U}} = \sum_{j=1}^2 \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n}^{n+1} A_{s,n,m}^{(j)} \mathbf{U}_{s,n,m}^{+(5)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j),$$

где $\mathbf{U}$ - в общем случае функция перемещений, σ - коэффициент Пуассона. Перемещение $\mathbf{U}_0$ соответствует напряженно-деформированному состоянию на бесконечности (для одноосного и двухосного растяжения упругого пространства):

$$\mathbf{U}_0 = -\frac{1}{2} \frac{T\sigma\rho}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_\rho + \frac{1}{2} \frac{Tz}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_z, \quad (5)$$

$$\mathbf{U}_0 = -\frac{1}{2} \frac{T(\sigma-1)\rho}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_\rho - \frac{1}{2} \frac{T\sigma z}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_z, \quad (6)$$

где T - усилие на бесконечности, G - модуль сдвига, $(\mathbf{e}_\rho, \mathbf{e}_\varphi, \mathbf{e}_z)$ - орты цилиндрической системы координат.

Введем следующий набор линейно независимых частных решений уравнения Ламе для вытянутого сфероида [4]:

$$\mathbf{U}_{s,n,m}^{\pm(5)} = \frac{c}{2n+1} \mathbf{D}_s \left[\mathbf{u}_{n-1,m}^{\pm(5)} - \mathbf{u}_{n+1,m}^{\pm(5)} \right], \quad s=1,3 \quad (7)$$

$$\mathbf{U}_{2,n,m}^{\pm(5)} = \mathbf{D}_2 \mathbf{u}_{n,m}^{\pm(5)} - c q_0^2 \mathbf{D}_1 \mathbf{u}_{n\pm 1,m}^{\pm(5)}, \quad (8)$$

где $\mathbf{D}_1 = \nabla$, $\mathbf{D}_2 = z \nabla - \chi \mathbf{e}_z$, $\mathbf{D}_3 = i[\nabla \times \mathbf{e}_z]$ (здесь i - мнимая единица), $\chi = 3 - 4\sigma$, $q = \operatorname{ch} \xi$, $q_0 = \operatorname{ch} \xi_0$, $\mathbf{u}_{n,m}^{\pm(5)}$ - полный набор частных решений уравнения Лапласа в вытянутых сфероидальных координатах.

В развернутой координатной форме формулы

(7) - (8) имеют вид:

$$\mathbf{U}_{1,n,m}^{\pm(5)} = \mathbf{u}_{n,m-1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_{-1} - \mathbf{u}_{n,m+1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_1 - \mathbf{u}_{n,m}^{\pm(5)} \mathbf{e}_0, \quad (9)$$

$$\mathbf{U}_{3,n,m}^{\pm(5)} = -\mathbf{u}_{n,m-1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_{-1} - \mathbf{u}_{n,m+1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_1, \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{U}_{2,n,m}^{\pm(5)} = & q \mathbf{u}_{1,n,m-1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_{-1} - q \mathbf{u}_{1,n,m+1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_1 - \\ & - \left[q \mathbf{u}_{1,n,m}^{\pm(5)} + \chi \mathbf{u}_{n,m}^{\pm(5)} \right] \mathbf{e}_0 + c \left(q^2 - q_0^2 \right) \nabla \mathbf{u}_{n\pm 1,m}^{\pm(5)}, \end{aligned} \quad (11)$$

где $\mathbf{u}_{n,m}^{\pm(5)} = \mathbf{u}_{n,m}^{\pm} S_n^m$, $\mathbf{u}_{n,m}^+ = Q_n^{-m}(q)$, $\mathbf{u}_{n,m}^- = P_n^{-m}(q)$, $\mathbf{u}_{1,n,m}^{\pm(5)} = \mathbf{u}_{1,n,m}^{\pm} S_n^m$, $\mathbf{u}_{1,n,m}^+ = (n+m+1) Q_{n+1}^{-m}(q)$, $\mathbf{u}_{1,n,m}^- = -(n-m) P_{n-1}^{-m}(q)$, $S_n^m = P_n^m(\cos \eta) e^{im\varphi}$, P_n^m и Q_n^m - присоединенные функции Лежандра первого и второго рода соответственно. Базис $(\mathbf{e}_{-1}, \mathbf{e}_1, \mathbf{e}_0)$ связан с ортами цилиндрической системы координат следующим образом:

$$\begin{cases} \mathbf{e}_{-1} = \frac{1}{2} (\mathbf{e}_\rho + i \mathbf{e}_\varphi) e^{i\varphi}, \\ \mathbf{e}_1 = \frac{1}{2} (\mathbf{e}_\rho - i \mathbf{e}_\varphi) e^{-i\varphi}, \\ \mathbf{e}_0 = \mathbf{e}_z. \end{cases} \quad (12)$$

Вектор напряжений на площадке с нормалью $\mathbf{n}$ имеет вид:

$$\mathbf{F}\mathbf{U} = 2G \left[\frac{\sigma}{1-2\sigma} \mathbf{n} \operatorname{div} \mathbf{U} + \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \mathbf{n}} + \frac{1}{2} (\mathbf{n} \times \operatorname{rot} \mathbf{U}) \right]. \quad (13)$$

Применив к формулам (9) - (11) оператор (13) на площадке с нормалью $\mathbf{n} = \mathbf{e}_\xi$ получим:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}\mathbf{U}_{1,n,m}^{\pm(5)} = & 2G \frac{h}{c} \left[\frac{\partial}{\partial \xi} \mathbf{u}_{n,m-1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_{-1} - \frac{\partial}{\partial \xi} \mathbf{u}_{n,m+1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_1 - \right. \\ & \left. - \frac{\partial}{\partial \xi} \mathbf{u}_{n,m}^{\pm(5)} \mathbf{e}_0 \right], \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F}\mathbf{U}_{2,n,m}^{\pm(5)} = & 2G \frac{h}{c} \left\{ \left[q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} \mathbf{u}_{1,n,m-1}^{\pm(5)} \right) - 2\sigma \mathbf{u}_{2,n,m}^{\pm(5)} \right] \mathbf{e}_{-1} - \right. \\ & - \left[q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} \mathbf{u}_{1,n,m+1}^{\pm(5)} \right) - 2\sigma \mathbf{u}_{3,n,m}^{\pm(5)} \right] \mathbf{e}_1 - \\ & \left. - \left[q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} \mathbf{u}_{1,n,m}^{\pm(5)} \right) + (1-2\sigma) \frac{\partial}{\partial \xi} \mathbf{u}_{n,m}^{\pm(5)} \right] \mathbf{e}_0 \right\}, \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F}\mathbf{U}_{3,n,m}^{\pm(5)} = & 2G \frac{h}{c} \left[- \left(\frac{\partial}{\partial \xi} \mathbf{u}_{n,m-1}^{\pm(5)} - \frac{1}{2} \mathbf{u}_{2,n,m}^{\pm(5)} \right) \mathbf{e}_{-1} - \right. \\ & - \left(\frac{\partial}{\partial \xi} \mathbf{u}_{n,m+1}^{\pm(5)} - \frac{1}{2} \mathbf{u}_{3,n,m}^{\pm(5)} \right) \mathbf{e}_1 + \frac{m}{2} \frac{q}{\bar{q}} \mathbf{u}_{n,m}^{\pm(5)} \mathbf{e}_0 \right], \end{aligned} \quad (16)$$

где $\mathbf{u}_{2,n,m}^{+(5)} = \omega^- Q_n^{-m}(q) S_n^{m-1}$, $\mathbf{u}_{3,n,m}^{+(5)} = Q_n^{-m}(q) S_n^{m+1}$, $\mathbf{u}_{3,n,m}^{-(5)} = P_n^{-m}(q) S_n^{m+1}$, $\mathbf{u}_{2,n,m}^{-(5)} = \omega^- P_n^{-m}(q) S_n^{m-1}$, $\omega^- = (n+m)(n-m+1)$, $h = (q^2 - p^2)^{-1/2}$, $\bar{q} = \operatorname{sh} \xi$.

Теоремы сложения

Теоремы сложения связывают базисные решения уравнения Ламе в системах координат, совмещенных с центрами пары сфероидов. Справедливы следующие теоремы сложения [5]:

$$U_{s,n,m}^{+(5)}(\xi_i, \eta_i, \varphi_i) = \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} T_{s,n,m}^{t,k,l} U_{t,k,l}^{-(5)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j), \quad (17)$$

где $i, j = 1, 2, i \neq j$.

$$T_{s,n,m}^{t,k,l} = \left\{ \delta_{st} - \delta_{t1} \delta_{s2} \left[q_{10}^2 \left(c_1 \frac{\partial}{\partial c_1} - n - 1 \right) + q_{20}^2 \left(c_2 \frac{\partial}{\partial c_2} - k \right) + z_{12} \frac{\partial}{\partial z_{12}} \right] \right\} f_{l,n,m}^{\pm(55)k,l}, \quad (18)$$

$$f_{l,n,m}^{+(55)k,l} = \pi \left(k + \frac{1}{2} \right) \sum_{p=0}^{\infty} (-1)^p \beta_{pk} \left(\frac{c_2}{2} \right)^p \times \sum_{r=0}^{\infty} (-1)^{m-1} \beta_{rm} \left(\frac{c_1}{2} \right)^{r+1} u_{r+p,m-1}^{+(4)}(r_{12}, \theta_{12}, \varphi_{12}), \quad (19)$$

$$f_{l,n,m}^{-(55)k,l} = \pi \left(k + \frac{1}{2} \right) \frac{c_2}{c_1} \sum_{p=0}^{\infty} (-1)^p \beta_{pn} \left(\frac{c_2}{2} \right)^p \times \sum_{r=0}^{\infty} (-1)^{m-1} \beta_{rk} \left(\frac{c_1}{2} \right)^{r+1} u_{r+p,m-1}^{+(4)}(r_{12}, \theta_{12}, \varphi_{12}), \quad (20)$$

$$\beta_{ij} = \varepsilon_{ij} \left[\Gamma \left(\frac{i-j}{2} + 1 \right) \Gamma \left(\frac{i+j}{2} + \frac{3}{2} \right) \right]^{-1}, \quad (21)$$

где δ_{ij} - дельта-символ Кронекера, Γ - гамма-функция Эйлера; $\varepsilon_{ij} = 1$, если i и j одной четности, и $\varepsilon_{ij} = 0$ в противном случае; (r, θ, φ) - сферические координаты; $u_{n,m}^{+(4)} = (n-m)! r^{-n-1} P_n^m(\cos \theta) e^{im\varphi}$ - внешнее базисное частное решение уравнения Лапласа для сферы. Для расположения полостей представленного на рис. 1 $z_{12} = 0$, $\theta_{12} = \pi/2$, $r_{12} = a$ и для сдвига вдоль оси x $\varphi_{12} = 0$. В формулах (17) - (18) берем $f_{l,n,m}^{+(55)k,l}$ при переходе от O_1 к O_2 , т.е. для $i = 1$ и $j = 2$, а при обратном переходе ($i = 2$ и $j = 1$) берем $f_{l,n,m}^{-(55)k,l}$.

Разрешающая система уравнений

Относительно перемещения $\tilde{U}$ получаем краевую задачу для уравнения (3) с граничными условиями $\tilde{F}\tilde{U}|_{\Gamma_i} = -F\tilde{U}_0|_{\Gamma_i}$. Применив оператор (13) к

формулам (5) - (6), на площадке с нормалью $\mathbf{n} = \mathbf{e}_z$ для одноосного и двухосного растяжения получим соответственно:

$$F\tilde{U}_0 = Th \operatorname{sh} \xi \cos \eta \mathbf{e}_z,$$

$$F\tilde{U}_0 = Th \operatorname{ch} \xi \sin \eta \mathbf{e}_\rho.$$

Используя теоремы сложения (17) - (18), представим вектор перемещения $\tilde{U}$ в системе координат с началом в точке O_1 :

$$\tilde{U} = \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} A_{s,n,m}^{(1)} U_{s,n,m}^{+(5)}(\xi_1, \eta_1, \varphi_1) + U_{s,n,m}^{-(5)}(\xi_1, \eta_1, \varphi_1) \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} A_{t,k,l}^{(2)} T_{s,n,m}^{t,k,l} \quad (22)$$

и с началом в точке O_2 :

$$\tilde{U} = \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} A_{s,n,m}^{(2)} U_{s,n,m}^{+(5)}(\xi_2, \eta_2, \varphi_2) + U_{s,n,m}^{-(5)}(\xi_2, \eta_2, \varphi_2) \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} A_{t,k,l}^{(1)} T_{s,n,m}^{t,k,l} \quad (23)$$

После удовлетворения граничных условий задача сводится к бесконечной системе линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных коэффициентов $A_{s,n,m}^{(j)}$:

$$\sum_{s=1}^3 A_{s,n,m}^{(1)} F_{s,n,m}^{+(r)} + F_{s,n,m}^{-(r)} \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} A_{t,k,l}^{(2)} T_{s,n,m}^{t,k,l} + F_{0,n,m}^{(r)} = 0, \quad (24)$$

$$\sum_{s=1}^3 A_{s,n,m}^{(2)} F_{s,n,m}^{+(r)} + F_{s,n,m}^{-(r)} \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} A_{t,k,l}^{(1)} T_{s,n,m}^{t,k,l} + F_{0,n,m}^{(r)} = 0, \quad (25)$$

$$r = -1, 0, 1; \quad n = 0, 1, 2, \dots; \quad m = -n-1 \div n+1,$$

где $F_{0,n,m}^{(0)} = \frac{Td_{2i}}{2G} \delta_{n1} \delta_{m0}$, $F_{0,n,m}^{(-1)} = F_{0,n,m}^{(1)} = 0$ (для одноосного растяжения) и $F_{0,n,m}^{(0)} = 0$, $F_{0,n,m}^{(-1)} = \frac{Td_{1i}}{G} \delta_{n1} \delta_{m0}$, $F_{0,n,m}^{(1)} = -\frac{Td_{1i}}{2G} \delta_{n1} \delta_{m0}$ (для двухосного растяжения).

$$F_{l,n,m}^{\pm(-1)} = \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m-1}^{\pm}, \quad F_{l,n,m}^{\pm(1)} = -\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m+1}^{\pm}, \quad F_{l,n,m}^{\pm(0)} = -\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m}^{\pm}, \quad F_{2,n,m}^{\pm(-1)} = q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} u_{l,n,m-1}^{\pm} \right) - 2\sigma u_{2,n,m}^{\pm},$$

$$F_{2,n,m}^{\pm(1)} = -q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} u_{l,n,m+1}^{\pm} \right) + 2\sigma u_{3,n,m}^{\pm},$$

$$F_{2,n,m}^{\pm(0)} = -q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} u_{l,n,m}^{\pm} \right) + (2\sigma - 1) \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m}^{\pm}.$$

Оператор системы уравнений (24) - (25) является фредгольмовым при условии непересечения граничных поверхностей.

Анализ результатов

Система уравнений решена методом редукции. Анализ сходимости метода редукции показал, что высокая точность достигается уже при $N = 5$, т.е. в бесконечных суммах по n и k удерживаем шесть слагаемых. Численный анализ решения задачи проведен для двух одинаковых сфероидальных полостей с соотношением полуосей $d_{1i} / d_{2i} = 2 : 1$, коэффициент Пуассона $\sigma = 0,3$. Под относительным показателем близости полостей понимаем величину $(d_{21} + d_{22}) / a$, принимаем ее значение равным $0,4$; λ - относительное расстояние между полостями, $\lambda \in [0; 1]$.

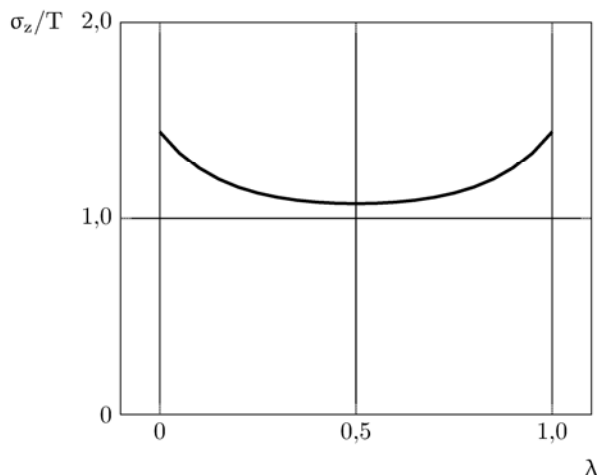


Рис. 2. Напряжения σ_z / T на оси между полостями при одноосном растяжении

На рис. 2 - 3 представлены графики напряжений на оси между полостями для случая одноосного растяжения упругого пространства. Из анализа графиков видно, что при одноосном растяжении основной вклад в напряженно-деформированное состояние вносят напряжения σ_z , при этом их концентрация наблюдается у смежных полюсов сфероидов.

На рис. 4 - 5 представлены графики напряжений на оси между полостями для случая двухосного растяжения упругого пространства. Из анализа графиков видно, что при двухосном растяжении напряжения $\sigma_p > 0$ и достигают максимума в средней точке на оси; напряжения $\sigma_z < 0$ и их концентрация наблюдается у смежных полюсов сфероидов. Представленные графики имеют симметричный вид, как и должно быть при симметричных граничных усло-

виях на бесконечности, что может служить косвенной проверкой расчетов.

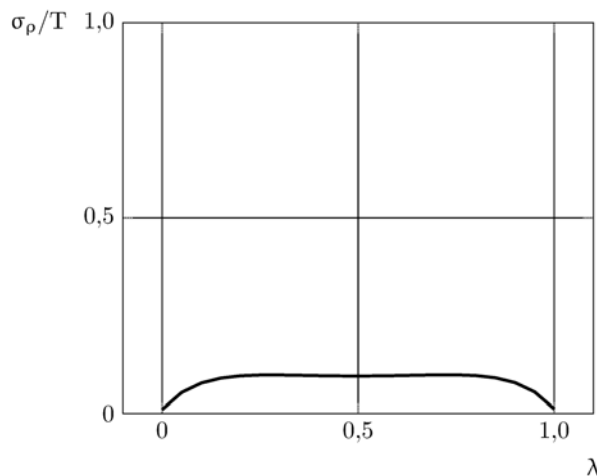


Рис. 3. Напряжения σ_p / T на оси между полостями при одноосном растяжении

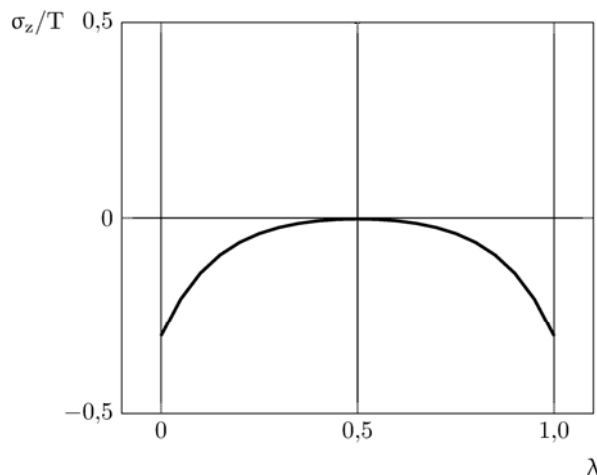


Рис. 4. Напряжения σ_z / T на оси между полостями при двухосном растяжении

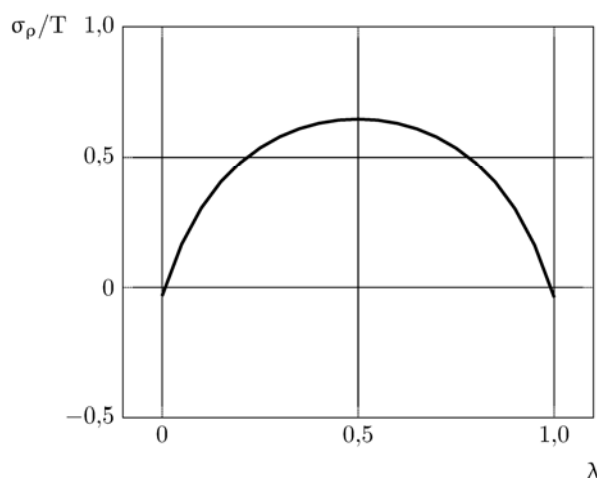


Рис. 5. Напряжения σ_p / T на оси между полостями при двухосном растяжении

Заключение

Исследовано напряженно-деформированное состояние существенно неосесимметричного упругого тела. В отличие от сугубо численных моделей предложенный, в настоящей работе, подход позволяет строить приближенные аналитические модели, степень точности которых можно неограниченно улучшать. Приведенные выше результаты позволяют судить о его высокой эффективности. Разработанная, в настоящей работе, локальная модель напряженно-деформированного состояния пористого материала может использоваться для определения интегральных упругих модулей композиционных материалов с различными зернистыми неоднородностями. Модель допускает обобщение на случай регулярной периодической структуры материала.

Литература

1. Федотов, А.Ф. Приложение модели деформирования пористых материалов к расчёту эффективных упругих модулей зернистых композитов [Текст] / А.Ф. Федотов // *Механика композиционных*

материалов и конструкций. – 2011. – Т. 17. – С. 3–18.

2. Николаев, А.Г. Математическая модель напряженно-деформированного состояния пористого материала [Текст] / А.Г. Николаев, Е.А. Танчик // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – 2009. – Т. 2 (58). – С. 48–58.

3. Николаев, А.Г. Локальная математическая модель зернистого композиционного материала [Текст] / А.Г. Николаев, Е.А. Танчик // *Вестн. Харьк. Нац. ун-та им. В.Н. Каразина. Сер. Математика, прикладная математика и механика*. – 2010. – Т. 922. – С. 4–19.

4. Николаев, А.Г. Обоснование обобщенного метода Фурье в основных краевых задачах теории упругости для некоторых пространственных канонических областей [Текст] / А.Г. Николаев // *Доповіді НАН України*. – 1998. – № 2. – С. 78–83.

5. Николаев, А.Г. Теоремы сложения решений уравнения Ламе [Текст] / А.Г. Николаев. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1993. – 109 с. – Деп. в ГНТБ Украины 21.06.93, № 1178 - Ук 93.

Поступила в редакцию 17.12.2012, рассмотрена на редколлегии 26.12.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., вед. науч. сотр. В.А. Ванин, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

РОЗВИТОК ЛОКАЛЬНОЇ МОДЕЛІ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ ПОРИСТОГО МАТЕРІАЛУ

О.Г. Ніколаєв, Є.А. Танчик

Запропоновано локальну модель напружено-деформованого стану пористого матеріалу, яка ґрунтується на узагальненому методі Фур'є. Пори моделюються витягнутими сфероїдальними порожнинами. Розглядається випадок паралельного розташування пор у пружному просторі, який перебуває під дією одновісного і двовісного розтягу. Апарат узагальненого методу Фур'є дозволяє точно задовольнити граничним умовам на поверхнях пор і на нескінченності. Для визначення параметрів моделі отримано розв'язну нескінченну систему лінійних алгебраїчних рівнянь. Проведено чисельне моделювання, на підставі якого дано аналіз розподілу напружень в зоні між порами.

Ключові слова: локальна модель, граничні умови, напружено-деформований стан, узагальнений метод Фур'є, метод редукції, пористий матеріал.

DEVELOPMENT OF A LOCAL STRESS STATE MODEL OF POROUS MATERIAL

A. G. Nikolaev, E. A. Tanchik

A local model of the stress-strain state of a porous material, based on the generalized Fourier method, is proposed. The pores are modeled as prolate spheroidal cavities. Consider the case of a parallel arrangement of pores in elastic space, which is under uniaxial and biaxial tension. The apparatus of generalized Fourier method accurately satisfy the boundary conditions on the surfaces of pores and at infinity. To determine the model parameters obtained a resolution infinite system of linear algebraic equations. A numerical simulation is held, based on which the analysis of stress distribution in the area between pores is given.

Key words: local model, boundary conditions, stress-strain state, generalized Fourier method, method of reduction, porous material.

Николаев Алексей Георгиевич – д-р физ.-мат. наук, проф., зав. каф. высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Танчик Евгений Андреевич – аспирант каф. высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина; e-mail: eug.tanchik@yandex.ru.

УДК 629.735.33.015.017.28.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ*Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Украина*

К РАСЧЕТУ ПЛОЩАДИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕЕНИЯ И ПРЕДЕЛЬНЫХ ЦЕНТРОВОК ТУРБОВИНТОВОГО РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Изложены формулы для расчета зависимостей относительной площади горизонтального оперения турбовинтового регионального самолета от его центровки, позволяющие достаточно корректно учесть влияние работающих турбовинтовых двигателей на продольные аэродинамические характеристики самолета. Вывод формул основан на рассмотрении требований к критерию продольной статической управляемости самолета по перегрузке и требований к продольной балансировке самолета. Путем анализа полученных формул определены основные расчетные случаи, которые рекомендуется рассматривать при расчете граничных линий на этапе предварительного проектирования турбовинтового регионального самолета.

Ключевые слова: *относительная площадь горизонтального оперения, центровка самолета, граничная линия, влияние турбовинтового двигателя на продольные аэродинамические характеристики самолета, критерий продольной статической управляемости самолета по перегрузке, продольная балансировка самолета.*

Введение

Расчет площади горизонтального оперения и предельных центровок самолета на этапе предварительного проектирования обычно выполняется с помощью метода граничных линий. Для реактивных пассажирских и транспортных самолетов разработаны простые конечные формулы, позволяющие рассчитать упомянутые граничные линии [1...3]. Для турбовинтовых самолетов разработана процедура приближенного расчета граничных линий по двум точкам без использования конечных формул [4]. Важным промежуточным этапом этой процедуры является расчет влияния турбовинтовых двигателей на продольные аэродинамические характеристики самолета. Используемый в [4] метод расчета этого влияния [5] обладает рядом недостатков, основными из которых являются: существенное завышение приращения угла скоса потока у горизонтального оперения от влияния работающих турбовинтовых двигателей, резкое изменение подъемной силы горизонтального оперения при входе его в струю воздушного винта вследствие принятого в расчете скачкообразного изменения скорости потока на границе струи воздушного винта до величины, равной скорости потока в струе идеального пропеллера. Разработанные в последнее время [6] достаточно простые полупырические формулы позволяют более корректно рассчитать влияние турбовинтовых двигателей на

продольные аэродинамические характеристики самолета и вывести конечные формулы для расчета зависимостей относительной площади горизонтального оперения от центровки турбовинтового регионального самолета, исходя из требований к характеристикам его устойчивости и управляемости. Подход к выводу таких конечных формул был изложен в работе [7], однако сами формулы выведены не были.

Постановка задачи

Ставится задача вывести формулы для расчета зависимостей относительной площади горизонтального оперения $\bar{S}_{\text{го}}$ от центровки $\bar{X}_T$ турбовинтового регионального самолета и определить основные расчетные случаи.

Вывод формул и определение основных расчетных случаев

Выведем формулу для расчета линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{\text{го}}$ и $\bar{X}_T$ справа. Опыт создания самолетов Ан-24, Ан-38, Ан-140 и других турбовинтовых региональных самолетов, имеющих неавтоматизированную безбустерную систему штурвального управления, свидетельствует о том, что высокую оценку пилотирования получают турбовинтовые региональные самолеты с достаточно большим запасом собственной про-

дольной статической устойчивости при предельно задней центровке. Рекомендации по выбору минимальной величины этого запаса для турбовинтовых региональных самолетов отсутствуют. В этой ситуации будем исходить из установленной, по летным оценкам, минимальной величины критерия продольной статической управляемости самолета по перегрузке $X_{B_{\min}}^{n_y}$.

Уравнение линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{\text{го}}$ и $\bar{X}_T$ справа и отражающей требование к минимальной величине критерия продольной статической управляемости самолета по перегрузке, вытекает из формулы для этого критерия:

$$X_B^{n_y} = -\frac{1}{57,3^\circ K_{\text{ш}_B}} \frac{C_{R_{y_{f.п}}}}{m_{z_{\text{го}_s}}^{\delta_B}} \sigma_n = X_{B_{\min}}^{n_y}, \quad (1)$$

где

$$\sigma_n = \frac{m_{R_{z_{\text{го}}}}^{\alpha} + m_{z_{\text{го}_s}}^{\alpha}}{C_{R_y}^{\alpha}} + m_{z_{\text{го}_s}}^{\omega_z} \frac{S_{\text{кр}} b_{a \text{гр}}}{2G}. \quad (2)$$

На этапе предварительного проектирования можно принять, что $C_{R_y}^{\alpha} \approx C_{R_{y_{\text{го}}}}^{\alpha}$. Вследствие значительной удаленности горизонтального оперения от центра тяжести самолета можно принять, что относительное плечо горизонтального оперения $\bar{L}_{\text{го}}$ не зависит от центровки самолета $\bar{X}_T$ и определяется постоянным расстоянием от 0,25САХ крыла до 0,25САХ горизонтального оперения. Плоскость вращения воздушных винтов расположена значительно ближе к центру тяжести самолета, поэтому относительное плечо поперечной силы воздушного винта $\bar{X}_B + \bar{X}_T$ зависит от центровки самолета ($\bar{X}_B$ - расстояние в долях САХ крыла от плоскости вращения воздушного винта до носка САХ крыла).

С учетом изложенного, формулы для частных производных [6] $C_{R_{y_{\text{го}}}}^{\alpha}$, ε_s^{α} , $m_{R_{z_{\text{го}}}}^{\alpha}$, $m_{z_{\text{го}_s}}^{\alpha}$, $m_{z_{\text{го}_s}}^{\delta_B}$ и $m_{z_{\text{го}_s}}^{\omega_z}$, входящих в (1) и (2), можно записать следующим образом:

$$C_{R_{y_{\text{го}}}}^{\alpha} = C_{y_{\text{го}} \delta_3=0}^{\alpha} + C_{y_{\text{го}} \delta_3=0}^{\alpha} \bar{S}_{\text{кр}_s} k_B + i\bar{F}_B B \frac{1}{57,3^\circ} + i\bar{F}_B C_N \lambda \frac{1 + \varepsilon_*^{\alpha}}{57,3^\circ}; \quad (3)$$

$$\varepsilon_s^{\alpha} = \varepsilon_{y_{\text{го}}}^{\alpha} \cdot C_{R_{y_{\text{го}}}}^{\alpha}; \quad (4)$$

$$m_{R_{z_{\text{го}}}}^{\alpha} = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\text{го}} \delta_3=0} \right) C_{y_{\text{го}} \delta_3=0}^{\alpha} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\text{кр}_s}} \right) C_{y_{\text{го}} \delta_3=0}^{\alpha} \bar{S}_{\text{кр}_s} k_B + i\bar{F}_B \left(\bar{X}_B + \bar{X}_T \right) C_N \lambda \frac{1 + \varepsilon_*^{\alpha}}{57,3^\circ}; \quad (5)$$

$$m_{z_{\text{го}_s}}^{\alpha} = -K_{\text{го}} \bar{S}_{\text{го}} \bar{L}_{\text{го}} C_{y_{\text{го}}}^{\alpha} \left(1 + \varepsilon_s^{\alpha} \right) \times \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{\text{го}_s}^{\max} B \right); \quad (6)$$

$$m_{z_{\text{го}_s}}^{\delta_B} = -K_{\text{го}} \bar{S}_{\text{го}} \bar{L}_{\text{го}} C_{y_{\text{го}}}^{\alpha} \sqrt{\bar{S}_B} \times \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{\text{го}_s}^{\max} B \right); \quad (7)$$

$$m_{z_{\text{го}_s}}^{\omega_z} = -57,3^\circ K_{\text{го}} C_{y_{\text{го}}}^{\alpha} \bar{S}_{\text{го}} \bar{L}_{\text{го}}^2 \times \sqrt{1 + K_{V_s} \bar{S}_{\text{го}_s}^{\max} B}. \quad (8)$$

В случае расположения горизонтального оперения вдали от струй воздушных винтов (например, на вершине киля) коэффициент увеличения скоростного напора в области горизонтального оперения от влияния струй воздушных винтов K_{V_s} и его частная производная по углу атаки $K_{V_s}^{\alpha}$ равны нулю. Примем, что в том случае, когда горизонтальное оперение расположено вблизи струй воздушных винтов (на фюзеляже), его положение по высоте таково, что во взлетной конфигурации самолета (умеренные углы отклонения закрылков) оно расположено приблизительно в центре струй воздушных винтов ($K_{V_s} \approx 1$; $K_{V_s}^{\alpha} = 0$), а в посадочной конфигурации (большие углы отклонения закрылков) оно расположено над струями воздушных винтов ($K_{V_s} = 0$; $K_{V_s}^{\alpha} = 0$).

Эти упрощающие положения позволяют после подстановки (2)...(8) в (1) получить искомую конечную формулу для расчета граничной линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{\text{го}}$ и $\bar{X}_T$ справа:

$$\begin{aligned}
\bar{S}_{го} = & \left\{ \bar{X}_T \frac{C_{y_{го \delta_3=0}}^\alpha}{C_{R_{y_{го}}}^\alpha} (1 + \bar{S}_{кр_s} k_B) - \right. \\
& - \frac{C_{y_{го \delta_3=0}}^\alpha}{C_{R_{y_{го}}}^\alpha} \left(\bar{X}_{F_{го \delta_3=0}} + \bar{X}_{F_{\alpha_{кр_s}}} \cdot \bar{S}_{кр_s} k_B \right) + \\
& \left. + i \bar{F}_B (\bar{X}_B + \bar{X}_T) \frac{C_N^\chi}{C_{R_{y_{го}}}^\alpha} \frac{1 + \varepsilon_*^\alpha}{57,3^\circ} \right\} : \\
& : \left\{ \left[\left(\frac{1}{C_{R_{y_{го}}}^\alpha} - \varepsilon^{C_{y_{го}}} \right) + X_{B_{min}}^{n_y} \times \right. \right. \\
& \times 57,3^\circ \frac{K_{ш_B}}{C_{R_{y_{г.л}}}} \sqrt{\bar{S}_B} \left. \right] K_{го} \bar{L}_{го} C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \times \\
& \times \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{го_s}^{\max} B \right) + \frac{S_{кр} b_{agr}}{2G} \times \\
& \times 57,3^\circ K_{го} C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \bar{L}_{го}^2 \sqrt{1 + K_{V_s} \bar{S}_{го_s}^{\max} B} \left. \right\}.
\end{aligned} \quad (9)$$

Определим основные расчетные случаи для расчета граничной линии по формуле (9).

Опыт создания турбовинтовых региональных самолетов свидетельствует о том, что высокую оценку продольной управляемости по перегрузке получают самолеты, у которых на режиме полета, требующем точного пилотирования (выдерживание угла наклона посадочной глиссады) абсолютная величина критерия $X_B^{n_y}$ составляет не менее 10 см на единицу перегрузки. Этот же опыт свидетельствует о том, что на режимах полета, не требующих столь точного пилотирования (набор высоты во взлетной конфигурации, полет в крейсерской конфигурации, уход на второй круг в посадочной конфигурации), высокую оценку продольной управляемости по перегрузке получают самолеты, у которых абсолютная величина критерия $X_B^{n_y}$ составляет не менее 5 см на единицу перегрузки. Отметим, что авиационные правила АП-25 [8] рекомендуют, чтобы абсолютная величина критерия $X_B^{n_y}$ была не менее 5 см на единицу перегрузки.

Из формулы (9) следует, что основные расчетные случаи можно определить, анализируя выражение, стоящее в квадратных скобках. С уменьшением величины этого выражения потребная величина относительной площади горизонтального оперения самолета увеличивается.

Очевидно, к одному из основных расчетных случаев следует отнести режим крейсерского полета вследствие преобладающего влияния малого значения коэффициента $C_{R_{y_{г.л}}}$ на этом режиме полета

даже при малом абсолютном значении критерия $X_{B_{min}}^{n_y}$ (для крейсерского режима полета

$X_{B_{min}}^{n_y} = -5$ см/единицу перегрузки) и малом увеличении частной производной $C_{R_{y_{го}}}^\alpha$ от влияния

работающих двигателей (значение коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь на крейсерском режиме полета невелико). К основным расчетным случаям следует отнести также режим точного выдерживания заданного угла наклона посадочной глиссады вследствие преобладающего влияния большого абсолютного значения критерия

$X_{B_{min}}^{n_y}$ на этом режиме полета ($X_{B_{min}}^{n_y} = -10$ см/единицу перегрузки) даже при большом значении коэффициента $C_{R_{y_{г.л}}}$ (полет на скорости

$V_{з.л}$ при посадочном угле отклонения закрылков) и малом увеличении частной производной $C_{R_{y_{го}}}^\alpha$ от

влияния работающих турбовинтовых двигателей (двигатели работают на режиме, близком к режиму малого газа). Наконец, к расчетным случаям можно отнести и режим ухода на второй круг в посадочной конфигурации вследствие значительного увеличения частной производной $C_{R_{y_{го}}}^\alpha$ от влияния работающих

на взлетном режиме двигателей и уменьшения по этой причине разности $\frac{1}{C_{R_{y_{го}}}^\alpha} - \varepsilon^{C_{y_{го}}}$ (особенно в случае большого значения частной производной $\varepsilon^{C_{y_{го}}}$).

Следует отметить, что влияние фактора $\frac{1}{C_{R_{y_{го}}}^\alpha} - \varepsilon^{C_{y_{го}}}$ ослаблено большим значением коэффициента $C_{R_{y_{г.л}}}$ и малым значением критерия $X_{B_{min}}^{n_y}$ (для рассматриваемого режима полета $X_{B_{min}}^{n_y} = -5$ см/единицу перегрузки).

Выведем формулу для расчета линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{го}$ и $\bar{X}_T$ слева. Эта формула выводится из уравнения

продольной балансировки самолета. Будем рассматривать продольную балансировку самолета на режиме взлета в момент отделения передней опоры шасси от взлетно-посадочной полосы. Уравнение продольной балансировки самолета в этом случае является наиболее полным, т.к. отражает влияние работающих турбовинтовых двигателей и влияние близости экрана на продольные аэродинамические характеристики самолета, а также влияние реакций основных опор шасси на момент тангажа самолета.

На основании накопленного опыта примем, что влияние близости экрана на момент тангажа самолета с прямым крылом выражается лишь в изменении момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением вследствие уменьшения угла скоса потока у горизонтального оперения на величину $\Delta \varepsilon_{s_{\text{экр}}}$.

Примем также, как принимали и выше, что влиянием горизонтального оперения на подъемную силу самолета можно пренебречь. Так как не учитываемая нами балансировочная подъемная сила горизонтального оперения у самолета с отклоненными закрылками направлена вниз, а приближение к экрану создает приращение подъемной силы на крыле, направленное вверх, то влиянием экрана на подъемную силу крыла самолета также будем пренебрегать.

Уравнение продольной балансировки самолета на режиме взлета в момент отделения передней опоры шасси от взлетно-посадочной полосы имеет следующий вид:

$$m_{R_{z_{\text{бго}}}} + m_{z_{\text{го}}} + \Delta m_{z_{\text{р.ш}}} = 0 \quad (10)$$

Здесь $\Delta m_{z_{\text{р.ш}}}$ – приращение коэффициента момента тангажа самолета от реакций основных опор шасси. В предположении, что $C_{R_y} \approx C_{R_{y_{\text{бго}}}}$, это приращение записывается следующим образом:

$$\Delta m_{z_{\text{р.ш}}} = \left(\frac{G}{qS_{\text{кр}}} - C_{R_{y_{\text{бго}}}} \right) (\bar{X}_T - \bar{X}_{\text{ш}}) - \left(\frac{G}{qS_{\text{кр}}} - C_{R_{y_{\text{бго}}}} \right) f_{\text{тр}} \bar{h}_{\text{ш}}. \quad (11)$$

Здесь $\bar{X}_{\text{ш}}$ – выраженное в долях САХ крыла расстояние от носка САХ крыла до линии действия реакций основных опор шасси; $\bar{h}_{\text{ш}}$ – выраженное в долях САХ крыла расстояние от центра тяжести самолета до линии действия сил трения колес основных опор шасси; $f_{\text{тр}}$ – коэффициент трения.

Формула для коэффициента $C_{R_{y_{\text{бго}}}}$, входящая в (11), имеет следующий вид [6]:

$$C_{R_{y_{\text{бго}}}} = C_{y_{\text{бго}} \delta_3=0}(\alpha) + \Delta C_{y_{\text{бго}}}(\delta_3) + kB \left(C_{y_{\text{бго}} \delta_3=0}(\alpha) \bar{S}_{\text{кр}_s} + \Delta C_{y_{\text{бго}}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{\text{кр}_{3s}}}{\bar{S}_{\text{ф}} \bar{S}_{\text{кр}_3}} \right) + i\bar{F}_B B \frac{\alpha^\circ + \varphi_{\text{дв}}^\circ}{57,3^\circ} + i\bar{F}_B C_N \chi \frac{\alpha^\circ (1 + \varepsilon_*^\alpha) + \varphi_{\text{дв}}^\circ}{57,3^\circ}. \quad (12)$$

Формулы для коэффициентов $m_{R_{z_{\text{бго}}}}$ и

$m_{z_{\text{го}}}$ [6] с учетом принятых упрощающих положений можно переписать следующим образом:

$$m_{R_{z_{\text{бго}}}} = m_{z_{\text{бго}} C_y=0; \delta_3 \neq 0} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\text{бго}} \delta_3 \neq 0} \right) \times C_{y_{\text{бго}} \delta_3 \neq 0}(\alpha) + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\text{акр}_s}} \right) C_{y_{\text{бго}} \delta_3=0}(\alpha) \times \bar{S}_{\text{кр}_s} kB + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3 \text{кр}_s}} \right) \Delta C_{y_{\text{бго}}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{\text{кр}_{3s}}}{\bar{S}_{\text{ф}} \bar{S}_{\text{кр}_3}} kB - i\bar{F}_B \bar{Y}_B B + i\bar{F}_B (\bar{X}_B + \bar{X}_T) C_N \chi \frac{\alpha^\circ (1 + \varepsilon_*^\alpha)}{57,3^\circ}; \quad (13)$$

$$m_{z_{\text{го}}} = -K_{\text{го}} C_{y_{\text{го}}}^{\alpha_{\text{го}}} \bar{S}_{\text{го}} \bar{L}_{\text{го}} (\alpha + \varphi_{\text{ст}} - \varepsilon_s - \Delta \varepsilon_{s_{\text{экр}}} + 0,9 \sqrt{\bar{S}_B} \cdot \delta_{B_{\text{max}}}) \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{\text{го}_s}^{\text{max}} B \right). \quad (14)$$

Для расчета изменения угла скоса потока у горизонтального оперения от влияния экрана при наличии влияния работающих турбовинтовых двигателей может быть использована формула

$$\Delta \varepsilon_{s_{\text{экр}}} = -\varepsilon_s \cdot K_{\text{экр}}, \quad (15)$$

в которой угол скоса потока с учетом влияния турбовинтовых двигателей ε_s определяется по формуле [6]

$$\varepsilon_s \approx \varepsilon^{C_{y_{\text{бго}}}} \cdot C_{R_{y_{\text{бго}}}}, \quad (16)$$

а коэффициент $K_{\text{экр}}$, зависящий от удаления крыла и горизонтального оперения от экрана, определяется по методу, изложенному в [9] (этот метод рекомендуется к использованию в работах [1, 10]).

После подстановки (11) и (13)...(16) в (10) можно получить искомую формулу для расчета линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{\text{го}}$ и $\bar{X}_T$ слева:

$$\begin{aligned}
\bar{S}_{го} = & \left[m_{z_{бго} C_{y=0}; \delta_3 \neq 0} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{бго} \delta_3 \neq 0} \right) \times \right. \\
& \times C_{y_{бго} \delta_3 \neq 0}(\alpha) + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\alpha_{крS}}} \right) C_{y_{бго} \delta_3 = 0}(\alpha) \times \\
& \times \bar{S}_{крS} \text{ кВ} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3 \text{крS}}} \right) \Delta C_{y_{бго}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{кр_{3S}}}{\bar{S}_{кр_3}} \text{ кВ} - \\
& - i \bar{F}_B \bar{Y}_B B + i \bar{F}_B (\bar{X}_B + \bar{X}_T) C_N \chi \frac{\alpha^\circ (1 + \epsilon_*^\alpha)}{57,3^\circ} + \\
& \left. + \left(\frac{G}{q S_{кр}} - C_{R_{y_{бго}}} \right) \times (\bar{X}_T - \bar{X}_{ш} - f_{тр} \bar{h}_{ш}) \right] : \\
& : \left\{ K_{го} C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \bar{L}_{го} \times \left[\alpha + \varphi_{ст} - \epsilon^{C_{y_{бго}}} \times \right. \right. \\
& \times C_{R_{y_{бго}}} (1 - K_{экр}) + 0,9 \sqrt{\bar{S}_B} \cdot \delta_{B_{max}} \left. \right] \times \\
& \times \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{гоs}^{max} B \right) \left. \right\}. \quad (17)
\end{aligned}$$

Одним из основных расчетных случаев при расчете граничной линии по формуле (17) является балансировка самолета на режиме взлета в момент отделения передней опоры шасси от взлетно-посадочной полосы. Это объясняется большим влиянием слагаемого $i \bar{F}_B \bar{Y}_B B$ и слагаемого

$$\left(\frac{G}{q S_{кр}} - C_{R_{y_{бго}}} \right) (\bar{X}_T - \bar{X}_{ш} - f_{тр} \bar{h}_{ш}).$$

В том случае, когда при взлетном угле отклонения закрылков горизонтальное оперение самолета располагается в середине струй воздушных винтов, влияние указанных слагаемых в значительной мере компенсируется возрастанием эффективности руля высоты ($K_{V_s} \approx 1,1$).

К основным расчетным случаям следует отнести и балансировку самолета на посадке в момент касания ВПП, т.к. в посадочной конфигурации коэффициенты $m_{z_{бго} C_{y=0}; \delta_3 \neq 0}$ и $C_{y_{бго} \delta_3 \neq 0}(\alpha)$ принимают большие значения.

Выводы

1. Получены формулы для расчета зависимостей относительной площади горизонтального оперения турбовинтового регионального самолета от его центровки, позволяющие учесть влияние работающих турбовинтовых двигателей на продольные аэродинамические характеристики самолета.

2. Основными расчетными случаями при расчете граничной линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{го}$ и $\bar{X}_T$ справа и отражающей требования к критерию продольной статической управляемости самолета по перегрузке X_B^{ny} , являются режим крейсерского полета, режим точного выдерживания заданного угла наклона посадочной глиссады и режим ухода на второй круг в посадочной конфигурации.

3. Основными расчетными случаями при расчете граничной линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{го}$ и $\bar{X}_T$ слева и отражающей требования к продольной балансировке самолета, являются продольная балансировка самолета на режиме взлета в момент отделения передней опоры шасси от ВПП и продольная балансировка самолета на режиме посадки в момент касания ВПП.

Литература

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов [Текст] / под ред. Г.С. Бюшгенса. – Издательский отдел ЦАГИ – Авиаиздательство КНР. – Москва-Пекин, 1995. – 772 с.
2. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для ВУЗов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; Мин-во высшего и среднего спец. образования СССР; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
3. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст]: пер. с англ. / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
4. Авиация общего назначения [Текст]: рекомендации для конструкторов / под ред. В.Г. Микеладзе. – Издательство АО „Аэрокон“, 1996. – 362 с.
5. Пустовойтов, В.П. Методика расчета влияния воздушных винтов на аэродинамические характеристики самолета [Текст] / В.П. Пустовойтов, С.Я. Наумов, В.И. Руденя // Труды ЦАГИ. – 1971. – 40 с.
6. Пустовойтов, В.П. Теоретическое исследование влияния взаимного расположения горизонтального оперения и струй воздушных винтов на продольную статическую устойчивость турбовинтового регионального самолета-высокоплана [Текст] / В.П. Пустовойтов // Аэродинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“. – Вып. 2. – Х., 2006. – С. 142-160.

7. Пустовойтов, В.П. Метод получения требуемых характеристик управляемости турбовинтовых региональных самолетов [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 5(41). – С. 5-13.

8. Авиационные правила / Часть 25 [Текст] // Межгосударственный авиационный комитет. – ОАО „Авиаиздат“, 2009. – 266 с.

9. Owen, P.R. and Hogg H., *Ground Effect on Downwash with Slipstream*, ARC R&M 2449, 1952.

10. Эткин, Б. Динамика полета: устойчивость и управляемость [Текст]: пер. с англ. / Б. Эткин. – М.: Машиностроение, 1964. – 494 с.

Поступила в редакцию 26.12.2012, рассмотрена на редколлегии 16.01.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой проектирования и конструкций самолетов А.Г. Гребеников, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков.

ДО РОЗРАХУНКУ ПЛОЩІ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ І ГРАНИЧНИХ ЦЕНТРУВАНЬ ТУРБОГВИНТОВОГО РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЕКТУВАННЯ

В.П. Пустовойтов

Викладено формули для розрахунку залежності відносної площі горизонтального оперення турбогвинтового регіонального літака від його центрування, які дозволяють досить коректно врахувати вплив працюючих турбогвинтових двигунів на поздовжні аеродинамічні характеристики літака. Виведення формул базоване на розгляді вимог до критерія поздовжньої статичної керованості літака по перевантаженню та вимог до поздовжнього балансування літака на різних режимах польоту. Шляхом аналізу одержаних формул визначено основні розрахункові випадки, які рекомендується розглядати під час розрахунку граничних ліній на етапі попереднього проектування турбогвинтового регіонального літака.

Ключові слова: відносна площа горизонтального оперення, центрування літака, гранична лінія, вплив турбогвинтового двигуна на поздовжні аеродинамічні характеристики літака, критерій поздовжньої статичної керованості літака по перевантаженню, поздовжнє балансування літака.

ISSUES OF THE CALCULATION OF TAIL AREA RATIO AND EXTREME CG POSITIONS OF REGIONAL TURBOPROP AIRCRAFT AT THE PRELIMINARY DESIGN STAGE

V.P. Pustovoytov

The paper presents formulae for calculation of variations of the horizontal tail area ratio for the aircraft CG positions making it possible to reasonably allow for the effect of the running turboprop engines on the longitudinal aerodynamic characteristics of the aircraft. The development of the formulae is based on the consideration of the requirements for the aircraft static longitudinal maneuvering stability and the longitudinal trim requirements. Analysis of the obtained formulae allowed to determine main design conditions recommended to be examined when analyzing margin lines at the stage of regional turboprop aircraft preliminary design.

Key words: tail area ratio, aircraft CG position, margin line, effect of turboprop engine on the aircraft longitudinal aerodynamic characteristics, aircraft static longitudinal maneuvering stability criterion, longitudinal aircraft trim.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, ведущий конструктор, Государственное предприятие „АНТОНОВ“, г. Киев, Украина, e-mail: kudryavtsev@antonov.com

УДК 533.666.2: 629.7

П.И. ИВАНОВ¹, А.Ю. КУЯНОВ²¹Херсонский национальный технический университет, Украина²Государственный научно-испытательный центр Вооруженных Сил Украины

ПОЛУЭМПИРИЧЕСКАЯ ИНЖЕНЕРНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ ДВУХОБОЛОЧКОВОГО ПЛАНИРУЮЩЕГО ПАРАШЮТА

В работе рассмотрена полуэмпирическая инженерная математическая модель процесса раскрытия двухоболочкового планирующего парашюта, позволяющая проводить количественный сравнительный экспресс-анализ динамики наполнения различных планирующих парашютных систем. Исследованы некоторые возможные эффекты, присущие данной модели. Математическая модель вполне удовлетворительно аппроксимирует реальный процесс наполнения планирующей парашютной системы, что говорит о возможности использования модели в практике обработки результатов летных испытаний двухоболочковых парашютных систем. Сравнение модели с результатами экспериментов показало, что, кроме двухоболочковых, она вполне удовлетворительно описывает также и динамику процесса наполнения однооболочковых куполов планирующих парашютов.

Ключевые слова: полуэмпирическая инженерная математическая модель, процесс наполнения, планирующая парашютная система, слайдер.

Введение

Исследование процесса раскрытия парашюта – это весьма сложная задача аэроупругости.

Теоретически она может быть изучена достаточно точно только совместным решением системы уравнений аэродинамики, упругости, баллистики и динамики относительного движения двух тел – груз и парашют. Однако сегодня требуются достаточно простые, возможно даже в какой-то степени и грубые инженерные модели, которые можно было бы эффективно использовать на практике.

Постановка задачи

Цель настоящей работы – предложить достаточно простую инженерную модель процесса наполнения двухоболочкового планирующего парашюта для сравнительного экспресс-анализа друг с другом различных планирующих парашютных систем, что связано с важной теоретической и практической задачей исследования динамики процесса раскрытия. Последние исследования и публикации, на которые опираются авторы данной статьи, представлены в работах [1-2].

Основная часть

1. Инженерная модель

Раскрытие и наполнение двухоболочкового купола планирующего парашюта начинается с момен-

та выхода кромки купола из упаковки и попадания ее в поток.

Рассмотрим детально процесс наполнения двухоболочкового купола парашюта [1-2].

Представим внешний невозмущенный поток, набегающий на купол парашюта, как сумму большого количества параллельных друг другу элементарных струй. Выделим одну из элементарных струй внешнего потока.

Анализ кинограмм показывает, что процесс наполнения начинается с «разглаживания» (выравнивания ткани) элементарного участка нижней оболочки купола за счет удара и растекания элементарной струи внешнего потока в окрестности точки торможения струи (в одной или нескольких точках сразу).

Одновременно с этим, благодаря конструктивным особенностям контура кромки воздухозаборника, открытого навстречу набегающему потоку, начинается наполнение одной или сразу нескольких секций.

Наполнившийся воздухозаборник растягивает нижнее и верхнее полотнище, нервюры, формируя полностью выполненный канал ячейки (секции) данного воздухозаборника.

Таким образом, процессу наполнения купола способствует ряд следующих факторов:

1. Удар струи набегающего потока о нижнюю поверхность купола и растекание ее под куполом, разглаживая нижнюю оболочку, что раскрывает купол.

2. Слияние расплавленных (выполненных) зон на поверхности нижней оболочки, образованных разными струями, что способствует интенсификации процесса наполнения.

3. Наполнение ячеек (секций) крыла через воздухозаборники и нижнюю проницаемую оболочку, что раскрывает купол.

Отметим здесь, что наполнению соседних ячеек способствует также интенсивное перетекание потока через отверстия конструктивной проницаемости в нервюрах.

Массу воздуха, набегающего на двухоболочковый купол в процессе его раскрытия, условно можно разделить на две части.

Одна часть, ударяясь о нижнюю оболочку купола и растекаясь по ней, расправляет нижнюю оболочку.

Другая часть, попадая в воздухозаборники, наполняет само крыло – пространство между оболочками, растекаясь вдоль его размаха через отверстия конструктивной воздухопроницаемости в нервюрах, одновременно расправляет верхнюю и нижнюю оболочки. Кроме того, здесь нужно учесть часть воздуха, проникающего через нижнюю оболочку купола и наполняющего его.

Таким образом, общую массу воздуха $m(t)$, участвующую в работе раскрытия купола парашюта, условно можно представить в виде суммы:

$$m(t) = m_1(t) + m_2(t),$$

где $m_1(t)$ – масса набегающая на нижнюю оболочку; $m_2(t)$ – масса, попадающая внутрь крыла через воздухозаборники и ткань нижней оболочки; t – время.

Если у парашюта есть слайдерное устройство рифления типа полотнище, препятствующее процессу быстрого, динамичного раскрытия, то в приведенное выше уравнение можно ввести дополнительный член – $m_3(t)$, учитывающий эффект сдвигания кромки и затенения купола слайдером. Тогда уравнение баланса масс условно можно представить в виде:

$$m(t) = m_1(t) + m_2(t) - m_3(t). \quad (1)$$

Продифференцируем равенство (1) по времени:

$$\frac{dm(t)}{dt} = \frac{dm_1(t)}{dt} + \frac{dm_2(t)}{dt} - \frac{dm_3(t)}{dt}. \quad (2)$$

Примем, в качестве гипотезы, следующее утверждение, не противоречащее физике процесса и эксперименту: скорость раскрытия и наполнения купола пропорциональна скорости изменения массы воздуха под куполом, сила инерции которой в процессе торможения совершает работу по раскрытию купола.

1. Рассмотрим воздействие массы m_1 на купол.

Анализ кинограмм процесса раскрытия куполов парашютов позволяет выдвинуть гипотезу о том, что скорость изменения массы набегающего потока, атакующей нижнюю оболочку купола, раскрывающей его и увлекаемой за собой куполом в процессе его наполнения, пропорциональна величине этой массы, т.е.:

$$\frac{dm_1(t)}{dt} = k_1 m_1(t), \quad (3)$$

где k_1 – коэффициент пропорциональности.

Разделяя переменные в уравнении (3) и интегрируя, получим:

$$\frac{dm_1(t)}{m_1(t)} = k_1 dt, \quad \int \frac{dm_1(t)}{m_1(t)} = k_1 \int dt + \ln|C_1|,$$

$$\ln|m_1(t)| - \ln|C_1| = k_1 t, \quad \ln\left|\frac{m_1(t)}{C_1}\right| = k_1 t.$$

Потенцируя, получим:

$$m_1(t) = C_1 e^{k_1 t}. \quad (3a)$$

Параметры C_1 и k_1 характеризуют интенсивность динамики процесса наполнения. Чем они больше, тем интенсивнее идет процесс наполнения и тем больше величина коэффициента динамичности купола.

2. Рассмотрим воздействие массы m_2 на купол.

Анализ кинограмм процесса раскрытия куполов парашютов показывает, что в начале наполнения бывает выполнена лишь небольшая часть воздухозаборников в центральной части купола [1], которая затем последовательно возрастает от центра к периферии по закону, близкому к линейному. Плюс воздух, проникающий через нижнюю, проницаемую оболочку купола, что вместе может обеспечивать скорость изменения массы набегающего потока, поступающего под купол через ткань и воздухозаборники, близкую к линейной в силу скоротечности процесса, т.е.:

$$\frac{dm_2(t)}{dt} = k_2 t = \text{const}, \quad (4)$$

где k_2 – некоторая константа, характеристика эффективности наполнения междуоболочкового пространства крыла. Зависит от конструкции воздухозаборников, конструктивной проницаемости нервюр и воздухопроницаемости нижней оболочки купола.

Разделяя переменные в уравнении (4) и интегрируя, получим:

$$\int dm_2(t) = k_2 \int t dt + \ln|C_2|, \quad \text{откуда:}$$

$$m_2(t) = k_2 \frac{t^2}{2} + C_2. \quad (4a)$$

Параметры C_2 и k_2 характеризуют интенсив-

ность динамики процесса наполнения. Чем они больше, тем интенсивнее идет процесс наполнения и тем больше величина коэффициента динамичности купола.

3. Очевидно, что устройства, предназначенные для смягчения интенсивности динамики процесса наполнения (слайдер, шнур рифления) в той или иной мере снижают величину перегрузки, действующей на систему объект-парашют в процессе раскрытия купола. Слайдер типа полотнища, установленный на стропах купола парашюта, в свою очередь, условно можно рассматривать как парашют малой площади для которого, по аналогии с пунктом 1, можно записать:

$$\frac{dm_3(t)}{dt} = -k_3 m_3(t), \quad (5)$$

где k_3 – коэффициент пропорциональности.

Знак минус здесь говорит о том, что с течением времени, по мере раскрытия купола и уменьшения скорости системы, сдерживающее и тормозящее процесс раскрытия влияние слайдера на купол – убывает. Интегрируя, получим:

$$m_3(t) = C_3 e^{-k_3 t}. \quad (5a)$$

Параметры C_3 и k_3 характеризуют интенсивность сдерживания динамики процесса наполнения купола слайдером. Чем они больше, тем интенсивнее идет сдерживание процесса наполнения и тем меньше величина коэффициента динамичности купола.

Подставляя (3a), (4a) и (5a) в равенство (1), получим:

$$m(t) = C_1 e^{k_1 t} + \frac{k_2 t^2}{2} + C_2 - C_3 e^{-k_3 t}. \quad (6)$$

Здесь важно отметить, что в правой части зависимости (6), т.е. в характере изменения самой функции и ее коэффициентах уже учтено влияние скоростного напора a , значит, и изменение скорости в процессе раскрытия парашюта, конечно, при условии, что зависимость (6) достаточно хорошо аппроксимирует реальный процесс.

Дифференцируя обе части последнего равенства по времени, получим:

$$\frac{dm(t)}{dt} = C_1 k_1 e^{k_1 t} + k_2 t + C_3 k_3 e^{-k_3 t}. \quad (6a)$$

С другой стороны нужно учесть, что в целом, полная масса воздуха, поступающего под купол в процессе его наполнения, равна:

$$m(t) = \int_0^t \rho F(t) V(t) dt,$$

где ρ – плотность воздуха; $F(t)$ – площадь входного отверстия или миделевого сечения купола ($F_{вх}(t)$)

или $F_{мид}(t)$; $V(t)$ – скорость набегающего потока.

Дифференцируя последний интеграл по переменному верхнему пределу, получим:

$$\frac{dm(t)}{dt} = \rho F(t) V(t). \quad (7)$$

Как видно, скорость изменения массы воздуха, поступающего под купол, пропорциональна площади его входного отверстия (или миделевого сечения) в каждый момент времени процесса наполнения.

Учитывая, что плотность воздуха и закон изменения скорости в процессе раскрытия уже включены в значения коэффициентов функции правой части равенства (6a), можно выдвинуть предположение, что зависимость (6a), после аппроксимации ею по методу наименьших квадратов массива экспериментальных точек (полученных по методике [2]), может достаточно удовлетворительно представлять процесс раскрытия реального купола, т.е. можно принять гипотезу о том, что

$$F(t) = C_1 k_1 e^{k_1 t} + k_2 t + C_3 k_3 e^{-k_3 t}, \quad (8)$$

и проверить ее непротиворечивость эксперименту.

Последняя зависимость может быть использована для анализа динамики процесса раскрытия и наполнения двухоболочковых планирующих парашютов.

Эту обобщенную формулу можно распространить как на площадь миделевого сечения $F(t) = F_{мид}(t)$, так и на площадь входного отверстия $F(t) = F_{вх}(t)$ купола.

Эмпирические коэффициенты, входящие в правую часть равенства (8), характеризующие динамику процесса наполнения и раскрытия, определяются по методу наименьших квадратов с использованием экспериментальных данных.

Коэффициенты C_1 и k_1 в формуле (8) ответственны, в основном, за динамику формообразования нижней оболочки купола, k_2 – за динамику наполнения ячеек купола через воздухозаборники, C_3 и k_3 – за эффективность работы слайдера.

Сравнение этих коэффициентов у различных куполов позволит количественно сравнивать динамику их раскрытия между собой при отсутствии данных по измерениям перегрузки.

2. Теоретические исследования инженерной модели

Объединяя коэффициенты в произведениях, представим формулу (8) в следующем виде:

$$F(t) = A e^{k_1 t} + k_2 t + B e^{-k_3 t}, \quad (8a)$$

где $A = C_1 k_1$ – отвечает, в основном, за динамику

формообразования нижней оболочки купола; $B = C_3 k_3$ – отвечает за эффективность работы слайдера.

Исследуем влияние коэффициентов A, B, k_1, k_2, k_3 и каждого из членов функции (8) на характер ее поведения.

На рис.1 представлена сама функция (8a) (верхняя кривая), а также ее слагаемые: $F_1(t) = Ae^{k_1 t}$, $F_2(t) = k_2 t$, $F_3(t) = Be^{-k_3 t}$ для следующих простейших значений коэффициентов: $A = 1, |B| = 1, k_1 = 1, k_2 = 1, k_3 = 1$.

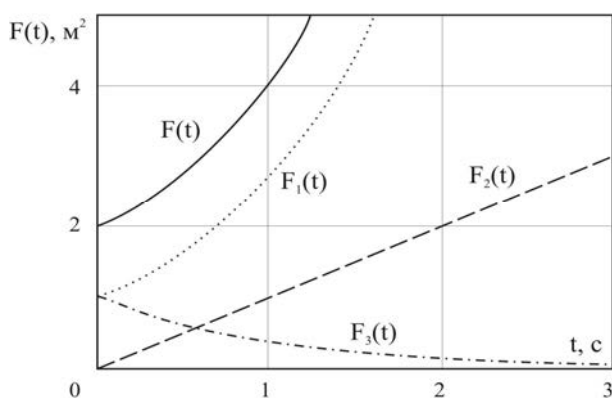


Рис. 1. Характер поведения функции (8a) и ее составляющих

Это дает достаточно полное представление о динамике каждого из слагаемых функции (8a) и эффектах от изменения их коэффициентов.

При отсутствии слайдера ($B = 0$), коэффициент A соответствует площади миделевого или входного сечений в момент $t = 0$ начала наполнения купола: $F_{0\text{мид}}$ и $F_{0\text{вх}}$. Ясно, что коэффициент A может быть только положительным числом.

Коэффициент k_1 отвечает за динамику процесса наполнения купола (формирование и расправление нижней оболочки купола под действием скоростного напора набегающего потока) и может быть только положительным числом. С увеличением коэффициента k_1 возрастает крутизна подъема слагаемого $F_1(t) = Ae^{k_1 t}$ кривой (8a), т.е. возрастает скорость наполнения купола.

Коэффициент k_2 также отвечает за динамику процесса наполнения купола (секций воздухозаборника) и может быть только положительным числом. С увеличением коэффициента k_2 возрастает крутизна подъема слагаемого $F_2(t) = k_2 t$ кривой (8a).

Третье слагаемое функции (8a) отвечает за воздействие слайдера на процесс наполнения. В него входят коэффициенты B и k_3 .

Так как эффект воздействия слайдера на парашют заключается в снижении интенсивности динамики процесса наполнения купола, то коэффициент B может быть числом отрицательным, а коэффициент k_3 – положительным. На рис.2a представлен график функции $F_3(t) = -|B|e^{-k_3 t}$ для значений $k_3 = 1$ (непрерывная кривая) и $k_3 = 2$ (пунктирная кривая). Значение $B = -1$.

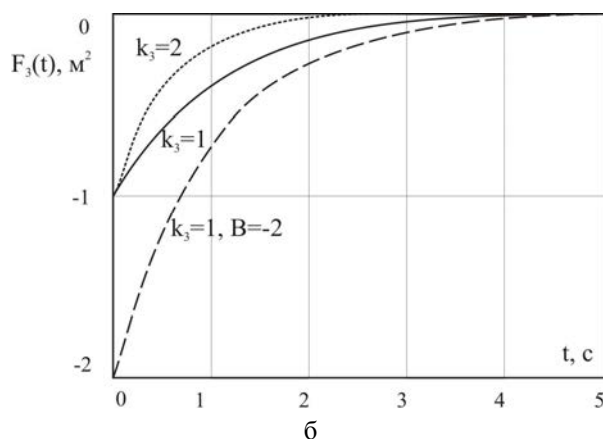
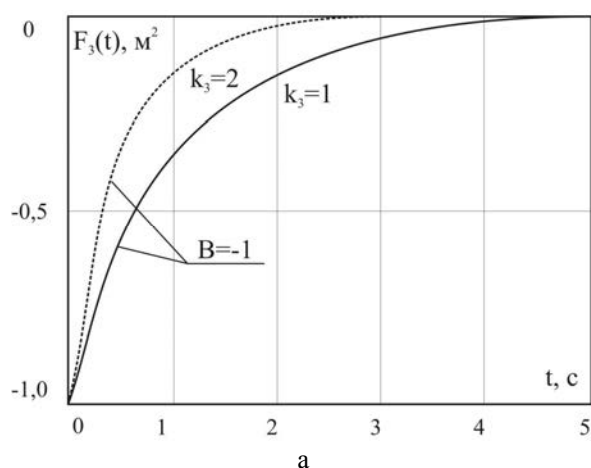


Рис. 2. Характер поведения функции $F_3(t)$ при отрицательном значении коэффициента B

Как видно из рисунка, функция $F_3(t)$ в целом отрицательна и эффект ее воздействия на процесс наполнения – тормозящий. Т.е. $F_3(t)$ показывает сколько площади миделевого или входного сечений купола в каждый момент времени в процессе раскрытия отнимает слайдер по сравнению с тем, если бы он отсутствовал. С увеличением величины коэффициента k_3 возрастает крутизна кривой $F_3(t)$ и уменьшается время воздействия, т.е. эффективность тормозящего действия слайдера во времени падает. С увеличением модуля коэффициента B , величина тормозящего действия слайдера возрастает, однако, тем не менее, время его воздействия определяется

только величиной коэффициента k_3 , рис. 2б.

Можно предположить, что коэффициент B пропорционален площади слайдера и его тормозящему воздействию.

С учетом отрицательности знака коэффициента B , выражение (8а) можно переписать в виде:

$$F(t) = Ae^{k_1 t} + k_2 t - Be^{-k_3 t}. \quad (8б)$$

Найдем первую и вторую производные последнего выражения.

$$\frac{dF(t)}{dt} = k_1 Ae^{k_1 t} + k_2 + k_3 Be^{-k_3 t},$$

$$\frac{d^2 F(t)}{dt^2} = k_1^2 Ae^{k_1 t} - k_3^2 Be^{-k_3 t}.$$

Первая производная функции (8б) всегда положительна, что говорит о ее непрерывном возрастании (непрерывном увеличении площади миделя или входного сечения) в ходе процесса наполнения.

Знак второй производной зависит от того, какой из двух членов правой части будет больше. Если первый член (отвечающий за динамику процесса наполнения купола под воздействием скоростного напора) будет больше второго (отвечающего за тормозящий эффект слайдера), то кривая $F(t)$ будет вогнутой. В противном случае – выпуклой.

В зависимости от конструкции купола и эффекта воздействия слайдера, весь процесс наполнения купола может описываться либо двумя первыми членами, либо вторым и третьим, либо всеми тремя.

Может оказаться, что процесс наполнения купола нужно разделять на два этапа (на подготовительный и основной), например, по точке перегиба кривой $F(t)$, в которой изменяется знак второй производной (кривизна кривой), где кривая переходит из вогнутой в выпуклую. Это соответствует случаю, когда наиболее существенное тормозящее воздействие слайдера приходится на конец основного этапа наполнения.

На рис.3а, б представлены построенные по методике [2] кривые, характеризующие процессы изменения во времени площадей миделевого и входного сечений купола *Commodore-210* (непрерывные линии). Здесь же нанесены пунктиром кривые, полученные по разработанной математической модели (8б).

Для уравнения (8б), описывающего процессы изменения во времени площадей миделевого и входного сечений (пунктир, рис.3), оказалось достаточным только два слагаемых:

$$F_{\text{mid}}(t) = 0,1e^{1,078t} + 2,109t;$$

$$F_{\text{вх}}(t) = 0,1e^{1,152t} + 0,993t.$$

Однако аппроксимация по (8б) может содержать и все три слагаемых:

$$F_{\text{mid}}(t) = 0,1e^{1,082t} + 2,099t + 0,1e^{-2,941t};$$

$$F_{\text{вх}}(t) = 0,1e^{1,048t} + 0,693t + 0,1e^{0,962t}.$$

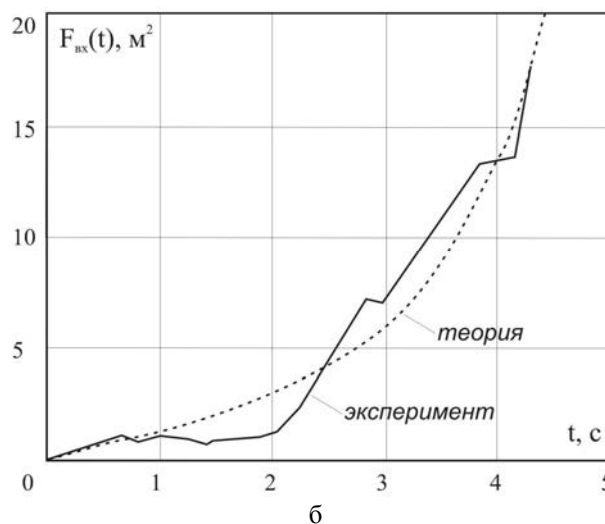
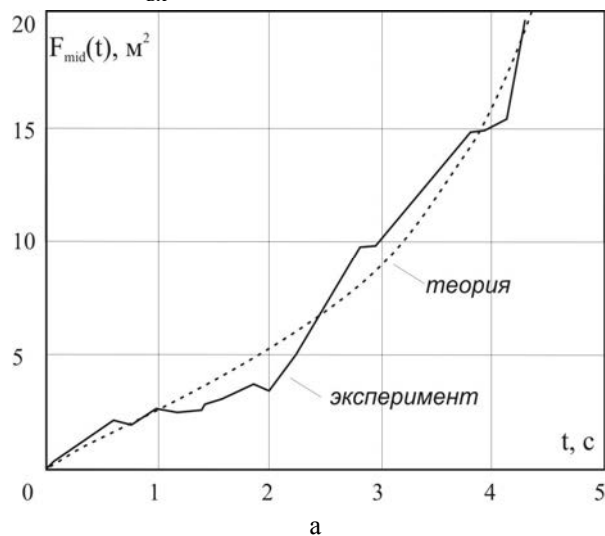


Рис. 3. Изменение во времени площадей миделевого сечения (а) и входного сечения (б) купола во времени

Как видно из последних рисунков, математическая модель (пунктирная кривая) вполне удовлетворительно аппроксимирует реальный процесс (показан сплошной кривой), что говорит о возможности использования модели (8б) в практике обработки результатов летных испытаний двухоболочковых парашютных систем.

Ступенчатость экспериментальных кривых, по сравнению с плавными теоретическими (рис.3), объясняется тем, что сход слайдера вниз по стропам происходит не непрерывно, а дискретно, рывками. Этот факт будет учтен в дальнейшем при усовершенствовании и модификации предложенной авторами инженерной модели.

Была проведена обработка результатов летных испытаний ряда других куполов планирующих парашютов и сделан вывод о возможности и целесо-

образности использования ее на практике как инженерной модели, имея в виду перспективы ее модификации в дальнейшем.

Обнаружено, что кроме двухоболочковых, модель (86) также вполне удовлетворительно описывает и процесс наполнения однооболочковых куполов планирующих парашютов.

Отметим, в заключение, что вариации коэффициентов данной модели являются весьма информативными при сравнении динамики процесса раскрытия различных конструкций парашютных систем между собой.

Выводы

1. Предложена инженерная математическая модель (86) для описания процесса наполнения планирующего парашюта со слайдером.

2. Исследованы некоторые возможные эффекты, присущие данной модели.

3. Выполнено сравнение модели с эксперимен-

том и сделан вывод о возможности ее использования в летно-испытательной практике.

Перспективы дальнейших исследований состоят в усовершенствовании модели с учетом дискретности схода слайдера со стропной системы парашюта.

Литература

1. Иванов, П.И. Анализ процесса наполнения планирующего парашюта со слайдером [Текст] / П.И. Иванов, А.Ю. Куянов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – №6(93). – С. 33-36.

2. Куянов, А.Ю. Типовая методика летных испытаний № 4.28.3.18.К. «Исследование и проверка процесса раскрытия планирующих парашютных систем при размещении цифровых средств видеорегистрации на парашютисте (объекте десантирования)» [Текст] / А.Ю. Куянов. – Феодосия: ГНИЦ ВСУ, 2012. – 40 с.

Поступила в редакцию 21.01.2013, рассмотрена на редколлегии 30.01.2013

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент, доцент кафедры прикладной математики и математического моделирования Г.С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет.

НАПІВЕМПІРИЧНА ІНЖЕНЕРНА МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ДЛЯ ОПИСУ ПРОЦЕСУ РОЗКРИТТЯ ДВУХОБОЛОНКОВОГО ПЛАНУВАЛЬНОГО ПАРАШУТА

П.І. Іванов, О.Ю. Куянов

У роботі розглянута напівемпірична інженерна математична модель процесу розкриття двухоболонкового планувального парашюта, що дозволяє проводити кількісний порівняльний експрес-аналіз динаміки наповнення різних планувальних парашютних систем. Досліджено деякі можливі ефекти, властиві даної моделі. Математична модель цілком задовільно апроксимує реальний процес наповнення планувальної парашютної системи, що говорить про можливість використання моделі в практиці обробки результатів літних іспитів двохоболонкових парашютних систем. Порівняння моделі з результатами експериментів показало, що, крім двохоболонкових, вона цілком задовільно описує також і динаміку процесу наповнення однооболонкових куполів планувальних парашутів.

Ключові слова: напівемпірична інженерна математична модель, процес наповнення, планувальна парашютна система, слайдер.

SEMIEMPIRICAL ENGINEERING MATHEMATICAL MODEL FOR DESCRIBING A GLIDING RAM-AIR PARACHUTE DEPLOYMENT PROCESS

P.I. Ivanov, A.U. Kujanov

The semiempirical engineering mathematical model of a gliding ram-air parachute deployment process that enables to conduct a quantitative comparative express analysis of a development dynamics of various gliding parachute systems is considered in the work. Some possible effects inherent in this model are researched. The mathematical model approximates rather adequately a real development process of a gliding parachute system and this allows using the model for processing of the ram-air parachute systems flight tests results in practice. Comparison of this model with the results of experiments demonstrated that the model approximates rather adequately the dynamics of a development process of single-layered canopies of gliding parachutes as well (not only ram-air).

Key words: semiempirical engineering mathematical model, process of deployment, gliding parachute system, slider.

Іванов Петр Иванович – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет ХНТУ, г. Феодосія, Україна, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.

Куянов Алексей Юрьевич – ведучий інженер по испытанням, старший парашютіст-испытатель, Государственный научно-испытательный центр Вооруженных Сил Украины, г. Феодосія, e-mail: alex_knv@mail.ru.

УДК 681.5.015:629.7.05

С.Н. ФИРСОВ

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

КОМПЛЕКСНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ

Введены показатели функциональной устойчивости спутниковых систем стабилизации и ориентации космических аппаратов. Предложены методы оценки введенного комплексного показателя уровня функциональной устойчивости систем ориентации и стабилизации, а также получены критерии, позволяющие количественно оценивать уровень функциональной устойчивости перспективной и классической спутниковых систем стабилизации. Показано, что применение методологии обеспечения функциональной устойчивости спутниковых систем стабилизации и ориентации позволяет значительно повысить уровень работоспособности как типового динамического объекта, так и всей системы в целом.

Ключевые слова: спутниковая система стабилизации и ориентации, функциональная устойчивость, комплексный показатель функциональной устойчивости.

Введение

Выбор показателей функциональной устойчивости спутниковых систем стабилизации и ориентации (ССО) космических аппаратов – важный и ответственный этап формирования теоретических основ данного свойства систем и, кроме того, обоснования программы отработки свойства функциональной устойчивости ССО космических аппаратов (КА) [1 – 3]. Процесс выбора сопряжен с необходимостью удовлетворения ряда противоречивых требований, предъявляемых к показателям. Разрешение этих противоречий возможно путем разумного компромисса, также использования в ряде специфических задач системы частных показателей, область использования которых ограничена. Именно поэтому формирование показателей функциональной устойчивости ССО КА является актуальной и востребованной задачей.

Постановка задачи исследования

Из опыта эксплуатации ССО КА вытекает тот факт, что основу требований к их показателям функциональной устойчивости составляют:

- по смысловому содержанию выбор показателей должен соответствовать определению свойства функциональной устойчивости систем;
- показатель должен обеспечивать достаточно высокий уровень системности исследований;
- показатель должен обеспечивать возможность разработки моделей обеспечения функциональной устойчивости ССО МКА, доступных для проведения исследований и выполнения расчетов;

– показатель должен быть чувствительным к изменениям на уровне характеристик свойства функциональной устойчивости.

На основании рассмотренных требований необходимо сформировать показатели функциональной устойчивости ССО КА, отражающие в той или иной степени соответствие проектируемой или эксплуатируемой системы указанным требованиям.

Показатели функциональной устойчивости

В современной литературе преобладают вероятностные показатели функциональной устойчивости, для оценки этих показателей в теории надежности разработаны определенные методики, рассматривающие отказы как вероятные события. Однако в связи с тем, что при адаптивном подходе отказ характеризуется неопределенностью, связанной со временем, местом возникновения, а также классом и видом отказа, теория вероятностей не дает подходящего механизма для определения уровня функциональной устойчивости. Поэтому необходимо введение других показателей, учитывающих специфику применяемого подхода, а также характеризующих качество обеспечения функциональной устойчивости. Анализ адаптивного подхода позволяет выделить следующие основные факторы, обеспечивающие функциональную устойчивость без введения дополнительной избыточности: модели и инструментальные средства технической диагностики; модели и инструментальные средства восстановления работоспособности. К общим показателям, характеризующим качество использования моделей и инструментальных средств техниче-

ской диагностики и восстановления работоспособности можно отнести:

- оперативность диагностирования функционального состояния ССО КА, с;
- оперативность восстановления работоспособности элементов ССО КА, с;
- достоверность технического диагностирования (степень объективного соответствия результатов диагностирования действительному функциональному состоянию ССО КА);
- средняя эффективность восстановления (арифметическое среднее эффективности восстановления после вида отказа каждым видом ресурса);
- трудоемкость восстановления (затраты (энергетические, временные, стоимостные, ресурсные и др.) на восстановление);
- коэффициент сохранения эффективности (отношение значения показателя эффективности использования ССО КА по назначению за определенную продолжительность эксплуатации к номинальному значению этого показателя, вычисленному при условии, что виды отказов ССО КА в течение того же периода не возникают);
- сложность программных средств диагностирования;
- сложность программных средств восстановления;
- уровень функциональной устойчивости (комплексная характеристика, задаваемая указанием достоверности, глубины диагностирования, эффективности восстановления и времени диагностирования и восстановления):

$$L=f(D, \lambda, E_{\text{ср}}, t_{\text{д}}, t_{\text{в}}), \quad (1)$$

где D – достоверность технического диагностирования; λ – глубина диагностирования; $E_{\text{ср}}$ – средняя эффективность восстановления; $t_{\text{д}}$, $t_{\text{в}}$ – время диагностирования и восстановления соответственно;

- срок активного использования (календарная продолжительность эксплуатации от начала эксплуатации ССО КА или ее возобновления после ремонта до перехода в предельное состояние).

Общие показатели, в большинстве случаев, являются комплексными и включают в себя ряд частных, позволяющих более точно охарактеризовать качество обеспечения функциональной устойчивости. К частным показателям функциональной устойчивости относятся:

- максимальное время диагностирования функционального состояния ССО КА, с (ожидаемое максимальное время диагностирования функционального состояния ССО КА для заданного множества видов отказов (определяется требуемой глубиной диагностирования));
- глубина диагностирования (характеристика,

задаваемая указанием этапа, с точностью до которого осуществляется диагностирование; этапы: обнаружение, поиск места, установление класса, определение вида);

- коэффициент охвата (отношение числа элементов, для которых введена избыточность, к числу элементов);
- коэффициент покрытия видов отказов (возможность самостоятельного устранения определенных видов отказов при условии, что возникший вид отказа принадлежит заданному множеству видов отказов);
- адекватность диагностических моделей;
- максимальное время восстановления работоспособности элементов ССО КА, с (ожидаемое максимальное время восстановления работоспособного состояния элементов ССО КА после отказа (для заданного множества видов отказов));
- остаточный ресурс (множество ресурсов от момента восстановления работоспособного состояния до возникновения нового вида отказа);
- предельный ресурс (множество ресурсов, при котором поддержание и (или) восстановление работоспособного состояния невозможно или нецелесообразно).

Требуемые числовые значения показателей функциональной устойчивости определяются с учетом следующих факторов:

- вид отказа и характеристики видов отказов;
- возможные последствия и величины ущербов вследствие отказов;
- достигнутый уровень функциональной устойчивости аналогичных с ССО КА;
- возможные пути повышения и обеспечения функциональной устойчивости.

Так, например, показатель оперативности диагностирования функционального состояния ССО КА является комплексным показателем, характеризующимся такими показателями как максимальное и минимальное время диагностирования. Величина показателей максимального и минимального времени диагностирования зависит от организации дихотомического дерева диагностирования и требуемой глубины диагностирования:

$$t_{\min} = \sum_{i=1}^G t_{i1} = \sum_{i=1}^G (t_{\text{оп}} \cdot N_{\text{оп}})_{i1}; \quad (2)$$

$$t_{\max} = \sum_{i=1}^G t_{iq} = \sum_{i=1}^G (t_{\text{оп}} \cdot N_{\text{оп}})_{iq},$$

где t_{i1} – время прохождения по дихотомическому дереву с глубиной G ветви с минимальной длиной; t_{iq} – время прохождения по дихотомическому дереву с глубиной G ветви с максимальной длиной; $t_{\text{оп}}$ – время выполнения одного оператора в процедуре диагностирования на данном уровне иерархии задач

диагностирования; N_{op} – количество операторов.

Показатель оперативности восстановления работоспособности элементов ССО КА также является комплексным показателем, характеризующимся такими показателями как максимальное и минимальное время восстановления. Величина показателей максимального и минимального времени восстановления зависит от вида выбранного ресурса и требуемого качества восстановления:

$$\begin{aligned} t_{\min} &= t_{i1} = t_{pd_i1} + t_{kom_i1} + t_{pp_i1}; \\ t_{\max} &= t_{iw} = t_{pd_iw} + t_{kom_iw} + t_{pp_iw}, \end{aligned} \quad (3)$$

где t_{i1} – время восстановления работоспособности первым ресурсом; t_{iw} – время восстановления работоспособности w – м ресурсом; t_{pd} – время подготовки ресурса; t_{kom} – время коммутации ресурса; t_{pp} – время переходного процесса.

Показатель достоверности функционального диагностирования определяет степень объективного соответствия диагноза действительному функциональному состоянию ССО МКА. Данный показатель определяется адекватностью диагностических моделей.

Показатель средней эффективности восстановления определяется следующим образом:

$$E_{cp} = \frac{1}{N} \sum_i E_i, \quad (4)$$

где E_i – эффективность восстановления i -тым ресурсом, $E_i = y_{i_vost} / y_{i_nom}$.

Динамическая сложность характеризуется такими показателями, как вычислительная сложность, сложность подготовки данных, сложность анализа результатов вычислений. Вычислительная сложность является групповым показателем и включает в себя следующие показатели: время решения задачи, объем памяти, емкость запоминающих устройств и ряд других.

Критерии функциональной устойчивости ССО КА

Все существующие категории критериев, предназначенные для оценки составляющих качества функциональной устойчивости систем, можно свести к трем группам: критерии пригодности, сравнительной оценки и оптимальности.

Критерий пригодности можно сформировать в виде неравенства:

$$L \geq L_{\text{зад}}, \quad (5)$$

где $L_{\text{зад}}$ – заданное значение показателя уровня функциональной устойчивости.

Данный критерий предназначен для обоснования требований к уровню отказоустойчивости сис-

тем управления с учетом заданного уровня.

Критерий сравнительной оценки представляет собой неравенство вида:

$$L_i \geq L_j, \quad (6)$$

где L_i , L_j – показатели уровня функциональной устойчивости i и j вариантов ССО МКА.

Данный критерий используется при выборе ССО МКА из множества альтернативных с лучшим показателем уровня функциональной устойчивости.

Критерий оптимальности:

$$L = \max_{\{L_i\}, i=1..n} L. \quad (7)$$

Данный критерий позволяет синтезировать систему таким образом, чтобы показатель уровня функциональной устойчивости принял максимальное значение из некоторого ограниченного множества.

Таким образом, выбор критерия функциональной устойчивости ССО КА определяется типом решаемой прикладной задачи.

Оценка комплексного показателя уровня функциональной устойчивости ССО КА

В ряде случаев оценка комплексного показателя уровня функциональной устойчивости ССО КА через проведение испытания системы целиком оказывается затруднительным либо требует больших материальных затрат. В то же время имеется возможность экспериментальной обработки отдельных независимых подсистем, входящих в состав ССО КА. В связи с этим возникает задача оценки показателя уровня функциональной устойчивости ССО КА в целом по отдельным подсистемам. В этом случае показатель уровня функциональной устойчивости ССО КА можно записать так:

$$L = \prod_{i=1}^l L_i, \quad (8)$$

где L_i – показатель уровня функциональной устойчивости i -го элемента системы; l – число элементов, входящих в состав системы.

При решении задачи будем предполагать известными оценки показателей уровня функциональной устойчивости отдельных элементов системы, полученные по результатам их испытаний: $\underline{L}_i$ – нижняя граница доверительного интервала уровня отказоустойчивости i -го элемента, соответствующая принятому уровню доверия γ ; $\hat{L}_i$ – точечная оценка показателя уровня функциональной устойчивости i -го элемента.

Тогда точечная оценка уровня функциональной

устойчивости всей системы согласно (8) будет равна

$$\hat{L} = \prod_{i=1}^1 \hat{L}_i. \quad (9)$$

Очевидно, определение нижней границы показателя уровня функциональной устойчивости системы по соотношению

$$\underline{L} = \prod_{i=1}^1 \underline{L}_i, \quad (10)$$

будет слишком грубым, так как совместное попадание показателей уровней функциональной устойчивости всех элементов на нижнюю границу их доверительных интервалов очень маловероятно. Поэтому использование соотношения (10) может привести к слишком малым значениям $\underline{L}$.

Более точный результат основывается на использовании приближенного соотношения

$$\underline{L} \cong \hat{L} - t_\gamma \sigma_{\hat{L}}, \quad (11)$$

где t_γ – коэффициент, соответствующий принятому уровню доверия γ ; $\sigma_{\hat{L}}$ – отклонение точечной оценки, например, в виде среднеквадратичного.

Для конкретизации соотношения необходимо найти выражения для $\sigma_{\hat{L}}$. Отклонение для функции (11) может быть получено методом линеаризации следующего соотношения:

$$\sigma_{\hat{L}} \cong \sqrt{\sum_{i=1}^1 \left(\frac{\partial \hat{L}}{\partial \hat{L}_i} \right)_{\hat{L}=\underline{L}}^2 D_{\hat{L}_i}} \cong \hat{L} \sqrt{\sum_{i=1}^1 \left(\frac{1}{\hat{L}_i} \right)^2 \sigma_{\hat{L}_i}^2}. \quad (12)$$

Для нахождения $\sigma_{\hat{L}_i}$ воспользуемся соотношением (11) применительно к i -му элементу

$$\underline{L}_i \cong \hat{L}_i - t_\gamma \sigma_{\hat{L}_i}. \quad (13)$$

Выполнив ряд преобразований с (13) получено:

$$\sigma_{\hat{L}_i} = (\hat{L}_i - \underline{L}_i) / t_\gamma \cong \hat{L}_i \frac{1}{t_\gamma} \sqrt{\sum_{i=1}^1 \left(1 - \frac{\underline{L}_i}{\hat{L}_i} \right)^2}. \quad (14)$$

С учетом (13) соотношение (1) примет вид

$$\underline{L} \cong \hat{L} \left[1 - \sqrt{\sum_{i=1}^1 \left(1 - \frac{\underline{L}_i}{\hat{L}_i} \right)^2} \right]. \quad (15)$$

Соотношение (15) позволяет достаточно просто оценивать $\underline{L}$ системы по известным $\underline{L}_i$ и $\hat{L}_i$.

Более строгие оценки нижней границы показателя уровня функциональной устойчивости ССО КА можно получить, воспользовавшись общими методами интервального оценивания функции от многих параметров, например, представленных в работах [4-5].

Оценка эффективности применения функционально-устойчивой ССО КА

Поскольку в функционально устойчивых ССО КА виды отказов достоверно идентифицируются и парируются, данная система принадлежит к классу функциональных систем, обладающих свойством живучести [6]. Количественный показатель эффективности применения подобных систем может быть определен соотношением между комплексными показателями качества объекта с функциональной устойчивостью, а также объекта, не обладающего какими либо свойствами функциональной устойчивости. Комплексные показатели качества отражают степень влияния множества видов отказов на основные характеристики системы. Для оценки комплексных показателей качества ССО КА используются наиболее существенные показатели, характеризующие качество его функционирования в структуре ССО КА: точность, быстродействие, устойчивость, колебательность и перерегулирование [7]. Множество показателей качества функционирования может быть представлено в следующем виде

$$Pk = \{Pk_1, Pk_2, Pk_3, Pk_4, Pk_5\}, \quad (16)$$

где Pk_1 – показатель качества, характеризующий точность; Pk_2 – показатель качества, характеризующий быстродействие; Pk_3 – показатель качества, характеризующий устойчивость; Pk_4 – показатель качества, характеризующий колебательность; Pk_5 – показатель качества, характеризующий перерегулирование.

Для определения комплексных показателей качества различных систем стабилизации формируются сводные таблицы, отражающие влияние видов отказа ($d_j \in D_{ССО}$) на соответствующие показатели качества. Значение ячейки таблицы определяется следующим уравнением

$$S_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{если при } d_j \in D_{ССО}, \Delta Pk_i = 0; \\ 0, & \text{если при } d_j \in D_{ССО}, \Delta Pk_i \neq 0, \end{cases} \quad (17)$$

где S_{ij} – значение ячейки находящейся на пересечении i -й строки и j -го столбца.

На основании выражения (17) ячейке S_{ij} присваивается значение «0», если вид отказа $d_j \in D_{ССО}$ изменяет значение показателя качества ССО КА в худшую сторону и значение «1» в противоположном случае.

Для дальнейших расчетов составляется матрица $S_{ССО}$ из строк и столбцов таблиц влияния видов отказа на показатели качества системы.

Значение комплексного показателя качества для различных вариантов ССО КА определяется следующим образом:

$$J = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^L S_{ij} / ML, \quad (18)$$

где J – комплексный показатель качества; M и L – соответственно количество строк и столбцов в матрице S_{CCO} .

Комплексный показатель качества (18) является интегральной оценкой качества функционирования ССО при возникновении в ней отказа [8]. В случае, когда множество видов отказов не оказывает влияния на показатели качества, что соответствует наличию одних единиц в ячейках сводной таблицы, комплексный показатель качества равен «1». Если все виды отказов оказывают влияние на показатели качества функционирования ССО, что соответствует наличию одних нулей в ячейках сводной таблицы, то комплексный показатель качества равен «0».

Оценка уровня функциональной устойчивости ССО КА

Отличительной особенностью функционально устойчивой системы управления, работающей в реальном масштабе времени, является то, что она способна восстанавливать качество управления после появления отказов. Система, обладающая свойством функциональной устойчивости, выполняет свои функции с требуемым качеством, даже если в ее функциональных элементах возникают виды отказов, а также обеспечивает постепенное ухудшение своих характеристик при увеличении числа видов отказов. Такая система остается работоспособной до отказа некоторой кратности, после которого ее характеристики уже не позволяют выполнять возлагаемые на нее задачи с требуемым качеством.

Для анализа свойств функциональной устойчивости технических систем и сравнительной оценки двух или нескольких технических систем, а также для синтеза технических систем с заданными свойствами функциональной устойчивости разработаны методы определения количественной оценки живучести [6]. Один из методов основывается на том, что в системе может присутствовать отказ произвольной кратности, а увеличение кратности отказа в системе происходит постепенно от отказа меньшей кратности к отказу большей кратности. Состояние отказа i -й кратности для всех возможных комбинаций состояния системы при этом называется обобщенным отказом i -й кратности q^i . При исследовании функциональной устойчивости технических систем в них вводится обобщенный отказ и определяется состояние системы.

Коэффициентом функциональной ус-

тойчивости $G(q^i)$ технической системы для данного обобщенного отказа называется отношение числа работоспособных состояний системы ко всей совокупности состояний [6]

$$G(q^i) = M_i / C_p^i, \quad (19)$$

где C_p^i , M_i , – соответственно общее количество и количество работоспособных состояний для обобщенного отказа q^i кратности; p – общее количество возможных отказов в системе.

Зависимость коэффициента функциональной устойчивости от кратности обобщенного отказа представляет собой функцию функциональной устойчивости системы $G = f(q^i)$, которая является интегральной оценкой функциональной устойчивости.

Сравним показатели функциональной устойчивости типовых ССО КА, обладающих свойствами парирования нештатных ситуаций в режиме реального времени, применением статического резервирования и предлагаемого подхода. Будем считать, что стандартная ССО КА отличается от классического наличием одного резервного исполнительного механизма (ИМ) и одного датчика угловых скоростей (ДУС), установленного неколлинеарно соответствующим резервируемым элементам и позволяющим переложить на себя функции одного из них. В качестве базового множества отказов примем множество рассматриваемых в статье [9] видов отказов. Схема для расчета показателя функциональной устойчивости ССО представлена на рис. 1.

Система, обладающая свойством активной отказоустойчивости, будет отличаться от системы, использующей только статическое резервирование, внутренней структурой каждого из блоков. На рис. 2 представлены схемы ИМ для расчета функций функциональной устойчивости сравниваемых объектов.

Представленные на рис. 2 схемы составлены из блоков, каждый из которых ставится в соответствие определенному виду отказа. Блок пропускает сигнал с входа на выход в случае, если вид отказа отсутствует и блокирует сигнал в случае, если вид отказа присутствует в системе. ИМ считается работоспо-

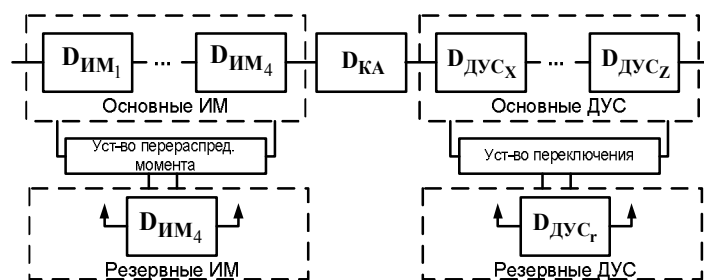


Рис. 1. Схема для расчета показателя функциональной устойчивости ССО КА

собным, если сигнал проходит с его входа на выход. Вышедший из строя функциональный элемент, заменяется на резервный в случае, если последний имеется в наличии. Так как в системе со свойством функциональной устойчивости имеется возможность парировать некоторые виды отказов за счет сигнальной, параметрической подстройки и реконфигурации аппаратуры на схеме параллельно соответствующему блоку установлен дополнительный блок (БСП, БПП), позволяющий сигналу пройти через соответствующий участок цепи. В системе, не обладающей свойством функциональной устойчи-

вости, подобные блоки отсутствуют, а парирование отказов, в случае возникновения отказа в ИМ или ДУС, осуществляется за счет перераспределения его функций между работоспособными элементами. Аналогичным образом выглядят схемы для КА и ДУС (рис. 3).

На рис. 3 введены следующие обозначения: ИМ – исполнительный механизм; ДУС – датчик угловых скоростей; D_n – множество видов отказов n -го функционального элемента; d_{ni} – i -тый вид отказа n -го функционального элемента.

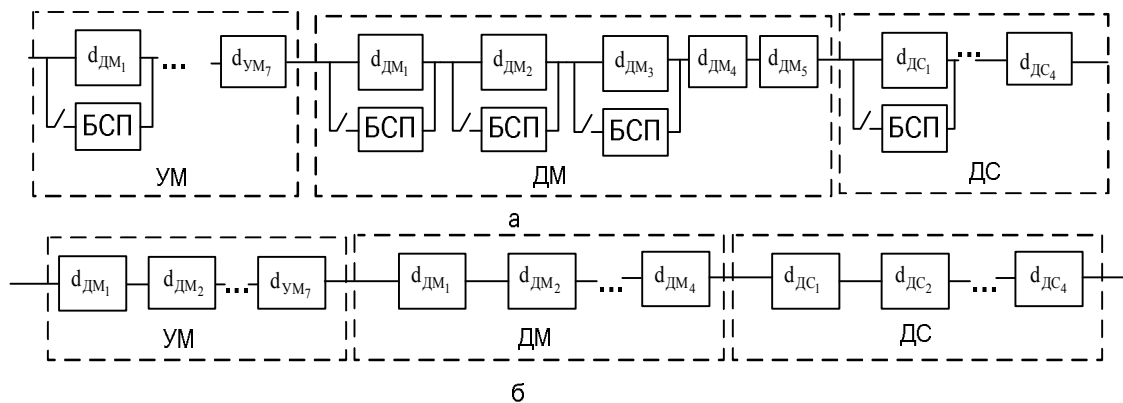


Рис. 2. Схема ИМ для расчета функциональной устойчивости для ССО КА перспективной (а) и мажоритарной (б)

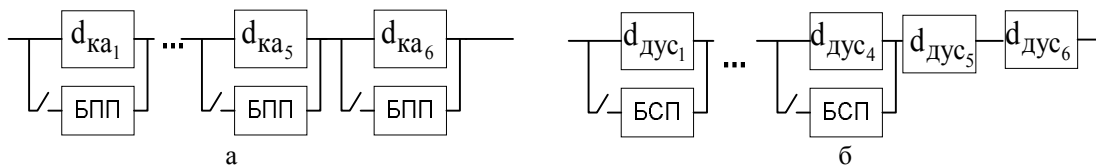


Рис. 3. Схемы КА (а) и ДУС (б) для расчета показателей функциональной устойчивости перспективной ССО КА

Знаменатель функции (19) для рассматриваемых ССО идентичен и определяется кратностью обобщенного отказа и количеством видов отказов

$$C_p^i = p! / i!(p-i)! = 94! / i!(94-i)!. \quad (20)$$

Числитель функции (19) зависит от типа ССО КА. Так, в случае однократного отказа ССО без свойств функциональной устойчивости останется работоспособным только в случае, если этот отказ произойдет в одном ИМ либо ДУС. Отказы КА такой объект парировать не сможет. В случае кратности обобщенного отказа q^i , $2 \leq i \leq 94$ объект без функциональной устойчивости останется работоспособным только, если все отказы будут иметь место относительно одного ИМ и ДУС. В то же время система с функциональной устойчивостью сохраняет свою работоспособность, так как часть отказов может быть парирована другими видами избыточности.

В случае наделения ССО свойством функциональной устойчивости, выражения для расчета количества

работоспособных состояний M_{ii} принимает вид

$$\begin{aligned} M_{ii} = & C_{N_{ПАР}}^i + N_{Э} \sum_{j=1}^i C_{N_{ПЭ}}^j C_{N_{ПАР}}^{i-j} + \\ & + N_{Д} \sum_{j=1}^i C_{N_{ПД}}^j C_{N_{ПАР}}^{i-j} + \\ & + N_{ЭД} \sum_{j=1}^i \left(C_{N_{ПЭ}+N_{ПД}}^j - C_{N_{ПЭ}}^j - C_{N_{ПД}}^j \right) C_{N_{ПАР}}^{i-j}, \end{aligned} \quad (21)$$

где $N_{ПАР}$ – количество всех видов отказов в ССО, парлируемых сигнальной, и параметрической подстройками; $N_{Э}$, $N_{Д}$ – соответственно количество ИМ и ДУС, включая резервные; $N_{ПЭ}$, $N_{ПД}$ – количество видов отказов в пределах одного ИМ и ДУС, парлируемых лишь за счет структурной избыточности.

Выражение для определения количества M_{2i} работоспособных состояний в ССО, парирование отказов которого осуществляется только за счет

структурной избыточности, имеет вид:

$$M_{2i} = N_{\Sigma} \sum_{j=1}^i C_{N_{\Sigma}}^j + N_D \sum_{j=1}^i C_{N_{PD}}^j + N_{\Sigma D} \sum_{j=1}^i \left(C_{N_{\Sigma} + N_{PD}}^j - C_{N_{\Sigma}}^j - C_{N_{PD}}^j \right), \quad (22)$$

где N_{Σ}^* , N_{PD}^* – общее количество видов отказов в пределах соответственно одного ИМ и ДУС.

Уравнение (22) можно получить из (21) приравняв нулю все члены, содержащие элементы $C_{N_{\Sigma}}^i$, кроме сочетания $C_{N_{\Sigma}}^0$, которое равняется единице, так как для системы без функциональной устойчивости $N_{\Sigma} = 0$. Для рассматриваемой структуры ССО, численные значения параметров, входящих в выражения (21) и (22), равны:

$$N_{\Sigma} = 58; N_{\Sigma}^* = 4; N_D = 4; N_{\Sigma D} = 7; N_{PD} = 2; N_{PD}^* = 0; N_{\Sigma}^* = 16; N_{PD}^* = 6. \quad (23)$$

На рис. 4 (а) представлены графики изменения коэффициента функциональной устойчивости от кратности обобщенного отказа для сравниваемых систем, рассчитанные на основании выражений (19) – (23). Рисунок 4 (б) показывает во сколько раз коэффициент функциональной устойчивости $G_2(q^i)$ ССО, использующей для обеспечения функциональной устойчивости только лишь аппаратную избыточность ИМ и ДУС, отличается от коэффициента функциональной устойчивости $G_1(q^i)$ аналогичной по структуре ССО, обладающей широкими свойствами парирования нештатных ситуаций применением методологии обеспечения функциональной устойчивости.

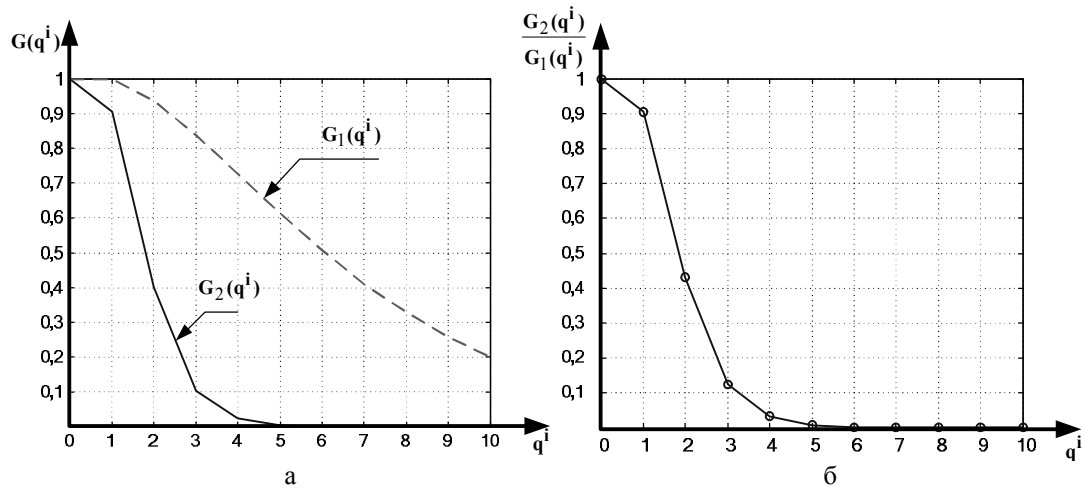


Рис. 4. Зависимость коэффициентов функциональной устойчивости от кратности отказов для рассматриваемых объектов

Сравнение представленных графиков показывает, что коэффициент функциональной устойчивости первого варианта ССО на всем интервале определенно выше соответствующего значения для второго варианта. Разница между графиками увеличивается в пользу системы с функциональной устойчивостью по мере введения в ССО МКА многократных обобщенных отказов.

При рассмотрении однократных отказов значение $G_2(q^1)$ на 10% меньше, чем $G_1(q^1)$. В случае двукратных отказов $G_2(q^1)$ на 57% меньше аналогичного показателя для объекта с функциональной устойчивостью, а интегральное значение показателя для перспективной ССО КА в 2,8 раза больше.

Заключение

В результате проведенного исследования, с целью оценки уровня функциональной устойчивости, введены показатели функциональной устойчивости

ССО КА. Предложены методы оценки введенного комплексного показателя уровня функциональной устойчивости ССО КА. Получены критерии, позволяющие количественно оценивать уровень функциональной устойчивости перспективной и классической спутниковых систем стабилизации, которые показали, что использование предлагаемой методологии для обеспечения функциональной устойчивости позволяет повысить комплексный показатель качества системы в 2.4 раза по сравнению с аналогичной, без свойств функциональной устойчивости, а также увеличить интегральное значение функциональной устойчивости в 2.8 раз по сравнению с системой, в которой используются традиционные методы обеспечения работоспособности. Кроме того, проведенные исследования и оценка показателей функциональной устойчивости свидетельствуют о том, что применение методологии обеспечения функциональной устойчивости спутниковых систем стабилизации и ориентации позволяет значительно повысить уровень работоспособности как типового динамического объекта, так и всей системы в целом.

Литература

1. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей [Текст]: учебник в 3 т. / Ю.С. Алексеев, Ю.Е. Балабей, Т.А. Барышников и др.; / под общей ред. Ю.С. Алексеева, Ю.М. Златкина, В.С. Кривцова, А.С. Кулика, В.И. Чумаченко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", НПП Харптон-Аркос, 2012. – 578 с.
2. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 2. Проектирование систем управления космических аппаратов и модулей орбитальных станций [Текст]: учебник в 3 т. / Ю.С. Алексеев, Е.В. Белоус, Г.В. Беляев и др. / под общей ред. Ю.С. Алексеева, Ю.М. Златкина, В.С. Кривцова, А.С. Кулика, В.И. Чумаченко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", НПП Харптон-Аркос, 2012. – 680 с.
3. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 3. Экспериментальная отработка систем управления объектов ракетно-космической техники [Текст]: учебник в 3 т. / Ю.С. Алексеев, Е.В. Белоус, Г.В. Беляев и др. / под общей ред. Ю.С. Алексеева, Ю.М. Златкина, В.С. Кривцова, А.С. Кулика,

В.И. Чумаченко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. Ин-т», НПП «Харптон-Аркос», 2012. – 501 с.

4. Ходько, С.Т. Проектирование систем управления с нестабильными параметрами [Текст] / С.Т. Ходько. – Л.: Машиностроение, 1987. – 232 с.

5. Шароватов, В.Т. Обеспечение стабильности показателей качества автоматических систем [Текст] / В.Т. Шароватов. – Л.: Энергоатомиздат, 1987. – 176 с.

6. Подлесный, Н.И. Специальные методы идентификации, проектирования и живучести систем управления [Текст] / Н.И. Подлесный, А.А. Рассоха, С.П. Левков. – К.: Вища шк., 1990. – 446 с.

7. Пестов, М.Д. Боевая надежность и эффективность ЛА. Методы расчетов [Текст] / М.Д. Пестов. – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 100 с.

8. Фирсов, С.Н. Обеспечение активной отказоустойчивости пневматического сервопривода беспилотного летательного аппарата: дис. ... канд. техн. наук: 05.13.03 / Фирсов Сергей Николаевич. – Х., 2005. – 244 с.

9. Gavrilenko, O.I. The Adaptive Approach to Active Fault Tolerance Maintenance of Automatic Control Systems [Text] // O.I. Gavrilenko, A.S. Kulik, O.A. Luchenko // Proceedings of IEEE East-West Design & Test Workshop (EWDWTW'05). – Odessa: KNURE, 2005. – P. 195-200.

Поступила в редакцию 08.01.2013, рассмотрена на редколлегии 16.01.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой авиационных приборов и измерений Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

КОМПЛЕКСНІ ПОКАЗНИКИ ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ СТІЙКОСТІ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА ОРІЄНТАЦІЇ

С.М. Фірсов

Введено показники функціональної стійкості супутникових систем стабілізації та орієнтації космічних апаратів. Запропоновано методи оцінки введеного комплексного показника рівня функціональної стійкості систем орієнтації і стабілізації, а також отримані критерії, що дозволяють кількісно оцінювати рівень функціональної стійкості перспективної і класичної супутникових систем стабілізації. Показано, що застосування методології забезпечення функціональної стійкості супутникових систем стабілізації та орієнтації дозволяє значно підвищити рівень працездатності як типового динамічного об'єкта, так і всієї системи в цілому.

Ключові слова: супутникова система стабілізації та орієнтації, функціональна стійкість, комплексний показник функціональної стійкості.

COMPLEX INDEXES OF FUNCTIONAL STABILITY OF STABILIZATION AND ORIENTATION SATELLITE SYSTEMS

S.N. Firsov

Functional stability indexes of stabilization and orientation satellite systems of the spacecraft are implemented. The methods for evaluating of the implemented integrated index of orientation and stabilization systems functional stability level are offered; criteria for quantitative evaluation of functional stability level of perspective and classical stabilization satellite system are obtained. It is shown that the application of the methodology of providing functional stability of stabilization and orientation satellite systems can significantly increase the level of efficiency of as a typical dynamic object as the system in whole.

Keywords: stabilization and orientation satellite system, functional stability, complex index of functional stability.

Фирсов Сергей Николаевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Firsov@d3.khai.edu.

УДК 681.5.09

А.С. КУЛИК, С.Н. ФИРСОВ, О.В. РЕЗНИКОВА

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

ПРИНЦИПЫ СИНТЕЗА СИСТЕМ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ С УЧЕТОМ ОГРАНИЧЕННОГО ВОЗМУЩАЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

В данной статье рассматривается принцип синтеза системы диагностирования с учетом действия на объект управления ограниченного возмущающего воздействия. Показано, что при применении в структуре системы управления итерационно-инверсного фильтра обеспечивается инвариантность системы управления к возмущениям, что позволяет применять сигнально-параметрический подход для построения диагностических моделей. Рассмотрена схема формирования косвенных диагностических признаков на основе итерационно-инверсного фильтра, позволяющая различать действие на объект управления внешних возмущений от действия изменения параметров объекта. На примере объекта управления в виде инерционного звена получены динамические характеристики системы диагностирования с итерационно-инверсным фильтром.

Ключевые слова: диагностирование, итерационно-инверсный фильтр, сигнально-параметрический подход.

Введение

Развитие авиации и космонавтики, других критических отраслей невозможно без постоянного и комплексного совершенствования архитектур и технических характеристик систем управления (СУ), технологий их разработки, испытаний и применения. При этом разработчики СУ сталкиваются с рядом трудностей, связанных с учетом действующих на СУ различных возмущающих воздействий, а также отказов функциональных элементов СУ. Одной из наиболее важных задач в данном контексте, следует выделить построение СУ с компенсацией возмущений. С другой стороны, в последнее время уделяется много внимания задаче построения систем диагностирования функционального состояния СУ. Однако при построении таких систем возмущения либо не учитываются, либо задаются определенной приближенной моделью, что не позволяет охватить весь диапазон действующих возмущений [1], что приводит к ложному срабатыванию системы диагностирования при отсутствии отказов. Поэтому актуальной является задача построения системы диагностирования СУ с возможностью различения возмущений действующих на СУ от отказов функциональных блоков СУ.

1. Выбор методов решения поставленной задачи

В настоящее время разработано много методов и подходов к решению задачи компенсации возмущений. Один подход подразумевает получение оце-

нок действующих возмущений, а затем их компенсацию. Однако при таком подходе необходимо наличие априорной информации о параметрах возмущений.

Другой подход подразумевает построение системы управления инвариантной к возмущениям. Впервые на возможность построения такой системы было указано в работах Г.В. Щипанова. Развитие теории инвариантности связано с именами Н.Н. Лузина, В.С. Кулебякина, П.И. Кузнецова, Б.Н. Петрова и других. При этом одними из трудностей реализации условий инвариантности была необходимость применения компенсационных связей с передаточной функцией обратной относительно объекта управления. При применении непрерывных вычислительных устройств реализация условий инвариантности оказалась недостижимой.

В качестве решения данной задачи было предложено операцию обращения передаточной функции представить рядом Неймана или итерационной инверсией, что позволяет достичь некоторого приближения к обратной функции.

Таким образом, инвариантность системы к возмущениям обеспечивается путем использования компенсационного контура, который формирует дополнительный ограниченный сигнал управления, на основе восстановленного с помощью итерационно-инверсного фильтра эквивалентного возмущения, действующего на объект [2].

Ограничение применения данного подхода связано с невозможностью компенсации изменения параметров функциональных блоков объекта управления (отказов). Однако отказ любого элемента СУ

представляет собой неопределенное событие с точки зрения его появления, места возникновения, принадлежности к одному из классов, конкретного вида проявления. Поэтому компенсация отказов невозможна без снятия этих неопределенностей. Для этой цели возможно применять сигнально-параметрический подход к диагностированию технических систем [3].

2. Разработка схем формирования косвенных диагностических признаков

Для решения задач диагностирования на основании обработки входных и выходных сигналов СУ необходимо сформировать соответствующие диагностические модели, отображающие влияние прямых диагностических признаков на косвенные диагностические признаки. В качестве косвенных диагностических признаков обычно используются признаки, сформированные на основании доступных измерению входных и выходных сигналов СУ и оценочных значений выходных сигналов, получен-

ных из эталонной модели. Связь прямых и косвенных диагностических признаков описывается моделью, полученной в результате вычитания выходных сигналов рассматриваемой СУ и ее эталонной модели.

Рассмотрим СУ с компенсационным контуром в контексте задачи построения системы диагностирования. Модель системы диагностирования представлена на рис. 1.

Для такой системы передаточные функции (ПФ) наблюдателя и итерационно-инверсного фильтра выбираются равными ПФ реальной системы для этих компонентов, а передаточная функция эталонного поведения объекта управления выбирается исходя из параметров, полученных при идентификации.

Рассмотрим уравнения движения для такой системы в номинальном режиме работы:

$$Y_3(s) \cdot (1 + W_1(s)W_{o3}(s) - W_1(s)W_{o3}(s)W_e^{\hat{y}/y}(s) - W_e^{\hat{y}/u}(s)W_1(s) + W_{o3}(s)) = W_{o3}(s) \cdot U(s); \quad (1)$$

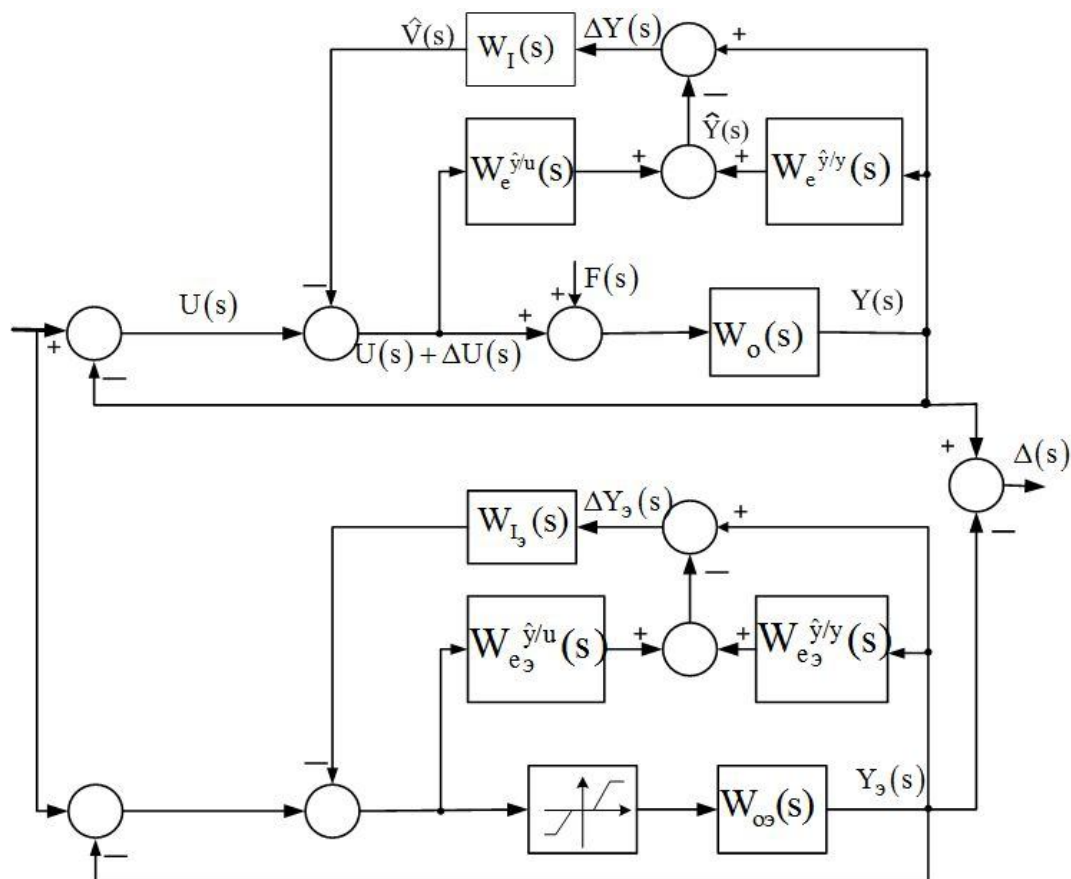


Рис. 1. Модель системы диагностирования с итерационно-инверсным фильтром:

$W_o(s)$ – передаточная функция (ПФ) объекта управления; $W_e^{\hat{y}/u}(s)$, $W_e^{\hat{y}/y}(s)$ – ПФ наблюдателя по состоянию и выходу соответственно, $W_1(s)$ – ПФ итерационно-инверсного фильтра; $W_{o3}(s)$ – ПФ эталонного поведения объекта управления; $U(s)$, $F(s)$, $Y(s)$ – s -преобразования сигналов: управления, эквивалентного возмущения и реального выхода соответственно

в возмущенном режиме работы:

$$\begin{aligned} \tilde{Y}(s) \cdot (1 + W_I(s)\tilde{W}_o(s) - W_I(s)\tilde{W}_o(s)W_e^{\hat{y}/y}(s) - \\ - W_e^{\hat{y}/u}(s)W_I(s) + \tilde{W}_o(s)) = \tilde{W}_o(s) \cdot U(s) + \\ + (1 - W_e^{\hat{y}/u}(s)W_I(s))\tilde{W}_o(s) \cdot F(s). \end{aligned} \quad (2)$$

Разница выходных сигналов в этом случае будет вычисляться следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta(s) = \tilde{Y}(s) - Y_3(s) = \Delta Y(s) * \\ * (1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s)) + (\tilde{Y}(s)\tilde{W}_o(s) - \\ - Y_3(s)W_{o3}(s)) \cdot (1 + W_I(s) - W_I(s)W_e^{\hat{y}/y}(s)) = \\ = U(s) \cdot \Delta W_o(s) + F(s) \cdot \tilde{W}_o(s)(1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s)). \end{aligned} \quad (3)$$

Преобразуем данное выражение в соответствии с правилами:

$$\begin{aligned} \tilde{Y}(s) = Y_3(s) + \Delta Y(s); \\ \tilde{W}_o(s) = W_{o3}(s) + \Delta W_o(s). \end{aligned} \quad (4)$$

После преобразования получим уравнение, описывающее динамику данной системы:

$$\begin{aligned} \Delta Y(s)(1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s) + W_{o3}(s)(1 + W_I(s) - \\ - W_I(s)W_e^{\hat{y}/y}(s))) + \Delta Y(s)\Delta W_o(s)(1 + W_I(s) - \\ - W_I(s)W_e^{\hat{y}/y}(s)) + Y_3(s)\Delta W_o(s)(1 + W_I(s) - \\ - W_I(s)W_e^{\hat{y}/y}(s)) = U(s) \cdot \Delta W_o(s) + \\ + F(s) \cdot (W_{o3}(s) + \Delta W_o(s))(1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s)). \end{aligned} \quad (5)$$

Рассмотрим выражение, стоящее при переменной $F(s)$. Его можно разложить на две составляющие:

$$\begin{aligned} W_{o3}(s)(1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s)) + \\ + \Delta W_o(s)(1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s)). \end{aligned} \quad (6)$$

Величина $\Delta W_o(s)$ является малой и выражение $1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s)$, в соответствии с условием, величина, стремящаяся к нулю. Таким образом, получаем, что вторая составляющая выражения имеет второй порядок малости и ей можно пренебречь. Поэтому уравнение динамики преобразуем к следующему виду:

$$\begin{aligned} \Delta Y(s)(1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s) + W_{o3}(s)(1 + W_I(s) - \\ - W_I(s)W_e^{\hat{y}/y}(s))) + \Delta Y(s)\Delta W_o(s)(1 + W_I(s) - \\ - W_I(s)W_e^{\hat{y}/y}(s)) + Y_3(s)\Delta W_o(s)(1 + W_I(s) - \\ - W_I(s)W_e^{\hat{y}/y}(s)) = U(s) \cdot \Delta W_o(s) + \\ + F(s) \cdot W_{o3}(s)(1 - W_I(s)W_e^{\hat{y}/u}(s)). \end{aligned} \quad (7)$$

Таким образом, получена диагностическая модель СУ, в которой разделено влияние отказов (изменение $\Delta W_o(s)$) и возмущений $F(s)$.

При применении такой системы для диагностирования изменения параметров объекта управления достигается максимальная точность при одновременной компенсации действующих внешних возмущений.

3. Исследование системы диагностирования с итерационно-инверсным фильтром для системы стабилизации оборотов электродвигателя

Для примера рассмотрим систему диагностирования с итерационно-инверсным фильтром для системы стабилизации оборотов электродвигателя, передаточная функция объекта управления в которой представляет собой инерционное звено:

$$W_o(s) = \frac{K}{Ts + 1}. \quad (8)$$

Компенсационный контур для такого объекта состоит из:

- наблюдателя состояния по выходу, описываемого передаточной функцией:

$$W_e^{\hat{y}/y}(s) = \frac{L}{Ts + L}. \quad (9)$$

- наблюдателя состояния по управлению, описываемого передаточной функцией:

$$W_e^{\hat{y}/u}(s) = \frac{K}{Ts + L}. \quad (10)$$

- итерационно-инверсного фильтра, описываемого передаточной функцией:

$$W_I(s) = \frac{Ts + L}{K_v \cdot Ks + K}. \quad (11)$$

Рассмотрим уравнения движения для такой системы в номинальном режиме работы:

$$Y_3(s) \cdot \left(1 + \frac{Ts + L}{(K_v s + 1)(Ts + 1)} - \frac{L}{(K_v s + 1)(Ts + 1)} - \frac{1}{K_v s + 1} + \frac{K}{Ts + 1}\right) = U(s) \cdot \frac{K}{Ts + 1} \quad (12)$$

После преобразования получим:

$$Y_3(s) \cdot (K_v Ts^2 + s(K_v + T + K_v \cdot K) + K) = U(s) \cdot K(K_v s + 1); \quad (13)$$

в возмущенном режиме работы:

$$\begin{aligned} \tilde{Y}(s) \cdot \left(1 + \frac{\tilde{K}(Ts + L)}{K(K_v s + 1)(\tilde{T}s + 1)} - \frac{\tilde{K} \cdot L}{K(K_v s + 1)(\tilde{T}s + 1)} - \frac{1}{K_v s + 1} + \frac{\tilde{K}}{\tilde{T}s + 1}\right) = \\ = U(s) \cdot \frac{\tilde{K}}{\tilde{T}s + 1} + F(s) \cdot \frac{\tilde{K}}{\tilde{T}s + 1} \cdot \frac{K_v s}{K_v s + 1}. \end{aligned} \quad (14)$$

После преобразования получим:

$$\tilde{Y}(s) \cdot (K_v Ts^2 + s(K_v + \tilde{T} + K_v \cdot \tilde{K}) + \tilde{K}) = U(s) \cdot \tilde{K}(K_v s + 1) + F(s) \tilde{K} \cdot K_v s. \quad (15)$$

Разница выходных сигналов в этом случае будет вычисляться следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta Y(s) = \tilde{Y}(s) - Y_3(s) = \Delta Y(s)(K_v Ts^2 + K_v s) + \\ + \tilde{Y}(s) \left((\tilde{T} + K_v \cdot \tilde{K})s + \tilde{K} \right) - \\ - Y_3(s) \left((T + K_v \cdot K)s + K \right) = \\ = U(s) \cdot (\tilde{K} \cdot K_v s - K \cdot K_v s) + F(s) \tilde{K} \cdot K_v s. \end{aligned} \quad (16)$$

Преобразуем данное выражение в соответствии с правилами:

$$\begin{aligned} \tilde{Y}(s) &= Y_3(s) + \Delta Y(s); \\ \tilde{T} &= T + \Delta T; \\ \tilde{K} &= K + \Delta K. \end{aligned} \quad (17)$$

После преобразования, получим:

$$\begin{aligned} \Delta Y(s)(K_v Ts^2 + (T + K_v \cdot K + K_v)s + K) + \\ + \Delta Y(s) \left((\Delta T + K_v \cdot \Delta K)s + \Delta K \right) + \\ + Y_3(s) \left((\Delta T + K_v \cdot \Delta K)s + \Delta K \right) = \\ = U(s) \cdot \Delta K \cdot K_v s + F(s)(K + \Delta K) \cdot K_v s. \end{aligned} \quad (18)$$

Данная модель представляет собой динамическую диагностическую модель СУ и позволяет осуществлять обнаружение отказа, поиск места и установление класса отказа с использованием критериев

структурной и сигнальной диагностируемости сигнально-параметрического подхода [3].

С помощью пакета Matlab проведено моделирование динамики полученной системы. Результаты моделирования представлены в таблице 1.

Таблица 1
Динамические характеристики системы

Вид исследуемой системы	$\Delta_{\max}$ В	Время проявления $\Delta_{\max}$, с	Время переходного процесса, с
При действии возмущения	0,013	0,01	0,15
При действии отказа - уменьшение K	0,043	0,02	0,15
При действии возмущения и отказа - уменьшение K	0,056	0,02	0,15
При действии отказа - увеличение T	0,14	0,02	0,09
При действии возмущения и отказа - увеличение T	0,15	0,02	0,09

Заключение

В результате проведенных исследований получены диагностические модели СУ, позволяющие различать влияние отказов и возмущений. Синтез такого рода диагностических моделей возможен благодаря применению в контуре управления итерационно-инверсного фильтра, представленного в виде разложенной, в ряд Неймана, обратной относительно объекта управления ПФ.

Рассмотрен пример системы диагностирования с итерационно-инверсным фильтром для системы стабилизации оборотов электродвигателя, передаточная функция объекта управления в которой представляет собой инерционное звено, получена динамическая диагностическая модель системы диагностирования с итерационно-инверсным фильтром, а также динамические характеристики такой системы.

Анализ полученных данных позволяет выбирать время, а также величину порога срабатывания системы диагностирования, исключая влияние ограниченных возмущений.

Литература

1. Кулик, А.С. Диагностирование функционального состояния электромаховичной системы ориентации углового положения микроспутника [Текст] / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, А.Н. Таран // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2010. – № 4 (45). – С. 82-90.

2. Кортунов, В.И. Итерационно-инверсные динамические модели в пространстве состояния для

задач робастного наблюдения и управления [Текст] / В.И. Кортунов, И.Ю. Дыбская // *Обчислювальна техніка та автоматизація: наук. праці Донецького нац. техн. ун-ту*. – 2002. – №47. – С. 87-95.

3. Кулик, А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления [Текст] / А.С. Кулик. – Х.: Бизнес Информ, 2000. – 260 с.

Поступила в редакцию 04.12.2012, рассмотрена на редколлегии 12.12.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой Авиационных приборов и измерений Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПРИНЦИПИ СИНТЕЗУ СИСТЕМ ДІАГНОСТУВАННЯ З УРАХУВАННЯМ ОБМЕЖЕНИХ ЗБУРЮЮЧИХ ВПЛИВІВ

А.С. Кулік, С.Н.Фірсов, О.В. Резнікова

У даній статті розглядається принцип синтезу системи діагностування з урахуванням дії на об'єкт управління обмеженої збурюючої дії. Показано, що при застосуванні в структурі системи управління ітераційно-інверсного фільтра забезпечується інваріантність системи управління до збурень, що дозволяє застосовувати сигнально-параметричний підхід для побудови діагностичних моделей. Розглянуто схему формування непрямих діагностичних ознак на основі ітераційно-інверсного фільтра, що дозволяє розрізнити дію на об'єкт управління зовнішніх збурень від дії зміни параметрів об'єкта. На прикладі об'єкта управління у вигляді інерційної ланки отримані динамічні характеристики системи діагностування з ітераційно-інверсним фільтром.

Ключові слова: діагностування, ітераційно-інверсний фільтр, сигнально-параметричний підхід.

PRINCIPLES OF SYNTHESIS OF DIAGNOSTIC SYSTEMS IN LIGHT OF LIMITED DISTURBING EFFECTS

A.S. Kulik, S.N. Firsov, O.V. Reznikova

This article discusses the principle of synthesis diagnostic system taking into account action control on the object of the limited disturbance. It is shown that when used in the control system structure of the iteration-inverse filter - invariance of the control system is provided to the perturbations, which allows for signal-parametric approach for building diagnostic models. The scheme of the formation of indirect features based on iteration-inverse filter to help distinguish its effect on the control object of the action of external perturbations change the subject. On the example of the control object in the form of inertial element, obtained dynamic characteristics of the diagnosing system with the iteration-inverse filter.

Key words: diagnosis, iterative-inverse filter, signal-parametric approach.

Кулик Анатолий Степанович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедры систем управления летательных аппаратов, декан факультета систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kulik@d3.khai.edu.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: firsov@d3.khai.edu

Резникова Ольга Викторовна – аспирант кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: amauz@d3.khai.edu.

УДК 621.454.2

А.В. ДЕГТЯРЕВ, В.А. ШУЛЬГА, А.И. ЖИВОТОВ, А.В. ДИБРИВНЫЙ*Государственное предприятия «КБ «Южное», Украина*

СОЗДАНИЕ СЕМЕЙСТВА КИСЛОРОДНО-КЕРОСИНОВЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА БАЗЕ ОТРАБОТАННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ГП «КБ «ЮЖНОЕ»

Обеспечение независимости в вопросах доступа в космическое пространство сегодня является приоритетной задачей всех экономически развитых стран. Важнейшей составляющей при решении этой задачи является обеспечение возможности национальной экономике разрабатывать и создавать собственными силами ракетные двигатели. Украинская экономика обладает необходимым научно-техническим потенциалом для разработки и производства самых современных ракетных двигателей. В представленном обзоре работ, выполненных ГП «КБ «Южное», показано, что обеспечение разработок перспективных РН ракетными двигателями собственной разработки, а также сокращение затрат на их создание является самой актуальной задачей сегодняшнего дня для предприятий космической отрасли Украины

Ключевые слова: кислородно-керосиновый ЖРД, замкнутая схема, удельный импульс тяги, тяга.

Введение

В современных условиях развития космической отрасли Украины для обеспечения независимости от внешних поставок при создании перспективных РН актуальной задачей является создание парка собственных ракетных двигателей требуемых размерностей.

1. Постановка задачи

Для решения этой задачи специалистами ГП «КБ «Южное» разрабатывается семейство кислородно-керосиновых ЖРД, характеристики которых представлены в табл. 1.

На всех ЖРД, приведенных в табл. 1, реализована замкнутая схема - с дожиганием окислительного генераторного газа. Диапазон тяг – от 2 до 194 тс. При разработке семейства ЖРД, приведенного в табл. 1, использовался опыт разработки, отработки и эксплуатации двигателей ракеты-носителя «Зенит», которая и на сегодняшний день, после эксплуатации в течение более 20 лет, остается в мире одной из самых современных РН, во многом благодаря своему двигателю. Двигатели всех ступеней РН «Зенит» работают на топливной паре керосин + жидкий кислород по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа.

Таблица 1

Характеристики кислородно-керосиновых ЖРД, разрабатываемых ГП «КБ «Южное»

Наименование параметра	Индекс двигателя					
	РД805	РД809М	РД809К	РД801	РД801В	РД810
Тяга двигателя, тс:						
- на Земле	-	-	-	123,1	-	194,2
- в пустоте	2,0	9,0(10,0)	10	135,2	142,2	211,3
Удельный импульс двигателя, с:						
- на Земле	-	-	-	302,9	-	303,6
- в пустоте	344	345	352	332,7	350	330,3
Давление в камере, кгс/см ²	78	87,4 (96,3)	100	183,5	183,5	192,7
Коэффициент соотношения компонентов топлива	2,5	2,5	2,62	2,65	2,65	2,65
Температура генераторного газа, °С	392	453,8	434,0	478,0	478,0	476
Сухая масса, кг	120	330	270	1530	1800	2450

Требования к этим двигателям еще на этапе их разработки сформированы специалистами ГП «КБ «Южное».

Маршевый двигатель первой ступени РД171М, тяга 740 тс на Земле, разработан и поставляется предприятием НПО «Энергомаш» (Российская Федерация). Вторая ступень РН «Зенит» комплектуется двумя двигателями:

- маршевым РД120, тяга 85 - 93 тс в пустоте;
- рулевым РД8, тяга 8 тс в пустоте.

Рулевой двигатель РД8 разработан специалистами ГП «КБ «Южное» и отработан на стендах НИИХимМаш, ныне Российская Федерация.

Маршевый двигатель второй ступени РД120 разработан специалистами НПО «Энергомаш», но изготавливается в Украине, на Южном машиностроительном заводе.

В процессе эксплуатации РН «Зенит», для повышения энергетических возможностей РН, совместными усилиями специалистов НПО «Энергомаш» и ГП «КБ «Южное» реализовано форсирование РД120 от 85 до 93 тс, после серии испытаний на стенде ГП «Южмаш».

История создания двигателей РН «Зенит» свидетельствует, что освоение новой технологии разработки и доводки двигателей по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа потребовало огромных затрат материальных ресурсов и времени. Каждый из трех наименований двигателей РН «Зенит» отработывался более 10 лет без учета этапа НИР продолжительностью ~ 4 года. При этом для

отработки потребовалось до 100 и более экземпляров двигателей.

2. Результаты исследований

Что дало применение замкнутой схемы ЖРД?

В табл. 2 приведены характеристики двигателей первых ступеней РН «Союз», которая используется и поныне, РН «Сатурн-V», РН «Зенит», РН «Атлас -5», РН «Ангара» и перспективной РН «Маяк».

Все приведенные в табл. 2 двигатели работают на топливной паре керосин + жидкий кислород. Двигатели РД107 РН «Союз» и F-1 РН «Сатурн-V» выполнены по открытой схеме – с выбросом генераторного газа, двигатели РН «Зенит», «Атлас -5», «Ангара» и «Маяк» - по замкнутой – с дожиганием окислительного генераторного газа. Из приведенного в табл. 2 видно, что за счет применения замкнутой схемы, существенно, возрос удельный импульс тяги двигателей. В процессе отработки двигателей, работающих по замкнутой схеме, пришлось решать целый ряд проблем по запуску двигателя, процессам поджига топлива, стойкости материалов в среде окислительного газа.

Это и вызвало большие затраты на отработку двигателей РН «Зенит», работающих по замкнутой схеме. Последующие двигатели РД180 и РД191, разработанные специалистами НПО «Энергомаш» на базе двигателя первой ступени РН «Зенит» РД170, потребовали гораздо меньших затрат [1].

Таблица 2

Характеристики двигателей первых ступеней ракет-носителей

Наименование параметра	Индекс двигателя и наименование РН						
	РД107 Союз	F-1 Сатурн	РД171 Зенит	РД180 Атлас-5	РД191 Ангара	РД801 Маяк	РД810 Маяк
Тяга двигателя, тс:							
- на Земле	83,7	691	740	390	196	123,1	194,2
- в пустоте	102	793	806	423	212	135,2	211,3
Удельный импульс двигателя, с							
- на Земле	257	265	309	311	309	302,9	303,6
- в пустоте	314	304	337	338	337	332,7	330,3
Давление в камере, кгс/см ²	59,6	68,7	250	272	263	183,5	192,7
Соотношение компонентов топлива	2,47	2,27	2,6	2,72	2,75	2,65	2,65
Температура генераторного газа, °С	~600*	~800**	499	520	573	478,0	476
Масса двигателя, кг	1190	8400	9300	5480	2200	1530	2450
Удельная масса двигателя ($K_m = m_{дв}/R_{пг}$), $\frac{\text{масса_кг}}{\text{тяга_тс}}$	14,22	12,15	12,57	14,05	11,22	12,43	12,62

*) Продукты разложения H₂O₂

**) Восстановительный генераторный газ

Анализ вышеприведенных данных, а также опыта разработки других типов двигателей, показывает, что затраты на разработку новых двигателей можно многократно сократить, если использовать при их разработке освоенные технологии.

За время разработки и эксплуатации РН «Зенит» специалистами ГП «КБ «Южное» накоплен большой опыт по вопросам разработки, изготовления, испытаний и эксплуатации двигателей, который в настоящее время используется при создании новых образцов ЖРД.

В настоящее время наиболее востребованными для первых ступеней РН являются двигатели на топливе жидкий кислород + керосин, которые, обладая достаточно высокими энергетическими возможностями, позволяют минимизировать ущерб окружающей среде.

Что касается схемы двигателя – предпочтение отдается замкнутому циклу с дожиганием в камере сгорания окислительного генераторного газа. Такая схема позволяет по максимуму использовать энергетические возможности выбранной топливной пары. Одним из определяющих факторов для получения более высоких энергетических характеристик двигателя является повышение давления в камере сгорания. На отработанных образцах двигателей номинальное давление в камере сгорания достигает $\sim 270 \text{ кгс/см}^2$ (РД180). При этом температура окислительного генераторного газа с учетом разбросов за счет отклонения внутريدвигательных и внешних факторов превышает 600°C .

Для двигателей первых ступеней более приоритетным является обеспечение высокой надежности, в том числе за счет ограничения температуры окислительного генераторного газа.

Мы считаем, что для повышения надежности параметры двигателя следует балансировать из условия ограничения максимальной температуры окислительного генераторного газа уровнем $\sim 500^\circ\text{C}$. Это условие ограничивает давление в камере сгорания в пределах $180\text{--}200 \text{ кгс/см}^2$.

Проведенные специалистами центра им. Келдыша экспериментальные работы по изучению зажигания конструкционных материалов металлическими и органическими частицами, переносимыми потоком генераторного газа, а также трением в потоке жидкого кислорода позволяют оптимизировать выбор материалов для элементов газового тракта двигателя и тракта жидкого кислорода. Результаты этих работ также однозначно показывают, что снижение температуры генераторного газа затрудняет процесс зажигания конструкционных материалов газового тракта. Поэтому в своей практике проектирования новых ЖРД мы стремимся, ограничить верхний порог температуры генераторного газа

уровнем 500°C . Такой подход к выбору определяющих параметров позволяет обеспечить не только достаточно высокие удельные параметры двигателя, но и более высокую его надежность. Как показывает практика, предельно высокая энергетика двигателей первой ступени не является обязательной для получения высокой энергетической эффективности первой ступени.

3. Решение задачи

На базе рулевого двигателя РД8 нами разработаны проекты ЖРД, приведенных на рис. 1, которые могут найти применение в качестве маршевых для верхних ступеней РН.

Проект двигателя РД809М [2] разрабатывался для использования в качестве маршевого на второй ступени РН «Таурис-2». Схемные решения для этого двигателя, состав агрегатов полностью заимствованы из РД8. Под новые задачи потребовалось изменение компоновки двигателя для обеспечения минимальных габаритов по диаметру. По нашим оценкам отработка и сертификация такого двигателя могут быть проведены на 5 - 7 экземплярах. Все агрегаты двигателя находятся в производстве.

Разрабатывается также проект однокамерного двигателя РД809К [3, 6], который может быть использован в качестве маршевого для верхних ступеней РН, в том числе и для РН «Зенит». Весь комплект агрегатов автоматики, агрегаты системы подачи топлива в камеру и газогенератор заимствованы из двигателя-прототипа РД8. Потребовалось лишь разработать новую камеру сгорания. Можно прогнозировать, что для доводки и сертификации этого двигателя потребуется 8 – 10 экземпляров.

На базе камеры двигателя РД8 создается проект маршевого двигателя РД805 для верхних ступеней РН тягой 2 тс.

Разрабатываемые нами на базе двигателя РД8 три новых современных ЖРД могут быть с минимальными затратами отработаны и применены в качестве маршевых для верхних ступеней РН.

Для первых ступеней перспективных РН специалистами ГП «КБ «Южное» разработаны проекты двух новых ЖРД РД801 и РД810. Маршевый двигатель первой ступени РД801 [4] в перспективе может быть применен для семейства РН «Маяк». Двигатель спроектирован по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Общий вид двух вариантов двигателя РД801 приведен на рис. 2, а характеристики представлены в табл. 1 и 2.

Управление агрегатами автоматики проводится подачей газа с помощью электропневмоклапанов, а РН в полете – отклонением двигателя в одной (исполнение 0) или двух плоскостях (исполнение 01).

Воспламенение топлива при запуске обеспечивается пусковым горючим. Оработка может быть проведена на 10 - 12 экземплярах двигателей.

Нами также разрабатывается вариант высотного двигателя РД801, которому присвоен индекс

РД801В. Сохраняются полностью схемные решения и состав агрегатов двигателя РД801. Модификации подвергается сопловая часть камеры для обеспечения более высокой степени расширения.

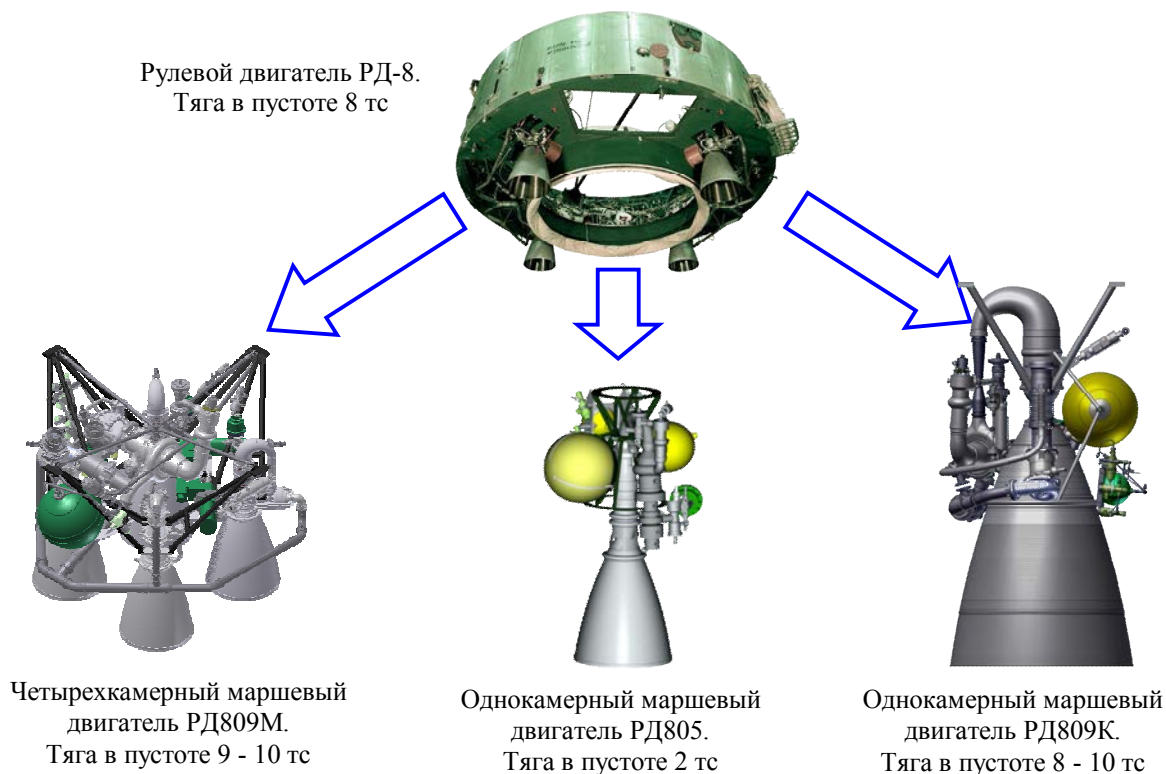


Рис. 1. Проекты маршевых двигателей на базе РД8

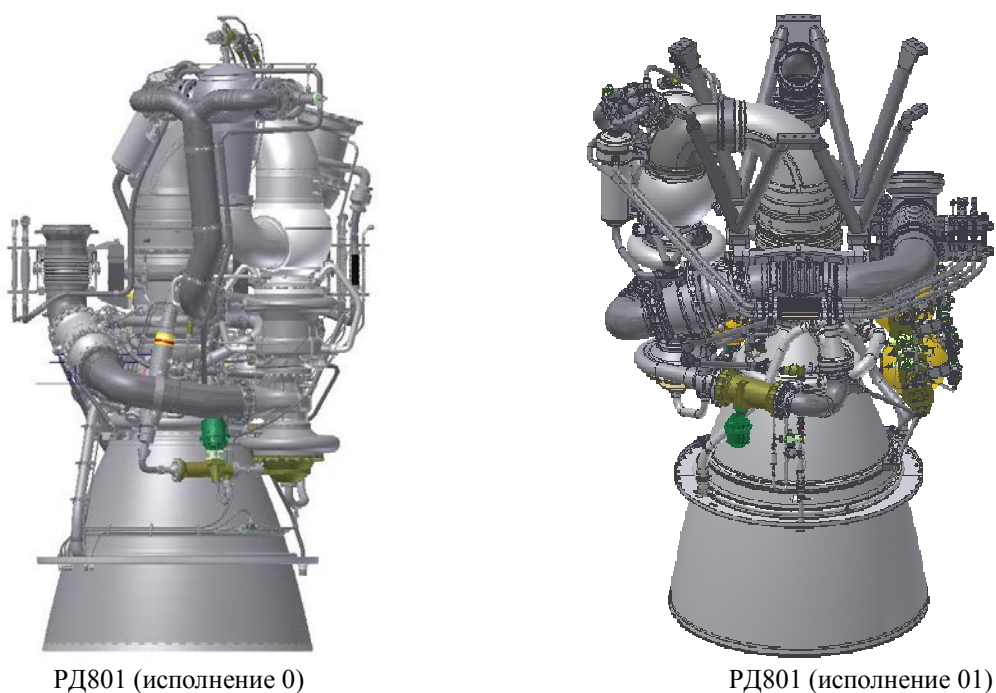


Рис. 2. Маршевый двигатель РД801

Высотный вариант двигателя РД801В планируется использовать в качестве маршевого для вторых ступеней перспективных РН, в том числе и для РН «Маяк».

Маршевый двигатель РД810 [5] (см. рис. 3) спроектирован с использованием таких же подходов, как и при проектировании РД801. Тяга двигателя в земных условиях 194,2 тс, а в пустоте 211,3 тс. Этот двигатель может быть использован в качестве маршевого и для первой ступени РН «Зенит» в случае возникновения трудностей с поставками двигателя РД171М.

Использование при его проектировании технологий, освоенных в процессе доводки и эксплуатации двигателей РД120 и РД8, существенно сократит затраты на его доводку.

В составе первых ступеней РН «Маяк» и других перспективных РН предусматривается использование кластерных двигательных установок, комплектуемых четырьмя автономными двигателями РД801 или РД810.

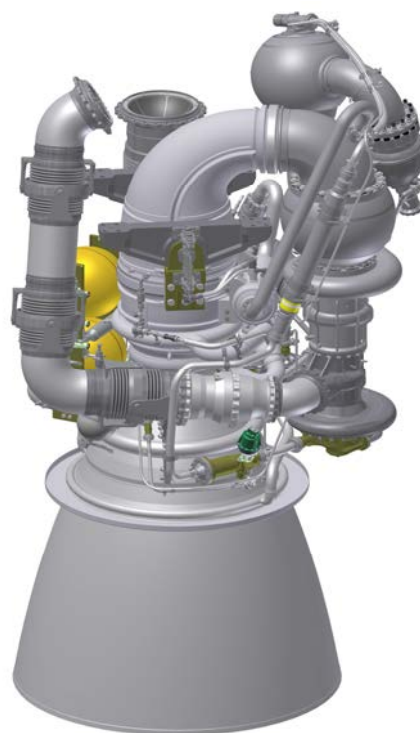


Рис. 3. Маршевый двигатель РД810

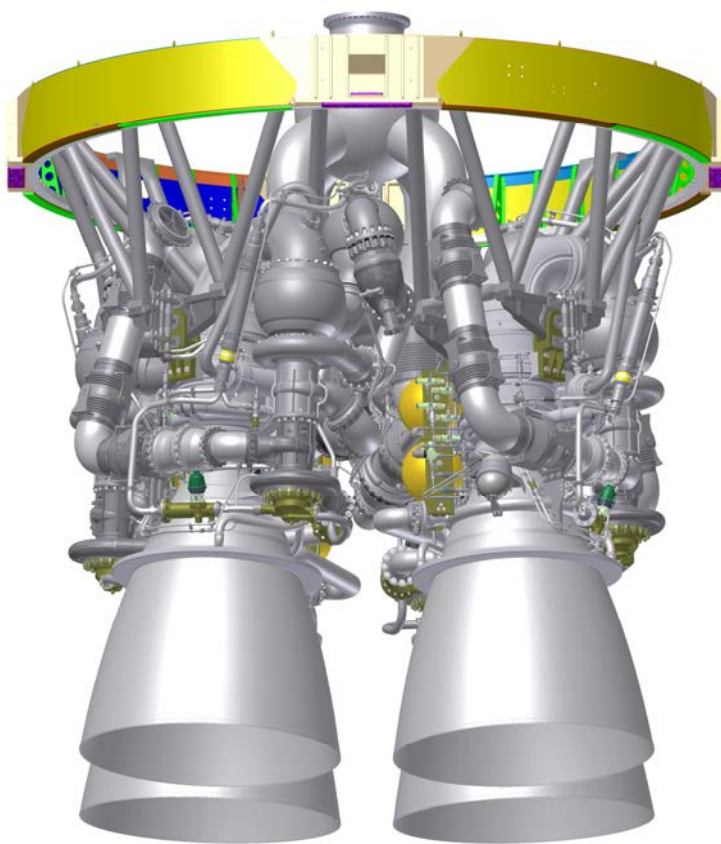


Рис. 4. Кластерный маршевый двигатель РД810М

Анализ показывает, что разработка и применение для первых ступеней РН двигателей большой размерности с тягой 600 - 800 тс и более сулит определенные выигрыши в массогабаритных характеристиках. Например, замена одного двигателя РД171М кластерной двигательной установкой из четырех двигателей РД810 (рис. 4) приведет к увеличению массы двигательной установки на ~ 0,5 - 0,8 т. Но в данном случае РД171М является четырехкамерным двигателем и габариты одной камеры соизмеримы с габаритами двигателя РД810. Сопоставление масс однокамерного двигателя с кластерным для тяги ~ 600 - 800 тс дает выигрыш в массе до 1- 1,5 т в пользу однокамерного.

Вместе с тем разработка и отработка однокамерного двигателя с тягой 600 - 800 тс требует решения целого ряда вопросов, связанных с изготовлением крупногабаритных агрегатов и, в частности, камеры сгорания. Требуется оснащение производства специальными станками для механической обработки крупногабаритных деталей и сборок, печами для пайки крупногабаритных секций сопла, модернизация проливочных испытательных стендов и т.д. Решение этих задач связано с большими затратами.

Применение кластерных двигательных установок на первых ступенях РН среднего и тяжелого классов позволяет избежать трудностей, связанных с созданием ЖРД большой размерности с тягами 600 - 800 тс и более.

Выводы

В настоящее время наиболее приоритетной задачей экономически развитых стран является обеспечение независимости в вопросах доступа в космическое пространство, решение которой затруднительно без освоения производства современных ЖРД. Специалисты ГП «КБ «Южное» ведут разработки ЖРД, которые могут найти применение в качестве маршевых как для первых, так и для верхних ступеней перспективных РН.

Разработки ведутся с использованием накопленного опыта и освоенных технологий, что позволяет многократно сократить затраты на их отработку и исключить негативное влияние на окружающую среду. Применение кластерных двигательных установок на первых ступенях РН среднего и тяжелого классов позволяет избежать трудностей, связанных с созданием ЖРД большой размерности с тягами 600 | 800 тс и более.

Литература

1. НПО «Энергомаш» им. Академика В.П. Глушко [Электронный ресурс] / Двигатели. – Режим доступа: <http://www.npoenergomash.ru/engines/> - 24.12.2012.
2. Маршевый двигатель РД809 второй ступени РН «Таурус-П»: Эскизный проект. Пояснительная записка 00.1506.0000.0000.09.0 ПЗ [Текст] / С.Н. Конюхов, В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, А.И. Животов, А.В. Дибривный [и др.]. - Днепрпетровск: ГП «КБ «Южное», 2010. – 148 с.
3. Маршевый двигатель РД809: Определение облика и основных характеристик маршевого двигателя РД809К для использования в составе II ступени РН «Таурус-П». Научно-технический отчет НТО №448-14/10 [Текст] / С.Н. Конюхов, В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, А.И. Животов, А.В. Дибривный [и др.]. - Днепрпетровск: ГП «КБ «Южное», 2010. – 50 с.
4. Маршевый двигатель РД801: Эскизный проект. Выбор параметров, конструкции двигателя и основных агрегатов, надежность, экономические показатели. Пояснительная записка. Ч.1.- РД801.94.4002.0000.0000.09.0 ПЗ1 [Текст] / А.В. Дегтярев, В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, А.И. Животов [и др.]. - Днепрпетровск: ГП «КБ «Южное», 2010. - 347 с.
5. Маршевый двигатель РД810: Дополнение к эскизному проекту. Пояснительная записка 94.4005.0000.0000.00.0 ДПЗ [Текст] / А.В. Дегтярев, В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, А.В. Дибривный [и др.]. - Днепрпетровск: ГП «КБ «Южное», 2011. – 255.
6. Маршевый двигатель РД809К: Эскизный проект. Выбор параметров, конструкции двигателя и основных агрегатов, надежность, экономические показатели. Пояснительная записка. Ч.1. РД809К 94.4006.0000.0000.00.0 ПЗ [Текст] / А.В. Дегтярев, В.А. Шульга, Л.М. Усатюк, А.В. Дибривный [и др.]. - Днепрпетровск: ГП «КБ «Южное», 2012. - 179 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. теплотехники В.А. Габринец, Днепропетровский национальный университет железнодорожного транспорта им. Лазаряна, Днепропетровск.

СТВОРЕННЯ СІМЕЙСТВА КИСНЕВО-ГАСОВИХ РІДИННО-РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ НА БАЗІ ВІДПРАЦЬОВАНИХ ТЕХНОЛОГІЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ РАКЕТ - НОСІЇВ ДП "КБ "ПІВДЕННЕ"

А.В. Дегтярьов, В.А. Шульга, О.І. Животов, О.В. Дібрівний

Забезпечення незалежності в питаннях доступу в космічний простір сьогодні є пріоритетним завданням всіх економічно розвинених країн. Найважливішою складовою при рішенні цього завдання є забезпечення можливості національній економіці розробляти й створювати власними силами ракетні двигуни. Українська економіка має необхідний науково-технічний потенціал для розробки й виробництва найсучасніших ракетних двигунів. У представленому огляді робіт, виконаних ДП "КБ "Південне", показано, що забезпечення розробок перспективних РН ракетними двигунами власної розробки, а також скорочення витрат на їхнє створення є самим актуальним завданням сьогоднішнього дня для підприємств космічної галузі України.

Ключові слова: киснево-гасовий ЖРД, замкнута схема, питомий імпульс тяги, тяга.

THE DEVELOPMENT OF LOX-KEROSENE LIQUID ROCKET ENGINES FAMILY FOR PERSPECTIVE LAUNCH VEHICLES OF YUZHNOYE SDO BASED ON PROVEN TECHNOLOGIES

A.V. Degtyarev, V.A. Shulga, A.I. Zhivotov, A.V. Dibrivny

Providing independent space access today is the prior task of all economically developed countries. The critical part of this goal is providing the national economics with the possibility to develop and create own rocket engines. Ukrainian economics has the necessary technical and scientific potential for developing and manufacturing the up-to-date rocket engines. The presented overview of Yuzhnoye SDO works shows that providing the perspective launch vehicles with rocket engines of own development and reducing the expenses for their development is the most topical current problem for Ukrainian space industry.

Key words: LOX-kerosene LRE, staged combustion, specific impulse, thrust/

Дегтярев Александр Викторович – кандидат экономических наук, генеральный конструктор - генеральный директор ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info @ yuzhnoye.com.

Шульга Владимир Андреевич – кандидат технических наук, заместитель главного конструктора ГП «КБ «Южное» по разработке ракетных двигателей, Днепропетровск, Украина, e-mail: info @ yuzhnoye.com.

Животов Александр Иванович – начальник сектора отдела общей сборки ЖРД ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина.

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

УДК 621.454.2.043

А.Н. ШЕМЕНТОВ, Л.Ф. ИВЧЕНКО

*Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля",
Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ КАВИТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ШНЕКОЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА ОКИСЛИТЕЛЯ ДВИГАТЕЛЯ РД861К

В статье изложены результаты экспериментальной отработки и геометрические особенности вариантов проточной части предвключенного шнека шнекоцентробежного насоса окислителя двигателя РД861К, а также его прототипа. Согласно представленным работам был получен насос с высокими антикавитационными показателями - кавитационный коэффициент быстроходности Руднева S_{KR} для проектируемого насоса составил ~ 5500 . Представлены конструктивные изменения, позволившие значительно улучшить энергетические характеристики насоса и повысить удельный импульс двигателя РД861К.

Ключевые слова: агрегаты системы питания ЖРД, кавитация, прототип, антикавитационные свойства.

Введение

Современный рынок ракетносителей формирует следующие требования к жидкотопливным ракетным двигателям (ЖРД):

- высокая надежность согласно требуемым условиям эксплуатации;
- высокие энергомассовые показатели, позволяющие увеличить массу полезной нагрузки;
- высокий ресурс и обеспечение многократности запусков;
- низкая стоимость изготовления и отработки.

С учетом представленных требований в "Конструкторское бюро "Южное" был разработан двигатель РД861К отрывной схемы с насосной системой подачи ракетносителя «Циклон-4».

Выделим некоторые основные аспекты, которые были рассмотрены при проектировании агрегатов системы подачи двигателя:

- надежность ЖРД напрямую связана с антикавитационными свойствами насосов, поэтому современные насосы ЖРД должны обладать высокими антикавитационными свойствами;
- экономические показатели насосов влияют на расход газа через турбину, что определяет удельный импульс двигателя. Насосы двигателя РД861К должны обладать высокими энергетическими показателями, что позволяет обеспечить высокое значение удельного импульса двигателя отрывной схемы. Изменение КПД насоса окислителя двигателя РД861К на 1% приводит к изменению удельного импульса на $\sim 0,04$ сек;

- для обеспечения низкой стоимости изготовления и отработки при проектировании современного ЖРД наиболее эффективным путем является заимствование отработанных высоконадежных узлов и агрегатов.

Выбор прототипа обуславливает конфигурацию, характеристики, время и стоимость отработки будущего ЖРД.

Постановка задачи исследования

На начальном этапе конструкция насоса окислителя двигателя РД861К ракетносителя «Циклон-4» была полностью заимствована из высоконадежного шнекоцентробежного насоса окислителя двигателя РД861. Проточная часть насоса - прототипа имеет следующую особенность - в ущерб экономическим показателям проточная часть центробежного колеса базового насоса имеет перерасширенный вход, что улучшает кавитационные характеристики насоса окислителя и повышает надежность агрегата.

Номинальное значение режимного параметра (Q/n) насоса - прототипа, характеризующее режим работы насоса и обусловленное режимом работы двигателя, выше значения (Q/n) для насоса РД861К, что приводит к трудностям обеспечения, предъявляемых к насосу требований.

Согласно гидравлическим характеристикам, полученным при отработке насоса - прототипа, снижение режимного параметра (Q/n) приводит:

- к снижению экономического показателя насоса (КПД) – более чем на 5% ниже минимального

требуемого значения для проектируемого насоса;

- к значительному росту значения приведенного напора (H/n^2) - более чем на 15% выше требуемого значения для разрабатываемого насоса. Для получения требуемого значения (H/n^2) необходимо значительно обтачивать центробежное колесо по наружному диаметру лопаток, что также приводит к снижению полного КПД насоса.

Представленные обстоятельства носят отрицательный характер, особенно если учитывать, что рассматриваемый двигатель выполнен по открытой схеме.

Однако, снижение режимного параметра, для данного насоса, также приводит и к улучшению кавитационных характеристик. Согласно кавитацион-

ной характеристике насоса – прототипа, представленной на рис. 1, снижение режимного параметра приводит к снижению значения приведенного критического кавитационного запаса ($\Delta h/n^2$) на входе в насос и соответствующему росту значения кавитационного коэффициента быстроходности Руднева (C_{KR}). Значение C_{KR} при номинальном режимном параметре составляет ~ 4900 , что достаточно высоко для данной размерности насоса. Согласно кавитационной характеристике насоса – прототипа ожидаемое значение C_{KR} , получаемое за счет уменьшения режимного параметра (Q/n), составляет ~ 5900 , что значительно превышает требования технической документации.

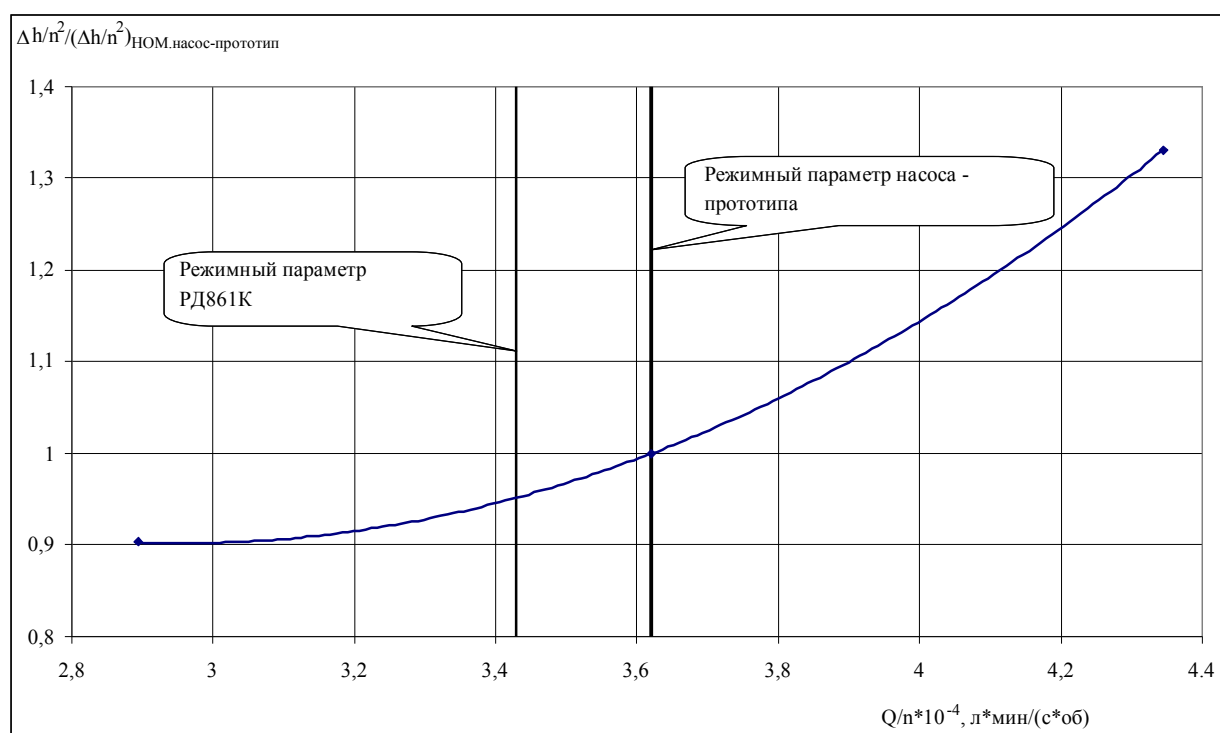


Рис. 1. Зависимость изменения кавитационного запаса на входе в насос от режимного параметра (Q/n) для насоса - прототипа

Результаты экспериментальных исследований

В результате экспериментальной отработки насоса прототипа при новом значении режимного параметра (Q/n), как и предполагалось, были получены неудовлетворительные энергетические и хорошие кавитационные показатели. Доработки элементов проточной части и вспомогательных трактов насоса - прототипа, не приводящие к дорогостоящему изменению технологического процесса изготовления, не обеспечили требуемое значение КПД, поэтому было принято решение изменить проточную часть

насоса.

Изменения проточной части разрабатываемого насоса были направлены на улучшение экономических показателей за счет допустимых ухудшений антикавитационных свойств насоса, которые не должны отразиться на надежности двигателя. Для обеспечения необходимых требований к экономичности насоса был уменьшен диаметр на входе в центробежное колесо и наружный диаметр шнека, что, как известно, приводит к ухудшению антикавитационных показателей центробежного колеса и насоса в целом.

Согласно предварительной расчетной оценке

напор, создаваемый шнеком насоса - прототипа, оказался недостаточным для безкавитационной работы центробежного колеса с уменьшенным диаметром входа. Поэтому была изменена вся входная часть насоса, в том числе и проточная часть шнека. Вместо вставного шнека постоянного шага и постоянного наружного диаметра были спрофилированы и изготовлены два варианта вставных шнеков переменного шага и диаметра. Отличительной особенностью проточной части каждого из вариантов шнеков является значение шага на выходе. Шнеки в новых вариантах исполнения шага на выходе были также и с меньшими наружными диаметрами на входе и выходе, а также большим шагом на входе, чем у прототипа. Особенности конструкций рассматриваемых вариантов шнеков и шнека прототипа представлены в табл. 1.

Ожидаемое некоторое ухудшение антикавитационных качеств центробежного колеса было компенсировано оптимизацией напорной и кавитационной характеристики предвключенного шнека. При

этом ожидаемое расчетное значение кавитационного коэффициента Руднева для комплектации насоса вариантным шнеком №1, при номинальном значении режимного параметра (Q/n) для двигателя РД861К, составило ~4000, для комплектации насоса вариантным шнеком №2 – ~5100.

В результате автономных гидравлических испытаний насосов было установлено, что в обоих вариантах исполнения проточной части шнека обеспечиваются требуемые, согласно технической документации, кавитационные свойства. При этом шнек, как это видно из рис. 2, в варианте исполнения с меньшим шагом на выходе (вариант №1) обладал очень высокими антикавитационными показателями в сравнении с другим вариантом исполнения и шнеком прототипа. Также, в результате отработки насоса на модельной жидкости, было установлено, что кавитационный коэффициент быстроходности Руднева для шнека с первым вариантом исполнения проточной части был увеличен до ~5500 при номинальном значении режимного параметра (Q/n) .

Таблица 1

Особенности проточной части шнеков

№ варианта	Шаг на входе в шнек, м	Шаг на выходе из шнека, м	Наружный диаметр на входе в шнек, м	Наружный диаметр на выходе из шнека, м
Прототип	0,024		0,0502	
Вариант №1	0,0253	0,0359	0,049	0,0433
Вариант №2		0,049		

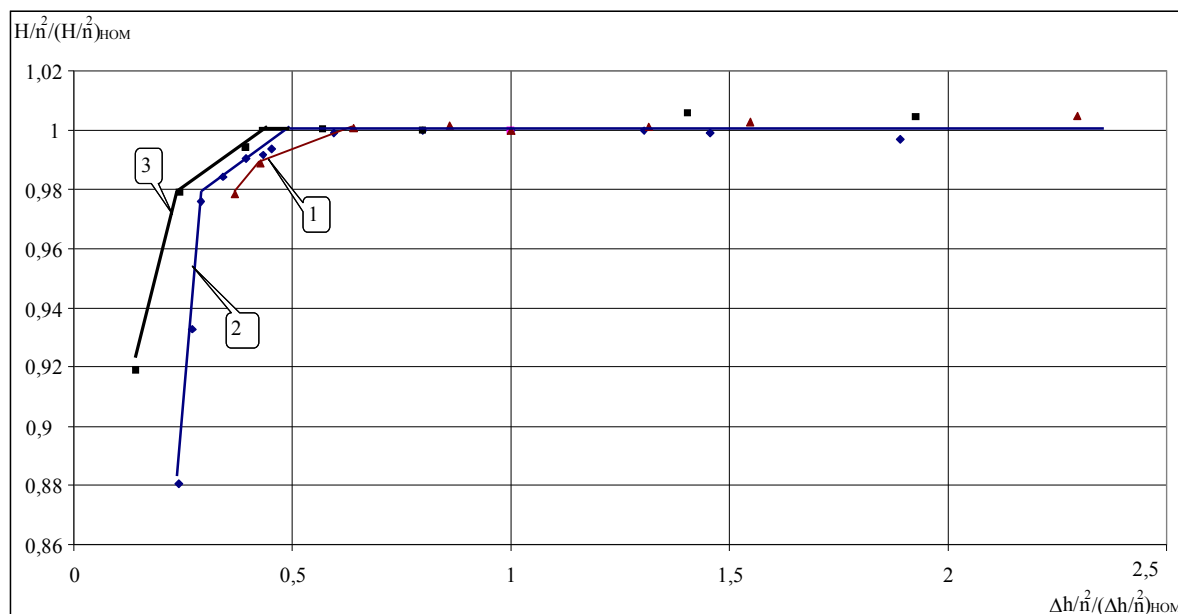


Рис. 2. Кавитационные характеристики насосов прототипа и новых вариантов исполнения проточной части, полученные при гидравлических испытаниях:
1 – насос укомплектован вариантным шнеком №2; 2 – характеристика насоса – прототипа;
3 – насос укомплектован вариантным шнеком №1

Представленное значение кавитационного коэффициента быстроходности Руднева было подтверждено в результате огневых испытаний в составе двигателя. Расчетное значение кавитационного коэффициента Руднева для комплектации насоса вариантным шнеком №2 было подтверждено гидравлическими испытаниями.

Заключение

Отработка насоса показала, что насос – прототип обладает лучшими антикавитационными качествами, чем разрабатываемый насос, при значениях (Q/n) отличных от номинального. Как видно из рис. 3 кавитационная характеристика насоса в комплектации шнеком варианта исполнения №1 имеет меньший кавитационный запас, чем прототип в диапазоне изменения режимного параметра $(3 - 3,54) \cdot 10^{-4} \text{ л} \cdot \text{мин}^2 / \text{об}^2 \cdot \text{с}$, однако его антикавитационные свойства более «чувствительны» к изменению режимного параметра по сравнению с насосом – прототипом. Согласно приведенному диапазону изменения режимного параметра разрабатываемого насоса, он обладает лучшими антикавитационными качествами, чем насос – прототип на всех режимах работы двигателя РД861К предусмотренных технической документацией.

Представленные изменения проточной части

шнекоцентробежного насоса привели к существенному улучшению как энергетических, так и кавитационных показателей, что расширяет границы эксплуатации рассматриваемого насоса. Изменения проточной части центробежного колеса насоса окислителя привели к росту удельного импульса двигателя РД861К на 0,25 сек. Полученный, в результате экспериментальной отработки, опыт может быть использован при разработке шнекоцентробежных насосов ТНА ЖРД с высокими экономическими и антикавитационными качествами.

Литература

1. Боровский, Б.И. Энергетические параметры и характеристики высокооборотных лопастных насосов [Текст] / Б.И. Боровский. - М.: Машиностроение, 1989. - 184 с.
2. Овсяников, Б.В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Б.В. Овсяников, Б.И. Боровский. - М.: Машиностроение, 1986. - 376 с.
3. Высокооборотные лопаточные насосы [Текст] / Б.И. Боровский, Н.С. Ершов, Б.В. Овсяников, В.И. Петров и др. - М.: Машиностроение, 1975. - 336 с.

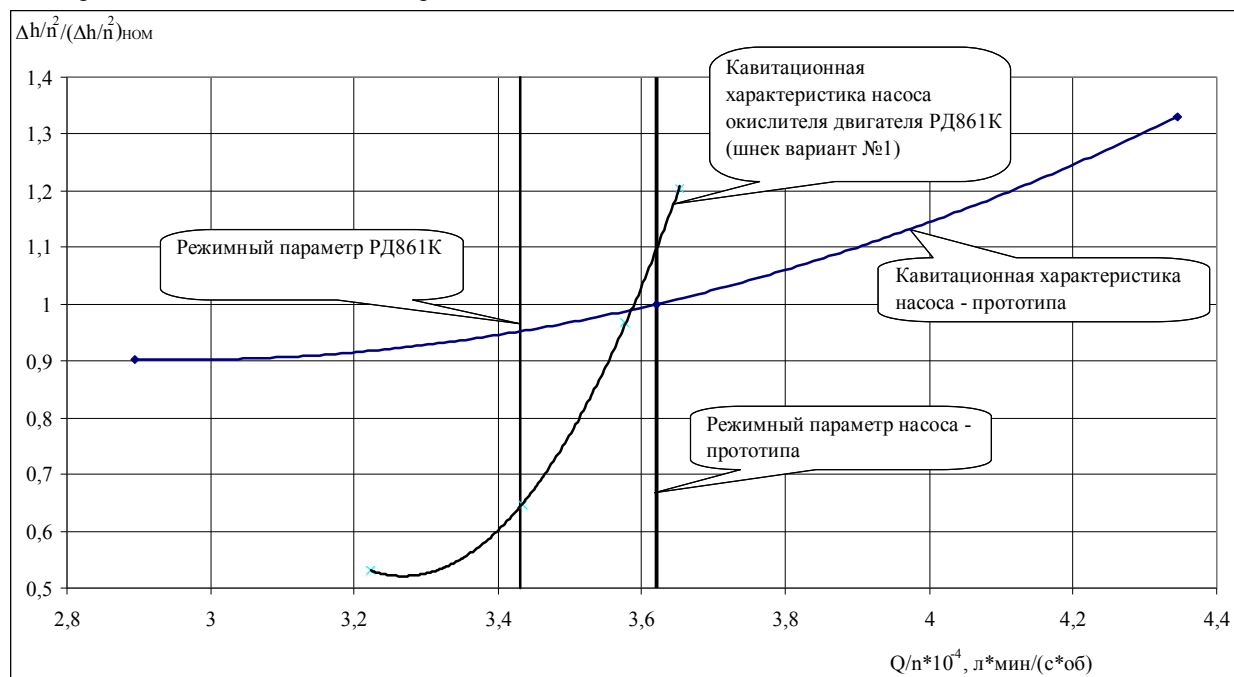


Рис. 3. Зависимость изменения кавитационного запаса на входе в насос от режимного параметра (Q/n) для прототипа и первого варианта исполнения проточной части шнека

Поступила в редакцию: 25.06.2012, рассмотрена на редколлегии 16.01.2013

Рецензент: д-р техн. наук, начальник сектора В.С. Хорошилов, Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Украина.

ДОСЛІДЖЕННЯ КАВІТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ШНЕКОВІДЦЕНТРОВОГО НАСОСУ ОКИСЛЮВАЧА ДВИГУНА РД861К

А.М. Шементов, Л.Ф. Івченко

В статті розглянуто результати експериментальної відробки та геометричні особливості варіантів проточної частини предвключеного шнеку шнековідцентрового насоса окислювача двигуна РД861К, а також його прототипу. Згідно приведеним роботам було отримано насос з високими антикавітаційними показниками – кавітаційний коефіцієнт Руднева проектуемого насоса складає $C_{кр}=5500$. Зображено конструктивні зміни, які дозволили значно покращити енергетичні характеристики насоса та підняти питомий імпульс двигуна РД861К в цілому.

Ключові слова: агрегати системи живлення, кавітація, прототип, антикавітаційні показники.

CAVITATION PERFORMANCE ANALYZE OF THE INDUCER-CENTRIFUGAL OXIDIZER PUMP OF THE RD861K ENGINE

A.N. Shementov, L.F. Ivchenko

Results of experimental development and geometrical features of inducer passage variants for the inducer-centrifugal oxidizer pump of the RD861K engine and its prototype are presented. According to presented works pump with a high anti-cavitation properties (Rudnev's cavitation characteristic for this pump is $C_{кр}=5500$) was obtained. There are described a structural changes, which allows to improve pump's power characteristics and to raise specific impulse of RD861K engine in whole.

Key words: LPRE pump, Cavitation, main construction, anti-cavitation properties.

Шементов Андрей Николаевич – ведущий инженер-конструктор отдела турбонасосных агрегатов, Государственное конструкторское бюро «Южное», Украина.

Івченко Леонид Федорович – начальник отдела турбонасосних агрегатов, Государственное конструкторское бюро «Южное», Украина.

УДК 533.9.07, 533.9.082.74, 621.3.095.21

С.А. ОГИЕНКО

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

ГЕНЕРИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ СВЧ ДИАПАЗОНА В ПЛАЗМЕ ДВИГАТЕЛЯ ХОЛЛА

Изучаются механизмы непосредственного генерирования электромагнитного излучения СВЧ диапазона в плазме двигателя Холла, которое является помехой радиосигналу связи космического аппарата через ионосферу Земли. Для анализа использованы результаты экспериментов по определению спектральной плотности мощности СВЧ излучения исследователей США (10^{-63} Вт/МГц) и России (10^{-10} Вт/МГц). В дипольном приближении выполнен расчёт мощности электромагнитного излучения в характерном диапазоне $f=1,5...10$ ГГц. На основе этого расчёта проанализированы возможные механизмы генерирования СВЧ излучения - тормозной и циклотронный, а также излучение электронов при ускоренном движении через локальные области с перепадом потенциала – в радиальном направлении на границе и в азимутальном направлении в объёме осесимметричного потока плазмы – наиболее вероятные причины генерирования электромагнитного СВЧ излучения непосредственно в результате движения зарядов в плазме двигателя.

Ключевые слова: плазма, двигатель Холла, расчёт мощности электромагнитного излучения, СВЧ диапазон.

Введение

Базовая конструкция двигателя Холла (ХД) (рис. 1) используется в составе двигательных установок космических аппаратов уже десятки лет благодаря хорошему сочетанию эксплуатационных характеристик - приемлемый тяговый КПД и надёжность - первых моделей двигателя. Дальнейшее развитие ХД предполагает поиск решения проблем, которые ограничивают использование преимуществ двигателя - одна из которых – радиопомехи работе приёмопередающим устройствам аппарата из-за СВЧ излучения из плазмы ХД. Базой для соответствующей технической модернизации двигателя является понимание роли основных процессов (факторов) в плазме, которые определяют выходящее электромагнитное излучение (ЭМИ). Это исследование проведено для выявления наиболее значимых процессов движения зарядов, в результате которых непосредственно происходит генерирование выходящего из плазмы ЭМИ в СВЧ диапазоне.

1. Анализ существующих проблем, определение задач исследования

Известно, что частотный диапазон электромагнитных (ЭМ) волн, генерируемых в плазме ХД, пересекается с диапазоном радиосигнала, который используется для связи через ионосферу Земли [1 – 4] $\approx 2...10$ ГГц. При этом мощность ЭМИ плазмы

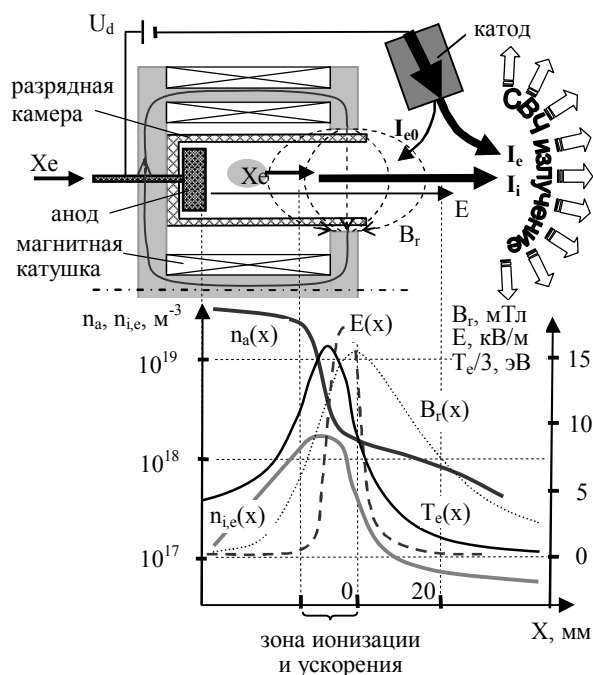


Рис. 1. Распределение параметров потока плазмы, полей в разрядном интервале ХД. $n_{ie}(x)$, $T_e(x)$ взяты вблизи поверхности потока

ХД во много раз превосходит мощность радиосигнала связи, что делает невозможным бесперебойную передачу информации. Общая мощность ЭМИ $W_{\text{экс}}$, рассчитанная на основе известных экспериментальных данных о плотности мощности излучения в диапазоне частот $f=1,5...10$ ГГц, составляет $W_{\text{экс}} \sim$

10^{-3} Вт (данные о плотности мощности из США [1]), а также $W_{\text{эсп}} \sim 10^{-7}$ Вт (по данным из России [2 – 4]) на близких режимах работы двигателя типа СПД М-100.

К настоящему времени известны несколько публикаций результатов работ (например [2 – 4]), выполненных лишь в одной организации России, в которых проводится анализ двух механизмов генерирования такого ЭМИ – трансформация плазменных волн в ЭМ волны и генерирование ЭМИ шумовыми колебаниями в плазме, усиленными плазменными волнами. Этот анализ подтверждён расчётом лишь в ограниченном диапазоне мощности ЭМИ $\approx 10^{-7} \dots 10^{-8}$ Вт и частоты $\omega_{\text{расч}} \approx 12$ ГГц, тогда как экспериментальные результаты показывают мощность 10^{-3} Вт и $\omega_{\text{эсп}} \approx 9 \dots 60$ ГГц и более.

На основе проведенного анализа сделано заключение о необходимости, в первую очередь, проанализировать возможные причины генерирования СВЧ излучения вблизи мощности 10^{-3} и 10^{-7} Вт и частот $\omega_{\text{эсп}} \approx 9 \dots 60$ ГГц непосредственно в результате движения зарядов в плазме, когда ожидается более высокая точность результатов, чем при расчёте трансформации волн.

Задачи выполнялись в следующей последовательности. С учётом характерных параметров плазмы в ХД (см. рис. 1) [5, 6] проведен расчёт мощности и частоты тормозного и циклотронного СВЧ излучения, затем – излучения электронов при их ускорении в пограничном слое потока плазмы и в локальных областях азимутальной неоднородности потенциала в потоке плазмы.

2. Тормозное излучение

Оценочный расчёт мощности тормозного излучения электронов проведен в дипольном приближении, следуя [7]. При этом предполагалось, как упрощение, что распределение электронов в пространстве скоростей является δ -функцией и все электроны имеют скорость, соответствующую наиболее вероятной из распределения Максвелла $V = V_{\text{вер}} = (T_e \cdot e \cdot 2/m)^{1/2}$ при температуре T_e (в эВ), массе m и величине единичного заряда $e = 1,6 \cdot 10^{-19}$. Введя обозначения и характерные величины: диапазона частот излучения $\Delta\omega \approx 2 \cdot 10^9$ ГГц; характерной концентрации плазмы $n_e \approx 5 \cdot 10^{17}$ м⁻³; температуры электронов $T_e \approx 30$ эВ; излучаемого объема $V_{\text{пл}}$ плазмы – область, в которой преимущественно генерируется излучение – участок потока плазмы в разрядном промежутке (где магнитная индукция и электрическое поле значительны) с площадью сечения $S \approx 50 \cdot 10^{-4}$ м² и протяжённостью $L \approx 4 \cdot 10^{-2}$ м так, что величина $V_{\text{пл}} \approx S \cdot L \approx 2 \cdot 10^{-4}$ м³, диэлектрической проницаемости плазмы $\epsilon \approx 1 - \omega_L^2/\omega^2 \approx 0,5$, скорости света

$c = 3 \cdot 10^8$ м/с, постоянной Эйлера $\gamma = 1,78$, мощность W_T тормозного излучения электронов рассчитывается, следуя [7], как

$$W_T = \sqrt{\epsilon} \cdot \frac{16 \cdot e^6 \cdot n_i}{3 \cdot V \cdot c^3 \cdot m^2} \cdot \ln \left(\frac{2 \cdot m \cdot V^3}{\gamma \cdot \omega \cdot 2 \cdot e^2} \right) \cdot \Delta\omega \cdot n_e \cdot V_{\text{пл}}.$$

Используя определённые ранее величины, рассчитана величина $W_T \approx 10^{-21}$ Вт.

При этом частота излучения

$$\omega \leq (m \cdot V^3 \cdot 4 \cdot \pi \cdot \epsilon_0) / e^2 \approx 7,5 \cdot 10^{16} \text{ (Гц)}.$$

Для расчёта мощности излучения вблизи частоты $\omega_{\text{эсп}} \approx 15$ ГГц следует учитывать вклад электронов со скоростями $V \leq 1,8 \cdot 10^4$ м/с. Доля таких электронов – в пределах процента и, следовательно, $W_T \ll W_{\text{эсп}}$.

Т.о., тормозным излучением невозможно объяснить, наблюдаемое в эксперименте, ЭМИ из плазмы ХД мощностью 10^{-3} Вт или 10^{-7} Вт на круговых частотах $\omega_{\text{эсп}} \approx 9 \dots 60$ ГГц.

3. Циклотронное СВЧ излучение

Определены гармоники частоты циклотронного излучения, соответствующие известным экспериментальным результатам ($\omega_{\text{эсп}} \approx 9 \dots 60$ ГГц) и соответствующая этим гармоникам мощность ЭМИ из плазмы ХД, где характерные величины: $T_e \approx 30$ эВ, $n_e \approx 5 \cdot 10^{17}$ м⁻³, напряжённость электрического поля $E \approx 10^4$ В/м, индукция магнитного поля $B \approx 15$ мТл в области излучения – в объеме $V_{\text{пл}} \approx 2 \cdot 10^{-4}$ м³ потока плазмы.

При том, что частота первой гармоники $\omega_{\text{Ц1}} = e \cdot B / m \approx 2,7$ ГГц, лишь 5-я гармоника частоты циклотронного излучения электрона в магнитном поле соответствует экспериментальным результатам ($\omega_{\text{эсп}}/\omega_{\text{Ц1}} \geq 5$) т.е. $5 \cdot \omega_{\text{Ц1}} \geq \omega_{\text{эсп-мин}} = 12$ ГГц. Мощность ЭМИ на m -й гармонике из объема плазмы $V_{\text{пл}}$ с концентрацией n_e определена с использованием зависимостей [7, 8], как

$$W_{\text{Цm}} = \frac{e^2 \cdot \omega_{\text{Ц1}}^2}{2 \cdot \pi \cdot \epsilon_0 \cdot c} \cdot \frac{(m+1) \cdot m^{2 \cdot m + 1}}{(2 \cdot m + 1)!} \cdot \beta_{\perp}^{2 \cdot m} \cdot V_{\text{пл}} \cdot n_e,$$

а на 5-й гармонике ($m=5$), при $\beta_{\perp} = V_{\perp}/c \approx 6,3 \cdot 10^{-3}$, когда составляющая скорости электрона перпендикулярная вектору магнитной индукции оценена как $V_{\perp} \approx (T_e \cdot e \cdot 2/3 \cdot m)^{1/2}$, расчетная величина мощности $W_{\text{Цm=5}} \approx 10^{-24}$ Вт $\ll W_{\text{эсп}}$ (10^{-3} Вт или 10^{-7} Вт). На последующих гармониках величина мощности излучения снижается $\sim \beta_{\perp}^{2 \cdot m}$, где $\beta_{\perp} \ll 1$.

4. СВЧ излучение электронов при их ускорении в пограничном слое плазмы

Рассчитаны: частота, мощность в дипольном приближении, следуя [8], энергия ЭМ излучения электрона за время его периодического движения через пограничный слой плазма-диэлектрик, где сосредоточен запирающий электроны перепад потенциалов, а также - полная мощность ЭМ излучения из пограничного слоя плазмы, с учётом потока электронов на этот слой плазмы.

На основе анализа результатов экспериментальных исследований [5] для оценочного расчёта выбраны характерные параметры слоя на границе плазма - стенка диэлектрика в условиях характерных для плазмы разрядного промежутка ХД. Толщина слоя, запирающего электроны в плазме, составляет $\delta \approx 4 \cdot 10^{-4}$ м (рис. 2), а запирающий перепад потенциалов $\Delta\varphi_{nc} \approx 2,5 \cdot T_e$ (с учётом вторичной эмиссии электронов). Тогда период τ_{nc} движения электронов через слой δ со скоростью на границе $V_{eT} \approx (T_e \cdot e \cdot 2/m)^{1/2} \approx 2 \cdot 10^6$ м/с (при температуре $T_e \approx 30$ эВ) оценивается как $\tau_{nc} \approx 2 \cdot \delta / V_{eT}$. Круговая частота ЭМ излучения, соответствующая этому периодическому движению с ускорением составит $\omega_{nc} \approx 2 \cdot \pi / \tau_{nc} = \pi \cdot V_{eT} / \delta \approx 15 \cdot 10^9$ Гц.

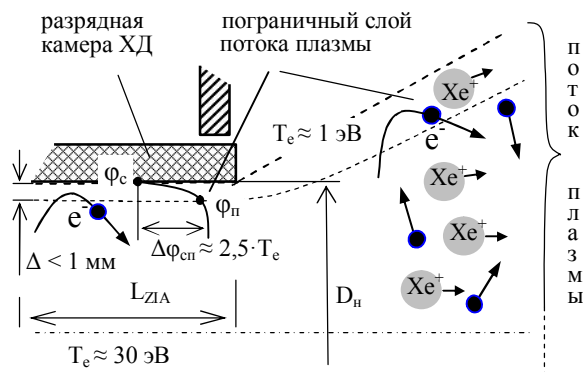


Рис. 2. Периодическое движение электронов через пограничный слой потока плазмы при обратном отражении

Следуя [8], в дипольном приближении мощность ЭМ излучения электрона, движущегося с ускорением $a \approx \Delta\varphi_{nc} / \delta \cdot e / m$ через слой с перепадом потенциалов $\Delta\varphi_{nc}$, определена как $w_e = (a \cdot e)^2 / (6 \cdot \pi \cdot \epsilon_0 \cdot c^3)$. Тогда энергия E_τ , излучаемая за период τ_{nc} движения электрона через слой δ , составит $E_\tau = w_e \cdot \tau_{nc}$.

Полная мощность ЭМ излучения W_{nc} из пограничного слоя плазмы в разрядной камере, площадь которого $S \approx \pi \cdot (D_n + D_{вн}) \cdot L_{ZIA}$ при диаметре наружной стенки $D_n = 100$ мм внутренней - $D_{вн} = 70$ мм и осевой протяжённости $L_{ZIA} = 10$ мм, с учётом плотности потока электронов на поверхность слоя порядка

$n_e \cdot V_{eT} \approx 5 \cdot 10^{17} \cdot 2 \cdot 10^6 \approx 10^{24}$ 1/(с·м²), определена как $W_{nc} = E_\tau \cdot S \cdot n_e \cdot V_{eT} \approx 10^{-8}$ Вт.

На основе анализа распределения параметров плазмы, приведенных на рис. 1, 2 (размытая граница потока и малая температура электронов), сделан вывод о том, что толщина пограничного слоя плазма-вакуум превосходит толщину слоя плазма-диэлектрик (см. рис. 2), а перепад потенциалов в слое плазма-вакуум существенно ниже, что в результате обуславливает меньшую мощность ЭМИ из слоя плазма-вакуум, чем из слоя плазма-диэлектрик, конкретная величина которого не рассчитывалась.

Т.о., генерированное вследствие периодического ускорения электронов в пограничном слое плазмы ЭМИ мощностью $W_{nc} \approx 10^{-8}$ Вт по мощности и частоте близко к экспериментально определённому нижнему порогу (10^{-7} Вт – данные из России) мощности ЭМИ. Излучение на частотах больших, чем $\omega_{nc} \approx 5 \cdot 10^9$ Гц может генерироваться электронами, которые проникают на глубину меньше δ в пристеночный слой.

5. СВЧ излучение электронов при их ускорении на азимутальных неоднородностях потенциала

Вследствие азимутальной неоднородности плотности потока ионов и азимутального дрейфа электронов в скрещенных электрическом и магнитном полях в плазме возникают локальные области протяжённостью $l_h \sim (0,1 \dots 1) \cdot R_{ie} \approx R_{ie}/2$ с перепадом потенциала $\Delta\varphi_h \sim 1$ В в азимутальном направлении (рис. 3), благодаря которым происходит компенсация неоднородностей плотности потока ионов дрейфующими электронами. При этом электроны, дрейфующие с постоянной скоростью $V_{edr} = E/B$ в азимутальном направлении, проходя через перепады потенциала $\Delta\varphi_h$ ускоряются/замедляются и генерируют в результате электромагнитное излучение, выходящее из плазмы без существенного ослабления. Частота такого излучения определяется соотношением $\omega_h \geq V_{edr} / l_h \approx 10^{10 \dots 11}$ Гц, при характерной для ХД скорости $V_{edr} \approx 2 \cdot 10^6$ м/с.

Следуя [8], в дипольном приближении мощность ЭМИ электрона движущегося с ускорением $a \approx \Delta\varphi_h / l_h \cdot e / m \approx 1,6 \cdot 10^{14}$ (м/с²) через перепад потенциалов $\Delta\varphi_h$ в локальной области определена как $w_h = (a \cdot e)^2 / (6 \cdot \pi \cdot \epsilon_0 \cdot c^3) \approx 2 \cdot 10^{-25}$ Вт.

Область, в которой преимущественно генерируется излучение – участок потока плазмы в разрядном промежутке (где магнитная индукция и электрическое поле значительны) с площадью сечения $S \approx b_k \cdot D_{cp} \cdot \pi \approx 50 \cdot 10^{-4}$ м² и протяжённостью $L \approx 4 \cdot 10^{-2}$ м, с объёмом $V_{пл} \approx S \cdot L \approx 2 \cdot 10^{-4}$ м³.

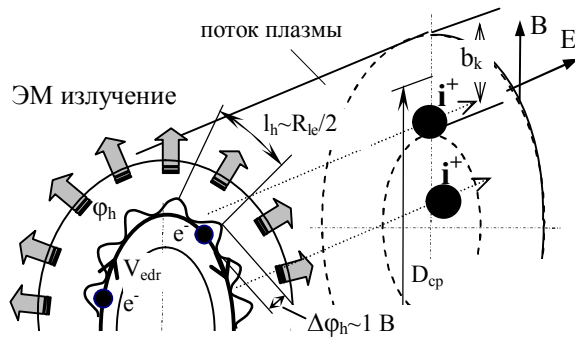


Рис. 3. ЭМ излучение, вызванное ускорением электронов в областях с локализованным перепадом потенциала $\Delta\phi_h$ в азимутальном направлении потока плазмы

Полная мощность ЭМИ W_h из ХД, с учётом характерной величины концентрации электронов $n_e \approx 5 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$, определена как $W_h = w_h \cdot V_{пл} \cdot n_e \approx 2 \cdot 10^{-11} \text{ Вт}$.

Т.о., электромагнитным излучением мощностью $W_h \approx 2 \cdot 10^{-11} \text{ Вт}$ на частоте $\omega_h \geq 10 \cdot 10^9 \text{ Гц}$, генерируемым отдельными электронами при их ускорении на перепадах потенциала в азимутальном направлении потока плазмы, невозможно объяснить наблюдаемое в эксперименте ЭМИ из плазмы ХД мощностью 10^{-3} Вт или 10^{-7} Вт на круговых частотах $\omega_{\text{эксп}} \approx 9 \dots 60 \text{ ГГц}$.

Однако следует учесть, что периодическое воздействие (со сменой знака) на поток дрейфующих в азимутальном направлении электронов со стороны локального слабого азимутального электрического поля (с малым перепадом потенциалов $\sim 1 \text{ В}$) может играть роль предварительной фазировки электронов и, как следствие, привести к когерентному механизму излучения из каждой области протяжённостью порядка $l_h \approx R_{ie}/2 \approx 0,5 \text{ мм}$. Тогда бы мощность w_{hc} когерентного ЭМИ электронов, движущихся как единый заряд $q = l_h \cdot n_e \cdot e \approx 10^{-10} \text{ (Кл)}$ с ускорением $a \approx \Delta\phi_h/l_h \cdot e/m \approx 1,6 \cdot 10^{14} \text{ (м/с}^2\text{)}$ через область l_h , определённая в дипольном приближении, следуя [8], составила бы $w_h = (a \cdot q)^2 / (6 \cdot \pi \cdot \epsilon_0 \cdot c^3) \approx 1,5 \cdot 10^{-7} \text{ Вт}$. При этом полная мощность ЭМИ W_{hc} из ХД, с учётом мощности когерентного ЭМ излучения w_{hc} из единичной области размером l_h и количества таких излучающих областей

$$N_{\text{cell}} = b_k/l_h \cdot L/l_h \cdot \pi \cdot D_{\text{cp}}/l_h = V_{\text{пл}}/l_h^3 \approx 10^6,$$

условно выделенных в объёме $V_{\text{пл}}$ потока плазмы, составила бы в пределе $W_{hc} = w_{hc} \cdot N_{\text{cell}} \approx 10^{-1} \text{ Вт}$. Необходимо заметить, что даже для оценочного расчёта W_{hc} требуется решать задачу о возможной авто-

фазировке электронов при их движении через области азимутальной неоднородности потенциала.

Предполагаемый «механизм» когерентного излучения на частоте $\omega_h \geq 10 \cdot 10^9 \text{ Гц}$ и предельной мощности $W_{hc} \approx 10^{-1} \text{ Вт}$ перекрывал бы диапазон мощности излучения, наблюдаемый в эксперименте – 10^{-3} Вт и 10^{-7} Вт . Необходимо заметить, что протяжённость l_h локальных областей, где сосредоточен перепад потенциалов $\Delta\phi_h$, варьируется в диапазоне $(0,1 \dots 1) \cdot R_{ie}$. Это определяет возможные частоты $\sim 1/R_{ie} \sim (1 \dots 10) \cdot \omega$ генерируемых ЭМ волн, что соответствует экспериментально определенному диапазону частот ЭМИ, распространяющемуся до $\sim 120 \text{ ГГц}$.

Заключение

Наиболее вероятными причинами электромагнитного излучения из плазмы ХД (в диапазоне частот $f \approx 1,5 \dots 10 \text{ ГГц}$ круговой $\omega_{\text{эксп}} \approx 2 \cdot \pi \cdot f \approx 9 \dots 60 \text{ ГГц}$, мощностью 10^{-7} и 10^{-3} Вт), непосредственно вследствие движения зарядов, являются:

1) ускоренное движение электронов в пограничном слое плазмы в разрядной камере ХД, что может привести к излучению мощностью $W_{hc} \approx 10^{-8} \text{ Вт}$;

2) возможное квазисинфазное ускоренное движение электронов в азимутальном направлении через локальные области протяжённостью менее ларморовского радиуса электрона с перепадом потенциала в азимутальном направлении порядка 1 В , что может привести к когерентному излучению из такой области в пределе суммарной излучаемой мощности $W_{hc} \leq 0,1 \text{ Вт}$ на частотах $\omega \leq 120 \text{ ГГц}$.

Дальнейший поиск возможных причин генерирования СВЧ излучения запланирован по пути изучения трансформации плазменных волн в СВЧ волны в ХД.

Литература

1. Beiting, E.J. *Spectral Characteristics of Radiated Emission from SPT-100 Hall Thrusters [Text]* / E.J. Beiting // *Proc. of the 29th In. Electric Propulsion Conf. - Princeton (USA). - 2005. - 9 p. (Paper № 2005-221)*.
2. Кирдяшев, К.П. *Высокочастотные волновые процессы в плазодинамических системах [Текст]* / К.П. Кирдяшев. – М.: Энергоатомиздат, 1982. – 142 с.
3. Кирдяшев, К.П. *Спектры СВЧ-колебаний в стационарном плазменном двигателе СПД-АТОН [Текст]* / К.П. Кирдяшев, А.И. Бугрова, А.И. Морозов // *Письма в ЖТФ. - 2008. - Т. 34, № 7. - С. 24-31*.

4. Брухтий, В.И. Нестационарность электронных волновых процессов в плазменном ускорителе [Текст] / В.И. Брухтий, К.П. Курдяшев, В.Л. Зарембо // ЖТФ. – 1996. – Т. 66, № 2. – С. 68-73.

5. Bugrova, A.I. Investigation of plasma local parameters in near wall field of channel of stationary plasma thruster of ATON type (SPT-ATON) [Text] / A.I. Bugrova, A.V. Desyatskov, V.K. Kharchevnikov // Proc. of the 3rd Intern. Conf. on Spacecraft Propulsion. - Cannes (France). – 2000. – P. 881-884.

6. Sommerville, J.D. Hall-Effect Thruster – Cathode Coupling Part II: Ion Beam and Near-Field Plume [Text] / J.D. Sommerville, L.B. King // Proc. of the 44th Joint Propulsion Conf. - Cincinnati (USA). – 2008. – 16 p. (Paper № 2008-4996).

7. Железняков, В.В. Электромагнитные волны в космической плазме (генерация и распространение) [Text] / В.В. Железняков. – М.: Наука, 1977. – 432 с.

8. Бекефи, Дж. Радиационные процессы в плазме [Текст]: пер. с англ. / Дж. Бекефи. – М.: Мир, 1971. – 430 с.

Поступила в редакцию 23.11.2012, рассмотрена на редколлегии 12.12.2012

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. отдела “Вакуумная электроника” Б.П. Ефимов, Институт радиофизики и электроники им. А.Я. Усикова НАН Украины, Харьков.

ГЕНЕРУВАННЯ ЕЛЕКТРОМАГНІТНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ СВЧ ДІАПАЗОНА У ПЛАЗМІ ДВИГУНА ХОЛЛА

С.А. Огієнко

Вивчаються механізми безпосереднього генерування електромагнітного випромінювання СВЧ діапазону у плазмі двигуна Холла, яке є перешкодою радіосигналу зв'язку космічного апарата скрізь іоносферу Землі. Для аналізу використано результати експериментів з визначення спектральної щільності потужності СВЧ випромінювання дослідниками з США (10^{-6} Вт/МГц) та Росії (10^{-10} Вт/МГц). У дипольному наближенні виконано розрахунок потужності електромагнітного випромінювання у характерному діапазоні $f=1,5\ldots 10$ ГГц. На основі цього розрахунку проаналізовано можливі механізми генерування СВЧ випромінювання – тормозний та циклотронний, а також випромінювання електронів при прискореному русі скрізь локальні області плазми з перепадом потенціалу – у радіальному напрямку на границі та в азимутальному напрямку в об'ємі осисиметричного потоку плазми – найбільш ймовірні причини генерування електромагнітного СВЧ випромінювання безпосередньо внаслідок руху зарядів у плазмі двигуна.

Ключові слова: плазма, двигун Холла, розрахунок потужності електромагнітного випромінювання, СВЧ діапазон.

MICROWAVE RANGE ELECTROMAGNETIC EMISSION GENERATION IN THE HALL THRUSTER PLASMA

S.A. Oghienko

A ways of direct generation of microwave range electromagnetic radiation in Hall thruster plasma, which is a handicap to a communication radio signal of a space vehicle through an Earth ionosphere are investigated. Results of experiments on determining of power spectral density of the microwave range radiation of researchers from the USA (10^{-6} W/MHz) and Russia (10^{-10} W/MHz) are used for the analyzing. Electromagnetic radiation power in a characteristic range $f=1,5\ldots 10$ GHz is calculated in dipole approximation. Basing on this calculation it was analyzed probable ways of microwave range radiation generation - braking and cyclotron, and also electron radiation by the accelerated motion through local areas with potential drop – in radial direction on border and in an azimuthal direction in volume of an axisymmetrical plasma stream - the most probable reasons of a microwave range electromagnetic radiation generation directly as result of movement of charges in plasma of the thruster.

Key words: plasma, Hall thruster, calculation of electromagnetic emission power, microwave range.

Огієнко Серей Анатольевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. кафедры “Ракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов”, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: oghienko@yahoo.com

УДК 621.43.056+519.6

Д.А. ДОЛМАТОВ, А.В. КУКУРУДЗА, М. ХАДЖИВАНД

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

РАЗВИТИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ГОРЕНИЯ ПРИ ХИМИЧЕСКОЙ
СТИМУЛЯЦИИ БЕДНОГО ПЛАМЕНИ

Статья посвящена теоретическим основам возникновения и развития нестационарных процессов в бедных пламенах воздушных смесей насыщенных углеводородов со средним углеродным числом при стимуляции пламени химическими методами. Рассмотрены различные способы химической стимуляции, включающие в себя впрыск в зону горения химически активных непредельных соединений и рост концентрации свободных радикалов. При помощи численного моделирования проведена оценка возможности возникновения локальных пульсаций параметров для различных способов и характеристик стимуляции. Предложены пути дальнейшего изучения вопросов генерации нестационарных неударных колебаний пламени и усовершенствования математической модели многокомпонентного горения.

Ключевые слова: скорость реакции, концентрация, перестройка пламени, стимуляция горения, радикал, особая зона, унос продуктов сгорания.

Принципы и методы химической
стимуляции бедных пламен

Стремление к улучшению экологических характеристик тепловых двигателей и других устройств, использующих термическое горение углеводородных топлив в качестве источника энергии, в последние десятилетия привело к расширению областей применения обедненных пламен [1]. До практического внедрения методов прямого управления физико-химической структурой пламени [2], а также без технологического скачка в области жаропрочных сплавов, переход к горению богатых и стехиометрических смесей в основных камерах сгорания маловероятен. Таким образом, все более актуальной проблемой является обеспечение высоких характеристик горения сравнительно низкотемпературных пламен с малым содержанием топлива.

К существенным проблемам организации процессов горения бедных смесей относятся, во-первых, бедный срыв пламени, во-вторых – создание равномерного поля параметров на выходе из зоны активного горения [3, 4]. В настоящее время известен метод стимуляции горения в опасных зонах бедного пламени путем непрерывного либо периодического впрыска в зону первичного горения либо дожигания химически активных веществ [3, 5]. В роли стимуляторов могут выступать различные вещества, как правило – соединения с большей, по сравнению с основным топливом, химической активностью, экзотермически реагирующие с кислородом воздуха в диапазоне рабочих температур зоны горения и обладающие безопасной для данного

диапазона кривой перехода в детонационный режим горения. Достаточно удобными (как с точки зрения безопасности, так и относительно экологической безвредности продуктов сгорания) для применения в роли стимуляторов являются непредельные углеводороды и кислородсодержащие соединения с кратной углерод-углеродной связью [6].

Вместе с тем следует отметить, что теория стимуляции горения как методом впрыска высокоактивных реагентов, так и другими методами [7] нуждается в развитии и формировании эффективного математического аппарата, описывающего физические процессы при скачкообразном увеличении концентрации активных частиц. В частности, наиболее актуальным является вопрос механизма возникновения и развития кривонестационарных эффектов, в том числе вибрационного горения и локального заброса концентраций. Фундаментальным критерием стационарности процесса является равновесие производства, расхода, механического движения и диффузии каждого компонента смеси при равенстве нулю частных производных по времени:

$$\sum v_{ki} + \mu_i^{-1} \frac{\partial(\omega_i \rho C^j)}{\partial x^j} + \frac{\partial}{\partial x^j} \left(D \frac{\partial c_i}{\partial x^j} \right) = 0, \quad (1)$$

где v_{ki} – скорость k -той реакции производства i -го компонента;

ω_i – массовая доля i -го компонента;

ρ – плотность среды;

C^j – контравариантные компоненты скорости;

c_i – концентрация i -го компонента;

μ_i – киломолярная масса i -го компонента;

D – коэффициент диффузии (с учетом эффекта Соре [1]).

Таким образом, задача обнаружения и прогнозирования развития криптостационарных и нестационарных режимов горения может быть сведена к исследованию поведения трех основных факторов возникновения и исчезновения компонент – химическим реакциям, диффузии и механическому движению. Аналитическое исследование уравнения (1) затруднительно по причине его неразрешимости в изолированном виде и необходимости решения основной системы уравнений движения реагирующей сплошной среды, что возможно только при помощи соответствующих численных методов. Вместе с тем значительный интерес представляет оценка влияния скачкообразного изменения граничных условий на основные факторы, в частности, моменты изменения характера зависимостей их вклада в баланс производства-расходования. В настоящей работе в качестве объекта исследования выбрано стационарное воздушно-гептановое пламя с топливным коэффициентом в диапазоне от 0,75 до 0,8; внешнее стимулирование представлено а) в виде впрыска в определенном сечении этилен-гексеновой смеси (детерминированная стимуляция) и б) в виде дополнительного объемного производства активных радикалов в сравнительно малой зоне реакционного пространства как результат некоторого внешнего воздействия (обобщенная стимуляция). При исследовании использовались математические модели различного уровня и специализированные программные пакеты.

Влияние непредельных углеводородов на параметры и механизм горения

В основе используемых математических моделей лежит традиционная система уравнений движения реагирующей сплошной вязкой среды в трехмерной постановке, для моделей низкого уровня преобразуемая к одно- и двумерной форме с соответствующими сокращениями. Реакции производства – расходования компонент выбраны методом расширенной фильтрации генерального баланса горения гептана, этилена и гексена в воздухе; контроль выхода NO не осуществляется.

Рассмотрим вначале влияние инъекции непредельных углеводородов на параметры горения. На рис. 1 представлено изменение температуры вдоль проточной части при различном расходе впрыскиваемого стимулятора по сравнению с базовым режимом горения, на рис. 2 – поведение относительной интегральной скорости горения углеводородов.

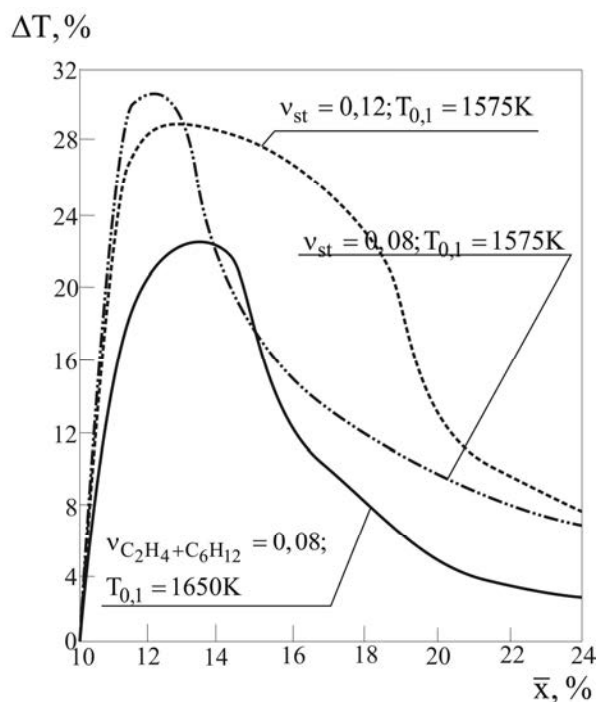


Рис. 1. Рост температуры пламени при впрыске стимуляционного заряда

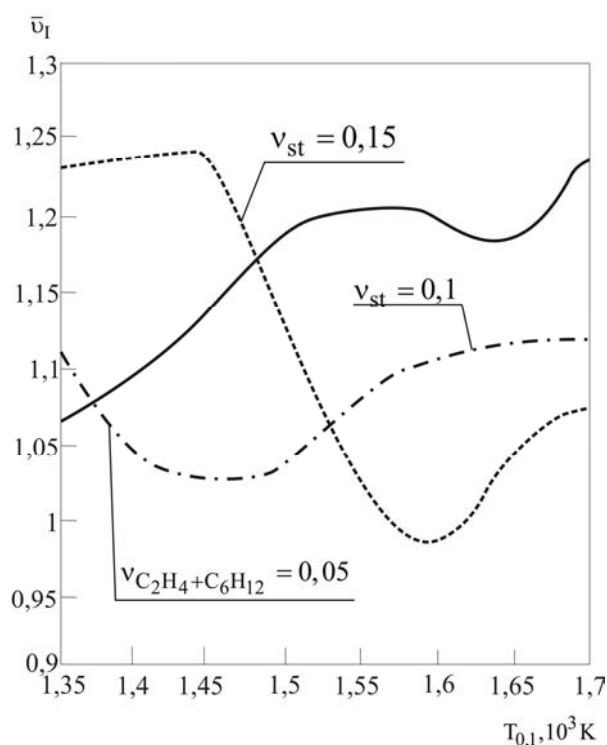


Рис. 2. Скорость горения углеводородов

Как нетрудно увидеть из рис. 2, влияние впрыска стимулятора на скорость горения нелинейно и существенно зависит от температуры и мольной доли непредельных углеводородов. Интересным эффектом является наличие минимума скорости во всем диапазоне исследуемых значений v_{st} , причем

для максимального значения $v_{st} = 0,15$ минимальная скорость горения оказывается даже несколько меньше базовой. Данное явление, очевидно, не может быть объяснено традиционными физико-химическими стационарными процессами, поскольку эквивалентный топливный коэффициент в рассматриваемом случае составляет 0,94 и, таким образом, богатое торможение пламени невозможно. С целью изучения процесса и выявления криптостационарных явлений использовался метод мониторинга мгновенных значений параметров в контрольном сечении при небольшом шаге по времени, при этом использовалась форма записи уравнений движения сплошной среды с нестационарными членами производства энтальпии в химических реакциях и ненулевыми по умолчанию производными параметров по времени [8]. На рисунках 3 - 5 представлено поведение температуры, мольной доли атомарного кислорода и суммарной концентрации не полностью расщепленных углеводородов как функции времени для различных значений $T_{0,1}$ при $v_{st} = 0,15$. Контрольное сечение выбрано на расстоянии $\Delta \bar{x} = 0,05$ от сечения впрыска стимулирующего заряда; подача этилен-гексеновой смеси – стационарная.

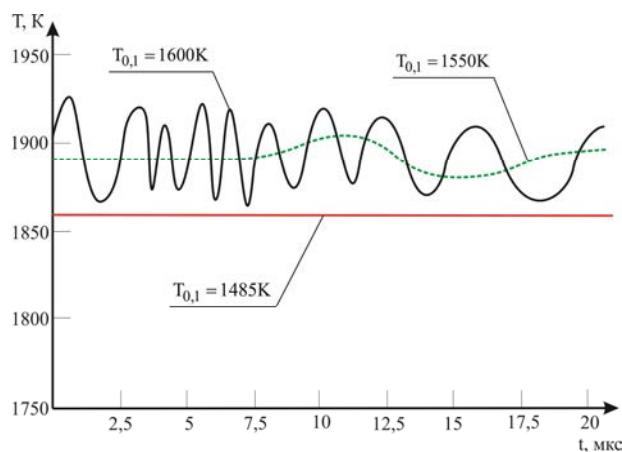


Рис. 3. Температура среды

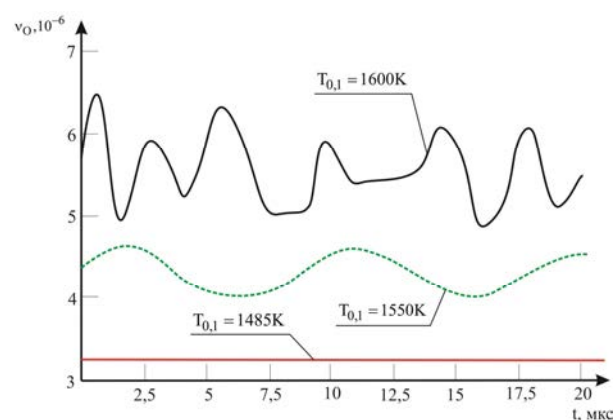


Рис. 4. Доля атомарного кислорода

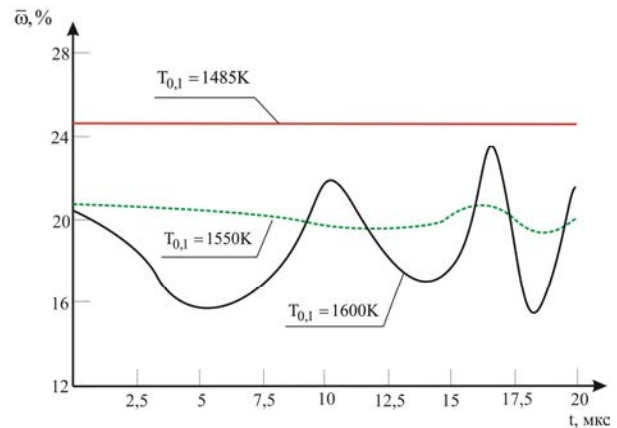


Рис. 5. Доля остаточных углеводородов

Нетрудно видеть, что при низкой базовой температуре зоны впрыска ($T_{0,1} = 1485K$) горение остается стационарным. При повышении температуры, сопровождаемом монотонным снижением прироста интегральной скорости горения (см. рис. 2), процесс также можно считать стационарным – низкоамплитудные колебания температуры и доли остаточных углеводородов с большой периодичностью, скорее всего, следует отнести на счет схемной вычислительной погрешности. Напротив, изменение во времени концентрации атомарного кислорода (рис. 4) носит явно выраженный характер криптостационарного эффекта и обусловлена, вероятно, изменением баланса производства – расходования при появлении сравнительно большого числа активных неперелетных радикалов, которым свойственна реакция расщепления молекулярного кислорода [6]. Вместе с тем нетрудно увидеть, что данные колебания концентрации O очень слабо влияют на мгновенный calorический выход и не приводят к локальным колебаниям температурного поля или перестройке пламени.

Напротив, при базовой зональной температуре $T_{0,1} = 1600K$, примерно соответствующей минимуму интегральной скорости горения (рис. 2), наблюдается развитие высокочастотных колебаний контрольных параметров, причем характер этих колебаний является рассогласованным и, таким образом, обусловлен различными физико-химическими механизмами. Сравнивая характер поведения параметров с криптостационарными эффектами при горении капли жидкого топлива, представленными на рис. 6, можно отметить принципиально иной вид зависимости параметров от времени, наблюдаемой в случае химической стимуляции. Для стационарного горения жидкого топлива соответствующие нестационарные колебания температуры (рис. 6) напрямую связаны с прохождением через контрольную поверхность границ раздела фаз, в то время как в рассматриваемом случае наблюдается более строгая

периодическая зависимость, связанная с периодичностью изменения знака производства-расходования реагентов в зоне горения.

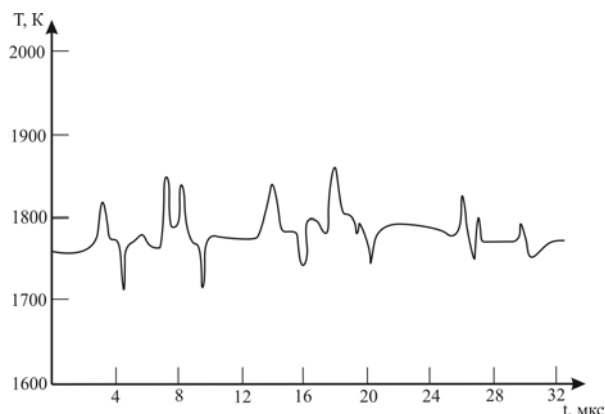


Рис. 6. Криптонестационарные эффекты при горении каплей жидкого топлива

Также следует отметить, что пульсации температуры (рис. 3) и остаточной доли углеводородов (рис. 5) имеют выраженный характер установления процесса, т.к. с течением времени частота колебаний линейно изменяется – падает для температуры и растет для остаточной доли. Природа данного эффекта, видимо, связана с кинетическими механизмами горения смеси предельных и непредельных углеводородов при локальных пульсациях концентраций.

Наряду с исследованием детерминированной стимуляции пламени, было проведено математическое моделирование условной химической стимуляции неопределенного вида, приводящей к росту активных свободных радикалов OH и HO_2 ; дополнительное производство означенных частиц моделировалось при помощи объемного источников члена. Данный вид стимуляции, согласно полученным результатам, также приводит к развитию локальной нестационарности, причем в отличие от детерминированной стимуляции пламени впрыском непредельных углеводородов – практически во всем диапазоне базовых температур. Производство дополнительных активных частиц этого типа может быть вызвано, например, воздействием модулированного электрического разряда малой мощности. На рис. 7 представлено поведение температуры при дополнительном производстве OH в размере 30% от базового и HO_2 – 15% от базового; контроль атомарного кислорода и остаточных углеводородов в данном случае не проводился вследствие принудительного изменения кинетической схемы горения.

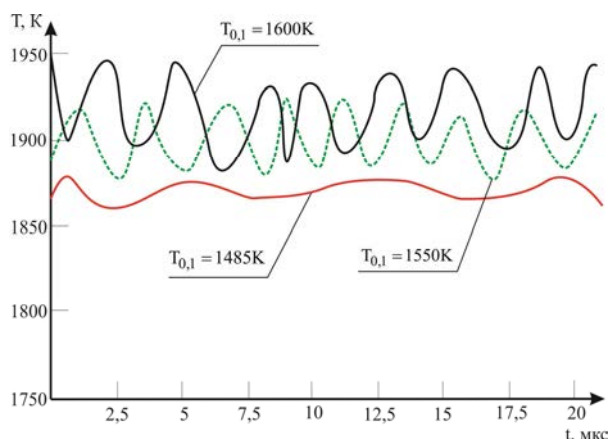


Рис. 7. Температура среды при дополнительном производстве активных радикалов

Заметное увеличение средней зональной температуры, наблюдаемое во всех случаях на рис. 7, относится к повышению химической активности (а, следовательно, и интенсивности преобладающих экзотермических реакций) среды при искусственном увеличении концентрации активных радикалов.

Выводы

По результатам математического моделирования процессов горения стимулируемых бедных смесей следует отметить избирательную возможность возникновения нестационарного горения при стимуляции методом впрыска непредельных углеводородов и существование безопасных режимов горения. Вместе с тем возникающие при благоприятных условиях локально нестационарные режимы горения имеют тенденцию к эволюции и рассогласованную природу пульсаций различных параметров, что создает возможность для резонансных эффектов и резкого скачка скорости горения, а, следовательно, перестройки фронта пламени. Скачкообразное увеличение концентрации активных гидроксильных и HO_2 -радикалов в реакционной зоне приводит к развитию криптонестационарных эффектов в большом диапазоне параметров, что обуславливает необходимость исследований возможных механизмов такого скачка. Наряду с генерацией и развитием нестационарных эффектов налицо заметное увеличение температуры среды и скорости горения.

Литература

1. Варнатц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ [Текст] / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 352 с.

2. Долматов, Д.А. Регулирование воздушного горения углеводородов разрядами малой длины [Текст] / Д.А. Долматов // Вестник двигателестроения. – 2011. – №2. – С. 41 – 51.

3. Лефевр, А. Процессы в камерах сгорания ГТД: пер. с англ. [Текст] / А. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.

4. Fristrom, R.M. Flame structure and processes [Text] / R.M. Fristrom. Oxford/NY, 1995. – 675 p.

5. Абдуллин, А.Л. Моделирование процессов горения и управление экологическими и энергетическими характеристиками тепловых двигателей и энергоустановок: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.05;

защита 12.04.2004; утв. 21.09.2004 / Абдуллин Айрат Лесталевич. – Казань, 2004. – 309 с.

6. LEEDS – Reaction Kinetic Database [Text] / University of Leeds, 2004. – 890 p.

7. Афанасьев, В.В. Управление преддетонационным ускорением пламени в полукрытых каналах с помощью электрического разряда [Текст] / В.В. Афанасьев, С.В. Ильин, Н.И. Кидин // Химическая физика. – 2001. – Т. 20, №5. – С. 12–18.

8. Оран, Э. Численное моделирование реагирующих потоков [Текст] / Э. Оран, Дж. Борис. – М.: Мир, 1990. – 660 с.

Поступила в редакцию: 12.12.2012, рассмотрена на редколлегии 26.12.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Конструкции авиационных двигателей» Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

РОЗВИНЕННЯ НЕСТАЦІОНАРНОГО ГОРІННЯ ПРИ ХІМІЧНІЙ СТИМУЛЯЦІЇ БІДНОГО ПОЛУМ'Я

Д.А. Долматов, А.В. Кукурудза, М. Хадживанд

Стаття присвячена теоретичним засадам виникнення і розвинення нестационарних процесів у бідних полум'ях повітряних сумішей насичених вуглеводнів з середнім вуглеводневим числом при стимуляції полум'я хімічними методами. Розглянуто різноманітні способи хімічної стимуляції, до яких належать вприскування в зону горіння хімічно активних ненасичених речовин і зростання концентрації вільних радикалів. За допомогою числового моделювання проведено оцінку можливості виникнення локальних пульсацій параметрів для різних засобів та характеристик стимуляції. Запропоновано шляхи подальшого вивчення питань генерації нестационарних неударних коливань полум'я та вдосконалення математичної моделі багатокомпонентного горіння.

Ключові слова: швидкість реакції, концентрація, перебудова полум'я, стимуляція горіння, радикал, винос продуктів згоряння.

TRANSIENT COMBUSTION EXTENSION DURING CHEMICAL STIMULATION OF POOR FLAMES

D.A. Dolmatov, A.V. Kukurudza, M. Hajiwand

The article contains theoretical basics of generation and extension of the transient processes in poor air flames of saturated hydrocarbons with middle carbon number during flame stimulation by chemical methods. There were examined different chemical stimulation methods which include injection of active unsaturated components into combustion zone and free radical concentration increasing. By assistance of numerical investigate methods, there was conducted the estimate of local pulsation possibilities for different stimulation methods and parameters. Ways for further flame research in the area of transient non-shock oscillations and multicomponent combustion mathematical model improvement have been suggested.

Key words: reaction velocity, concentration, flame rebuilding, combustion stimulation, radical, combustion products outflow.

Долматов Дмитрий Анатольевич – канд. техн. наук, доцент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ditrihantelson@yandex.ru.

Кукурудза Андрей Васильевич – аспирант кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Хадживанд Масуд – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.436.13:621.57

А.А. АНДРЕЕВ¹, Н.И. РАДЧЕНКО¹, А.А. СИРОТА²¹ *Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина*² *Черноморский государственный университет им. П. Могилы, Украина*

ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩАЯ СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ НАДДУВОЧНОГО ВОЗДУХА СУДОВОГО МАЛООБОРОТНОГО ДИЗЕЛЯ

Проанализировано охлаждение наддувочного воздуха судового малооборотного дизеля теплоиспользующей установкой на низкокипящем рабочем теле, утилизирующей теплоту воздуха. Рассчитаны тепловые нагрузки утилизационной (высокотемпературной) и охлаждающей (низкотемпературной) секций теплоиспользующей установки охлаждения и соответствующие температуры наддувочного воздуха. Для главного дизеля транспортного судна и климатических условий конкретной рейсовой линии определены снижение температуры наддувочного воздуха и соответствующая экономия топлива по сравнению с традиционным охлаждением воздуха забортной водой.

Ключевые слова: *судовой малооборотный дизель, охлаждение, наддувочный воздух, теплоиспользующая установка, низкокипящее рабочее тело.*

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Термодинамическая эффективность судовых малооборотных дизелей (МОД) существенно зависит от температуры наддувочного воздуха. С повышением температуры наддувочного воздуха на 10 °С эффективный КПД МОД уменьшается примерно на 0,5 % и, соответственно, возрастает удельный расход топлива b_e [1–3].

Применяются, как правило, два типа систем охлаждения судового двигателя – одноконтурная система охлаждения забортной водой и двухконтурная, с промежуточным контуром пресной воды. В более совершенных системах охлаждения наддувочного воздуха с применением воздушной холодильной машины и контактного его охлаждения впрыском воды теплота наддувочного воздуха отводится за борт, и он не рассматривается в качестве источника теплоты для теплоиспользующих холодильных машин. В то же время такие теплоиспользующие системы охлаждения (ТСО) обеспечивали бы не только более полную утилизацию теплоты наддувочного воздуха, но его охлаждение ниже температуры забортной воды, что особенно актуально при плавании судна в летнее время и южных широтах при повышенных температурах забортной воды. В качестве рабочего тела ТСО применяют низкокипящие рабочие тела (НРТ), что обеспечивает достижение низких температур охлаждаемой во-

ды и, следовательно, наддувочного воздуха, а также исключает необходимость поддержания вакуума в системе НРТ.

В отличие от известных исследований в настоящей работе наддувочный воздух рассматривается как источник теплоты и как объект охлаждения одновременно. При этом генератор паров НРТ высокого давления подключают к высокотемпературному водяному контуру наддувочного воздуха (к ОНВВТ после ТК) перед традиционным водяным охладителем наддувочного воздуха (ОНВ), а испаритель НРТ низкого давления – после водяного ОНВ для более глубокого охлаждения наддувочного воздуха. В этом случае испаритель НРТ служит для охлаждения пресной воды, подаваемой в ОНВНТ, ниже температуры забортной воды.

Цель работы – оценка эффективности применения ТСО наддувочного воздуха МОД транспортного судна, утилизирующей теплоту наддувочного воздуха и обеспечивающей его охлаждение ниже температуры забортной воды при повышенных наружных температурах воздуха и воды.

2. Результаты исследования

Схема **трехконтурной** системы охлаждения наддувочного воздуха МОД на базе теплоиспользующей холодильной машины (ТХМ), утилизирующей теплоту самого же наддувочного воздуха, приведена на рис. 1.

Высокопотенциальная теплота наддувочного воздуха после ТК отводится высокотемпературным промежуточным водяным контуром к жидкому НРТ, кипящему в генераторе паров НРТ при высоком давлении, откуда пары НРТ поступают в конденсатор, охлаждаемый заборной водой, конденсируются и, после дросселирования, жидкий НРТ испаряется в испарителе при низком давлении, соответственно и температуре, отводя теплоту от наддувочного воздуха после водяного ОНВ (на входе во впускной ресивер ДВС) с помощью низкотемпературного промежуточного водяного контура. Таким образом, теплота наддувочного воздуха трансформируется в ТСО в холод, который используется для охлаждения пресной воды (холодильного – низкотемпературного промежуточного контура) до температуры, близкой $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, служащей хладоносителем для ОНВ_{НТ}, в котором происходит окончательное глубокое охлаждение наддувочного воздуха.

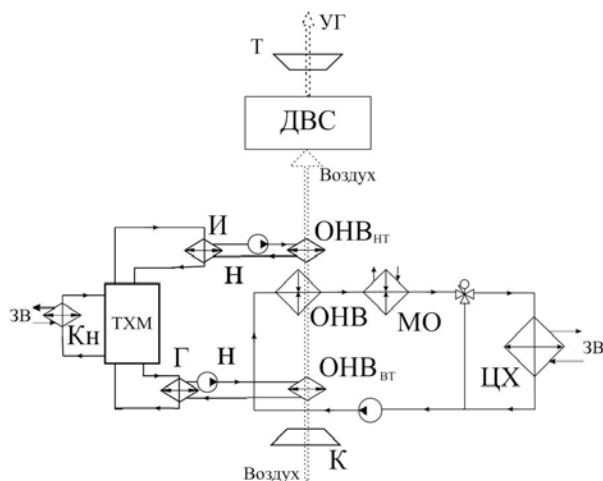


Рис. 1. Схема трехконтурной ТСО наддувочного воздуха МОД на базе ТХМ, использующей теплоту воздуха после ТК: ОНВ_{ВТ} и ОНВ_{НТ} – высоко- и низкотемпературная секции водяного охладителя наддувочного воздуха; ЦХ – центральный холодильник; МО – маслоохладитель; ТХМ: Г – генератор НРТ; Кн – конденсатор НРТ; И – испаритель НРТ – охладитель воды; Н – насос; ЗВ – заборная вода

Генерируемый в ТСО холод может быть использован также для глубокого снижения температуры наддувочного воздуха в штатном ОНВ путем дополнительного (к охлаждению заборной водой в центральном холодильнике) охлаждения пресной воды на входе в ОНВ (на рис. 1 не показано). В этом случае штатный ОНВ функционирует как ОНВ_{НТ}.

Предложенная ТСО (рис. 1) представляет собой трехконтурную систему охлаждения наддувочного воздуха с пресной водой – в первом, НРТ – во втором и заборной водой – в третьем, разомкнутом,

контурах охлаждения. Такая система обеспечивает охлаждение наддувочного воздуха ниже температуры заборной воды.

Поскольку в течение рейса меняются температура $t_{\text{нв}}$ и влажность $\phi_{\text{нв}}$ наружного воздуха, соответственно воздуха в машинном отделении (МО) – на входе ТК, а значит и наддувочного воздуха, а также температура $t_{\text{зв}}$ и, соответственно, пресной воды промежуточного контура охлаждения наддувочного воздуха (на $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ выше $t_{\text{зв}}$), то снижение температуры воздуха $\Delta t_{\text{в}}$ в ОНВ_{НТ}, его температуру $t_{\text{в2}}$ после ОНВ_{НТ} (на входе в наддувочный ресивер) и соответствующее сокращение потребления топлива МОД определяют с учетом изменения $t_{\text{нв}}$, $\phi_{\text{нв}}$ и $t_{\text{зв}}$ для судна на конкретной рейсовой линии.

В качестве примера рассмотрен контейнеровоз с главным двигателем 6S50ME-C корпорации MAN [3] (номинальная мощность $N_{\text{н}} = 10680\text{ кВт}$, эксплуатационная $N_{\text{э}} = 10000\text{ кВт}$) на рейсовой линии Одесса-Гавана-Одесса. Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха, температуры заборной воды $t_{\text{зв}}$ в рейсе Одесса-Гавана-Одесса (1.07...16.08.2009) дано на рис. 2.

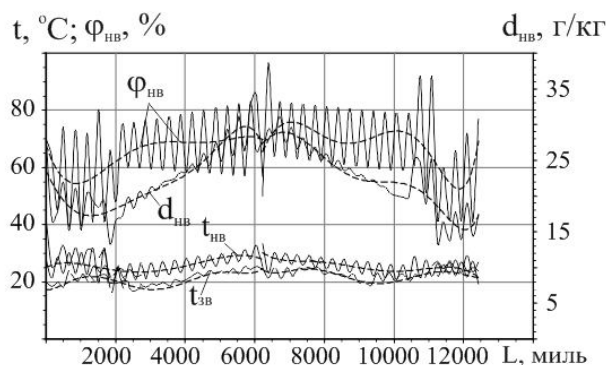


Рис. 2. Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха, температуры заборной воды $t_{\text{зв}}$ в течение рейса Одесса-Гавана-Одесса (1.07...16.08.2009)

Как видно, на протяжении практически всего рейса температура наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ составляет $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ и даже $30\text{ }^{\circ}\text{C}$. Относительная влажность воздуха $\phi_{\text{нв}}$ изменяется в основном в диапазоне $60\text{...}80\text{ }%$ (соответственно в дневное и ночное время). Имеют также место весьма существенные колебания температуры $t_{\text{нв}}$ и относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$, а следовательно, и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение суток, причем максимумам температур $t_{\text{нв}}$ соответствуют минимумы влажности $\phi_{\text{нв}}$ и, соответственно, влагосодержания $d_{\text{нв}}$. Наличие дневных и ночных, противоположно направленных экстремумов $t_{\text{нв}}$ (соответственно и температуры наддувочно-

го воздуха t_{r1} после ТК – на входе ОНВ_{ВТ}), и $\phi_{нв}$ (соответственно $d_{нв}$) создает благоприятные условия для большего снижения температуры наддувочного воздуха МОД днем (благодаря меньшим относительной влажности $\phi_{нв}$ и, соответственно, влагосодержанию $d_{нв}$), когда имеет место значительное ухудшение топливной эффективности МОД из-за повышенных температур $t_{нв}$, соответственно и t_{r1} (колебания $t_{зв}$ не столь значительные). В ночное время, когда $t_{нв}$ (соответственно и t_{r1}) ниже и меньше потребность в охлаждении наддувочного воздуха, снижение температуры воздуха также меньше из-за большей влажности ϕ (соответственно и $d_{нв}$).

Обычно в ТК двигателя подают воздух из МО, где его температура $t_{МО}$ на 10 °С выше, чем наружного воздуха $t_{нв}$. Температуру наддувочного воздуха после ТК t_{r1} (на входе ОНВ_{ВТ}) рассчитывали с помощью программы корпорации MAN, в зависимости от температуры воздуха на входе ТК $t_{МО}$ [1].

О температуре t_{r1} наддувочного воздуха после ТК (на входе ОНВ_{ВТ}), при меняющихся в течение рейса температуре $t_{нв}$ и влагосодержании $d_{нв}$ наружного воздуха, а также температуре заборной воды $t_{зв}$, можно судить по рис. 3.

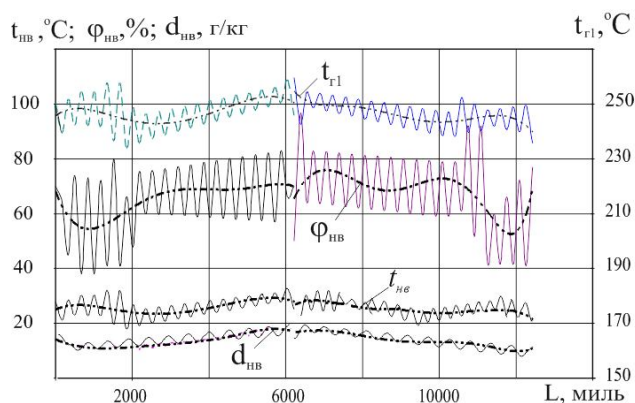


Рис. 3. Изменение температуры t_{r1} наддувочного воздуха после ТК (на входе ОНВ_{ВТ}), при меняющихся в течение рейса температуре $t_{нв}$ и влагосодержании $d_{нв}$ наружного воздуха, температуре заборной воды $t_{зв}$

Видно также, что при существенных колебаниях t_{r1} суточные изменения $t_{зв}$ не столь значительные. Температуры наддувочного воздуха на входе ОНВ_{ВТ} t_{r1} и на выходе ОНВ_{ВТ} t_{r2} , снижение температуры наддувочного воздуха Δt_r в ОНВ_{ВТ} и температура наддувочного воздуха на выходе ОНВ_{НТ} t_{b2} в течение рейса Одесса-Гавана-Одесса (1.07...16.08.2009) приведены на рис. 4.

Температура наддувочного воздуха t_{r2} на выходе ОНВ_{ВТ} (после ТК) ограничивается температурой конденсации НРТ в ТХМ, с которой жидкий НРТ поступает из конденсатора на вход в генератор ТХМ, и с учетом разностей температур между водой

промежуточного контура, выходящей из генератора ТХМ (охлажденной), и жидким НРТ, поступающим в генератор ТХМ из конденсатора ($\Delta t_{в/НРТ} = 4$ °С), а также между наддувочным воздухом t_{r2} на выходе из ОНВ_{ВТ} и водой промежуточного контура, охлажденной в генераторе ТХМ, которая поступает в ОНВ_{ВТ}.

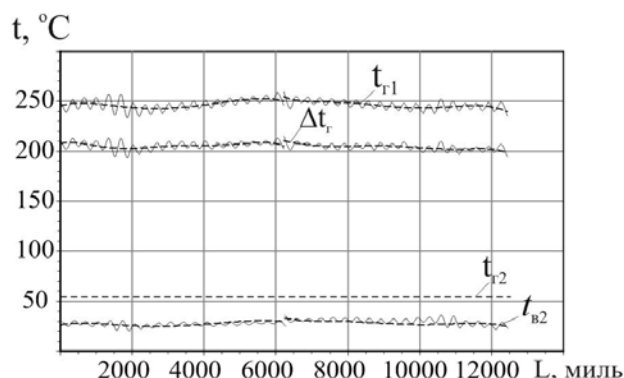


Рис. 4. Температуры наддувочного воздуха на входе ОНВ_{ВТ} t_{r1} и на выходе ОНВ_{ВТ} t_{r2} , снижение температуры наддувочного воздуха Δt_r в ОНВ_{ВТ}, температура наддувочного воздуха на выходе ОНВ_{НТ} t_{b2} в течение рейса Одесса-Гавана-Одесса (1.07...16.08.2009)

Располагаемое количество теплоты Q_r , отведенное от наддувочного воздуха в ОНВ_{ВТ}, определяют как $Q_r = G_b \cdot c_b (t_{r1} - t_{r2}) \xi_{ВТ}$, где $\xi_{ВТ}$ – коэффициент влаговыведения процесса охлаждения воздуха в ОНВ_{ВТ}. Коэффициент влаговыведения ξ – отношение полного количества теплоты (разности энтальпий воздуха на входе и выходе теплообменника), отведенной от воздуха соответственно в ОНВ_{ВТ} (тепловой нагрузки на генератор ТСО Q_r) или ОНВ_{НТ} (холодопроизводительности ТСО Q_0), к количеству явной теплоты, определяемому разностью температур по сухому термометру.

Располагаемую холодопроизводительность ТСО-ТХМ Q_0 определяют исходя из располагаемой теплоты Q_r , отведенной от наддувочного воздуха в ОНВ_{ВТ}, как $Q_0 = \zeta Q_r$, где ζ – тепловой коэффициент ТСО-ТХМ. Тепловой коэффициент ζ представляет собой $\zeta = Q_0/Q_r$, т.е. отношение полезной холодопроизводительности Q_0 (количества теплоты, отведенной от наддувочного воздуха в ОНВ_{НТ}), к количеству затраченной теплоты Q_r , подведенной к ТСО от наддувочного воздуха в ОНВ_{ВТ}.

Расход воздуха G_b через ТК рассчитывают с помощью программы корпорации MAN в зависимости от температуры воздуха на входе ТК $t_{МО}$ (в машинном отделении) [3].

В случае избытка располагаемой холодопроизводительности ТСО Q_0 снижение температуры наддувочного воздуха $\Delta t_b = t_{b1} - t_{b2}$, а с ним и

соответствующие затраты холодопроизводительности Q_0 ограничиваются температурой охлажденного наддувочного воздуха t_{b2} на выходе ОНВ_{НТ}, значение которой, в свою очередь, лимитируется температурой кипения НРТ в испарителе–охладителе воды, $t_0 \approx 2...7^\circ\text{C}$, разностью температур в испарителе–охладителе воды (принимая эту разность температур равной $\Delta t_{\text{вн}} = 4^\circ\text{C}$) и водяном ОНВ_{НТ} ($\Delta t_{\text{в,НТ}} = 8...12^\circ\text{C}$).

Тепловые нагрузки на экономайзерную $Q_{\text{Г}}$ и испарительную $Q_{\text{Гн}}$ секции генератора ТСО, всего генератора $Q_{\text{Г}}$ и охладителя ТСО–ОНВ_{НТ} (холодопроизводительность) Q_0 с учетом ограничения по температуре охлаждения наддувочного воздуха в ОНВ_{НТ} $t_{b2} = t_0 + \Delta t_{\text{вн}} + \Delta t_{\text{в,НТ}}$, где $\Delta t_{\text{вн}} = 4^\circ\text{C}$ – минимальная разность температур между теплоносителями в испарителе НРТ–охладителе воды; $\Delta t_{\text{в,НТ}} = 8...12^\circ\text{C}$ – разность температур в охладителе ТСО–ОНВ_{НТ}, для эжекторной ТСО ($\zeta = 0,33$) приведены на рис. 5.

Снижение температуры наддувочного воздуха $\Delta t_{\text{в}}$ в ОНВ_{НТ} ТСО и температура наддувочного воздуха после ОНВ_{НТ} ТСО t_{b2} при температурах забортной воды $t_{\text{зв}}$ в течение рейса Одесса–Гавана–Одесса (1.07...16.08.2009) приведено на рис. 6.

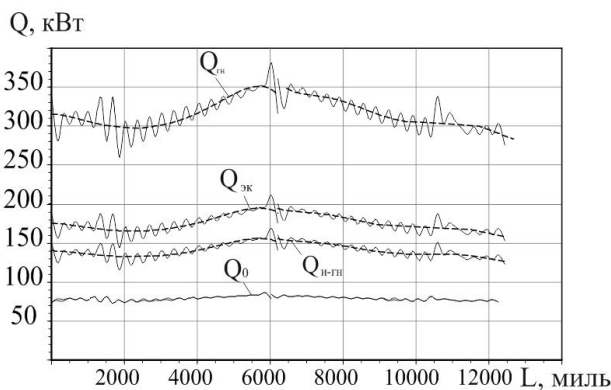


Рис. 5. Тепловые нагрузки на экономайзерную $Q_{\text{Г}}$ и испарительную $Q_{\text{Гн}}$ секции генератора, всего генератора $Q_{\text{Г}}$ и охладителя (холодопроизводительность) Q_0 эжекторной ТСО

Как видно, применение ТСО обеспечивает охлаждение наддувочного воздуха ниже температуры забортной воды: $t_{b2} < t_{\text{зв}}$, и, следовательно, значительно ниже, чем температура воздуха $t_{\text{вв2}}$, до которой он может быть охлажден в традиционном водяном ОНВ.

Расход топлива B_e и удельный расход топлива b_e в зависимости от температуры охлажденного наддувочного воздуха, а также сокращение расхода топлива ΔB_e и удельного расхода топлива Δb_e за счет более глубокого охлаждения наддувочного воздуха в охладителе ТСО по сравнению с

температурой воздуха, охлажденного в традиционном водяном ОНВ, на величину $\Delta t_{\text{в0}} = t_{\text{вв2}} - t_{b2}$ рассчитывали с помощью программы [3] для МОД корпорации MAN при разных температурах воздуха $t_{\text{МО}}$ в МО (на входе ТК).

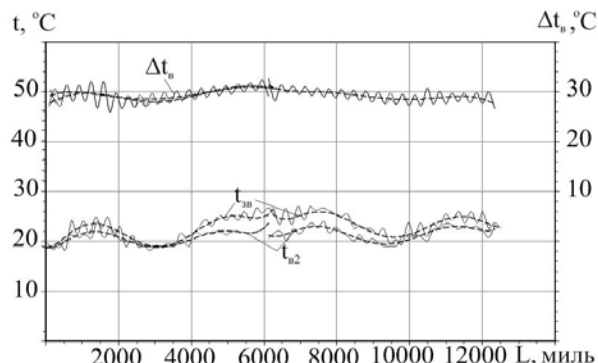


Рис. 6. Снижение температуры наддувочного воздуха $\Delta t_{\text{в}}$ в охладителе воздуха ТУО и температура наддувочного воздуха после охладителя t_{b2} при температурах забортной воды $t_{\text{зв}}$ в течение рейса Одесса–Гавана–Одесса (1.07...16.08.2009)

Значения снижения удельного расхода топлива Δb_e , полного расхода топлива МОД 6S50ME-C корпорации MAN [3] (номинальная мощность $N_{\text{н}} = 10680$ кВт и эксплуатационная $N_{\text{э}} = 10000$ кВт) в абсолютных ΔB_e и относительных $\overline{\Delta B_e}$ величинах в течение рейса Одесса–Гавана–Одесса (1.07...16.08.2009) приведены на рис. 7.

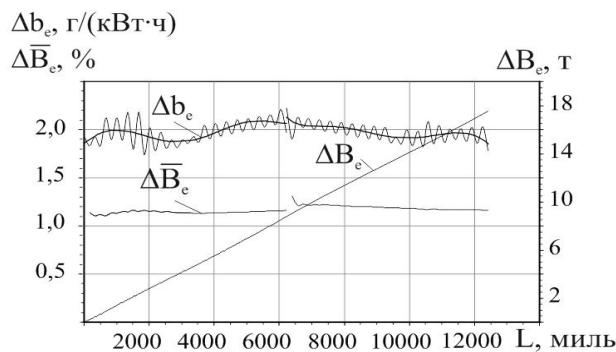


Рис. 7. Значения снижения удельного расхода топлива Δb_e , полного расхода топлива МОД ΔB_e в абсолютных ΔB_e и относительных $\overline{\Delta B_e}$ величинах в течение рейса Одесса–Гавана–Одесса (1.07...16.08.2009)

Как видно, практически на протяжении всего рейса уменьшение удельного расхода топлива составляет $\Delta b_e \approx 2,0$ г/(кВт·ч), относительная экономия потребления топлива $\overline{\Delta B_e} = 1,1...1,2\%$, а абсолютная экономия потребления топлива ΔB_e за рейс для МОД мощностью 10 МВт составляет около 18 т.

Выводы

Впервые предложена трехконтурная теплоиспользующая система охлаждения (ТСО) наддувочного воздуха судовых МОД, утилизирующая теплоту воздуха и обеспечивающая его охлаждение ниже температуры забортной воды. В отличие от традиционных двухконтурных систем охлаждения наддувочного воздуха МОД (с пресной водой в первом контуре охлаждения и забортной – во втором) трехконтурная ТСО включает теплоиспользующую холодильную машину охлаждения пресной воды в качестве дополнительного промежуточного контура.

На примере конкретного рейса показано, что в условиях судовой эксплуатации с меняющимися в течение рейса влажностью наружного воздуха, температурой воздуха и температурой забортной воды утилизация теплоты наддувочного воздуха МОД в

ТСО обеспечивает охлаждение наддувочного воздуха до температуры, близкой 20 °С, и сокращение удельного расхода топлива примерно на 2,0 г/(кВт·ч) по сравнению с традиционным охлаждением воздуха забортной водой.

Литература

1. *Influence of Ambient Temperature Conditions. Main engine operation of MAN B&W two-stroke engines [Text]: MAN Diesel & Turbo, Copenhagen, Denmark, 2010. – 17 p.*
2. *Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission [Text]: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005. – 19 p.*
3. *MAN B&W ME/ME-C/ME-GI/ME-B-TII engines [Text]. – Copenhagen, Denmark: MAN Diesel, 2010. – 18 p.*

Поступила в редакцию 17.10.2012, рассмотрена на редколлегии 14.11.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор С.А. Ханмамедов, Одесская национальная морская академия

ТЕПЛОВИКРИСТВУЮЧА СИСТЕМА ОХОЛОДЖЕННЯ НАДДУВНОГО ПОВІТРЯ СУДНОВОГО МАЛООБЕРТОВОГО ДИЗЕЛЯ

А.А. Андреев, М.І. Радченко, О.А. Сирота

Проаналізовано охолодження наддувочного повітря суднового малообертового дизеля тепловикористовуючою установкою на низькокиплячому робочому тілі, що утилізує теплоту повітря. Розраховані теплові навантаження утилізаційної (високотемпературної) й охолоджуючої (низькотемпературної) секцій тепловикористовуючої установки охолодження та відповідні температури наддувочного повітря. Для головного дизеля транспортного судна і кліматичних умов конкретної рейсової лінії визначені зниження температури наддувочного повітря та відповідна економія палива в порівнянні з традиційним охолодженням повітря забортною водою.

Ключові слова: судновий малообертовий дизель, охолодження, наддувне повітря, тепловикористовуюча установка, низькокипляче робоче тіло.

WASTE HEAT RECOVERY SCAVENGE AIR COOLING SYSTEM OF MARINE LOW SPEED DIESEL ENGINE

A.A. Andreev, N.I. Radchenko, A.A. Sirota

Cooling of scavenge air in marine low speed diesel engine by waste heat recovery cooling machine on low-boiling working fluid that utilizes the heat of air is analyzed. The heat load upon utilizing (high-temperature) and cooling (low temperature) sections of waste heat recovery cooling plant and corresponding scavenge air temperature are calculated. For the main engine of the transport ship and for climate conditions on the route line the decrease in the scavenge air temperature and corresponding fuel saving compared with traditional air cooling by seawater are evaluated.

Key words: marine low speed diesel engine, cooling, scavenge air, waste heat recovery cooling plant, low boiling working fluid.

Андреев Артем Андреевич – ассистент, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой кондиционирования и рефрижерации, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Сирота Александр Архипович – канд. техн. наук, доц., доц. кафедры экологической безопасности, Черноморский государственный университет им. П. Могила, Николаев, Украина

УДК 621.433:621.57

А.В. КОНОВАЛОВ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ УВЛАЖНЕНИЕМ ОХЛАЖДАЮЩЕГО И ЦИКЛОВОГО ВОЗДУХА

Проанализировано влияние температуры воздуха на входе турбокомпрессора и наддувочной газовой смеси после него на работу газопоршневого двигателя тригенерационной установки автономного энергообеспечения. Показана невозможность эффективной работы газового двигателя при повышенных температурах наружного воздуха в случае применения в системе оборотного охлаждения наддувочной газовой смеси градирни сухого типа. Рассмотрена возможность испарительного охлаждения наружного воздуха на входе градирни системы оборотного охлаждения наддувочной газовой смеси и воздуха на входе турбокомпрессора газопоршневого двигателя увлажнением воздуха до состояния насыщения.

Ключевые слова: газопоршневой двигатель, испарительное охлаждение, наружный воздух, наддувочная газозовоздушная смесь, градирня сухого типа.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Газопоршневые двигатели (ГПД) находят широкое применение в установках автономного энергообеспечения когенерационного (электро- и теплообеспечение) и тригенерационного (электро-, тепло- и холодообеспечение) типов [1–3]. С повышением температуры воздуха на входе термодинамическая эффективность ГПД снижается (уменьшается КПД и, соответственно, возрастает удельный расход топлива). Особенно остро проблема ухудшения топливной эффективности при повышенных температурах наружного воздуха стоит в ГПД установок автономного энергообеспечения (автономных электростанций) с отводом теплоты от наддувочной газовой смеси (ГВС) системой оборотного охлаждения с градирнями сухого типа – поверхностными теплообменниками, обдуваемыми наружным воздухом. В таких системах помимо термического сопротивления низкотемпературной ступени охладителя наддувочной смеси (ОНС_{НТ}), определяемого разностью температур между ГВС и водой промежуточного контура охлаждения, имеет место значительное термическое сопротивление в градирне сухого типа из-за разности температур между водой промежуточного контура охлаждения и наружным воздухом. В результате, при повышенных температурах воздуха на входе градирни и, следовательно, воды промежуточного контура охлаждения, система оборотного охлаждения не в состоянии обеспечить

поддержание требуемой температуры ГВС после ОНС_{НТ}, т.е. на входе во впускной ресивер и в рабочие цилиндры двигателя. В случаях превышения температурой ГВС установленного ее значения во впускном ресивере система автоматического регулирования (САР) уменьшает подачу газа в ГПД для поддержания термического состояния двигателя на требуемом уровне и двигатель переходит на доле-вые режимы работы, что сопровождается возрастанием удельного расхода топлива.

Решение этой двудеиной задачи, обусловленной двойным влиянием температуры наружного воздуха на температуры циклового воздуха на всасывании наддувочных турбокомпрессоров (ТК) ГПД и наддувочной ГВС на выходе ОНС_{НТ} (на входе во впускной ресивер) возможно путем охлаждения воздуха на входе ТК ГПД и градирни системы оборотного охлаждения. В условиях дефицита воды и невозможности применения одноконтурной системы водяного охлаждения наддувочной ГВС (без использования воздуха в качестве охлаждающей среды) компромиссным решением было бы снижение температуры циклового воздуха (на входе ТК) и охлаждающего воздуха на входе градирни путем испарения воды, распыляемой в воздушном потоке, с отводом от него теплоты испарения воды.

Цель исследования – оценка эффективности применения контактного способа (увлажнением) снижения температуры циклового воздуха на входе ТК ГПД и охлаждающего наружного воздуха на входе градирни системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС с учетом климатических условий.

2. Результаты исследования

Когенерационные ГПД применены в первой на Украине установке автономного электро-, тепло- и холодообеспечения завода ООО "Сандора"— "PepsiCo Ukraine" (Николаевская обл.), введенной в эксплуатацию в 2011 г. Проектирование и монтаж установки выполнены ЧНПП "СИНАПС"—"GE Energy" (г. Киев) и ООО "Хладотехника" (г. Николаев). Тригенерационная установка включает 2 когенерационных ГПД JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (электрическая мощность одного ГПД 1400 кВт, тепловая — 1500 кВт), 2 абсорбционных бромистолитиевых холодильных машины (АБХМ) и 2 центральных кондиционера холодопроизводительностью по 350 кВт и объемным расходом воздуха по 60000 м³/ч каждый. Отвод теплоты от охлаждающей воды наддувочной ГВС осуществляется системой оборотного охлаждения с градирнями сухого типа Еварсо.

Теплота воды, нагретой в утилизационном котле (УК) на выпускных газах ГПД, высокотемпературной ступени охладителя наддувочной смеси (ОНС_{ВТ}), пластинчатых теплообменниках (ТО) водяного охлаждения рубашки двигателя и смазочного масла, используется в АБХМ для производства холода в виде охлажденной воды с температурой 7...10 °С. Охлажденная вода является холодоносителем для двух центральных кондиционеров, из которых охлажденный и осушенный воздух подается в машинное отделение (МО) когенерационных ГПД, а оттуда — на всасывание наддувочных турбокомпрессоров (ТК) ГПД. Остальная часть холода используется для технологического охлаждения (при пастеризации соков и т.п.).

Как показал первый год эксплуатации тригенерационной установки, системы охлаждения не совсем справляются с задачей обеспечения высокой топливной эффективности ГПД (малых удельных расходов газа b_e) при повышенных температурах $t_{нв}$ наружного воздуха и, соответственно, воздуха на входе двигателей $t_{вх}$. Решение этой задачи усложняется, во-первых, большими объемами приточного воздуха МО, охлаждаемыми в центральных кондиционерах, во много раз превышающими расходы воздуха на ГПД, что исключает возможность глубокого снижения температуры воздуха на входе двигателей $t_{вх}$, и, во-вторых, применением в системе оборотного охлаждения наддувочной ГВС градирен сухого (поверхностного) типа и, следовательно, наличием значительного термического сопротивления.

При повышенных температурах наружного воздуха ($t_{нв}$ свыше 25 °С) на входе ТК ГПД и градирен из-за довольно существенных разностей температур в градирнях, между водой промежуточного контура охлаждения ГВС и наружным воздухом, обдувающим теплообменные поверхности градирен (8...10 °С), а также между наддувочной ГВС и охлаждающей водой в ОНС_{НТ} система охлаждения не обеспечивает поддержание температуры ГВС во впускном ресивере на уровне, соответствующем настройке системы автоматического регулирования (САР) подачи газа на двигатель. И тогда при превышении температурой ГВС установленного ее значения (в данном случае 40 °С) САР уменьшает подачу газа в ГПД и двигатель переходит на долевы режимы работы, что сопровождается возрастанием удельного расхода топлива по сравнению с его работой на номинальном режиме (рис. 1).

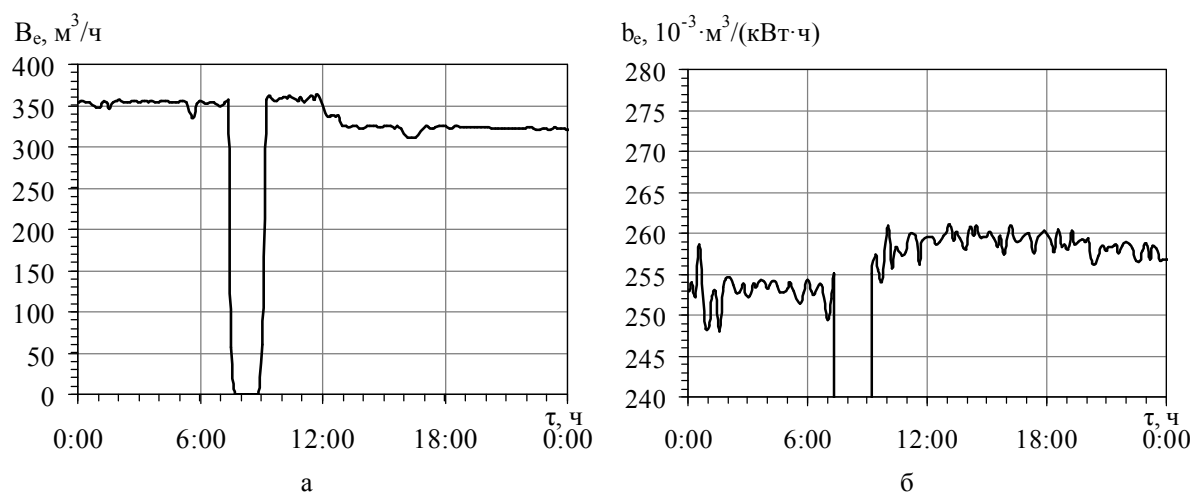


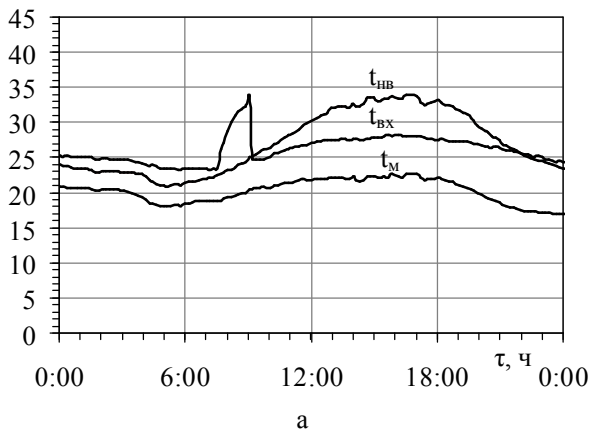
Рис. 1. Изменение полного расхода газа V_e (а) и удельного расхода газа b_e (б) на двигатель JMS 420 GS-N.LC GE (28.07.2011)

Из рис. 1 видно, что в дневные часы (при $\tau = 11-00 \dots 22-00$ ч), когда имеют место повышенные температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$, на входе в градирни системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС (соответственно охлаждающей воды на входе ОНС_{НТ}), в конечном счете, и ГВС во впускном ресивере двигателя, а также воздуха на всасывании ТК ГПД $t_{\text{вх}}$ (рис. 2,а), ГПД работает на долевых режимах с возрастанием удельного расхода газа b_e примерно на $5 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$, т.е. на 2 % по сравнению с работой ГПД на полной нагрузке при температурах $t_{\text{нв}}$ и $t_{\text{вх}}$ ниже 25°C ($\tau = 2-00 \dots 6-00$ ч.). При высоких температурах воздуха в МО в зоне ГПД и ухудшении отвода теплоты от корпуса двигателя, например, при отключении кондиционеров ($\tau = 8-$

$00 \dots 10-00$ ч), возможно полное прекращение подачи газа системой САР, чтобы исключить недопустимое повышение температурного уровня двигателя (рис. 1,а).

Свести к минимуму работу ГПД на долевых режимах (при $\tau = 11-00 \dots 22-00$ ч, рис. 1) и тем самым уменьшить удельный расход газа b_e можно снижением температуры воздуха на входе ТК и воздушного потока на входе градирни сухого типа. Как один из вариантов – охлаждение воздуха путем испарения капельной влаги, распыляемой в воздушном потоке (контактный метод). Увлажняя воздух до состояния насыщения, за счет отвода от него теплоты на испарение воды, можно охлаждать воздух до температуры по мокрому термометру t_m (рис. 2).

$t_{\text{нв}}, t_{\text{вх}}, t_m, ^\circ\text{C}$



$t_{\text{нв}}, ^\circ\text{C}; \varphi, \%; d_{\text{нв}}, d_m, \text{г/кг}$

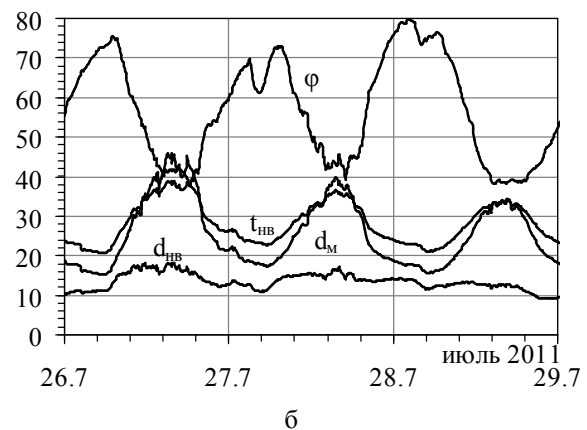


Рис. 2. Значения температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$, воздуха $t_{\text{вх}}$ на входе ТК ГПД (охлажденного в кондиционере приточного воздуха) и воздуха по мокрому термометру t_m (насыщенного воздуха) в течение суток 28.07.2011 (а), а также относительной влажности φ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение трех суток 26.07...28.07.2011 (б)

Как видно, насыщая воздух влагой, можно охлаждать его до температуры t_m , которая ниже температуры не только наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ (причем существенно ниже при повышенных температурах $t_{\text{нв}}$, рис. 2,а), но и воздуха на входе ТК ГПД $t_{\text{вх}}$ (рис. 2,б). В последнем случае увлажненный до состояния насыщения воздух следует подавать не в МО, а непосредственно к фильтру на входе всасывающего тракта ТК ГПД.

Благодаря испарительному охлаждению наружного воздуха до температуры мокрого термометра t_m происходит снижение его температуры на величину $\Delta t_m = t_{\text{нв}} - t_m$, причем весьма значительную при наиболее неблагоприятных условиях – высоких температурах $t_{\text{нв}} = 25 \dots 35^\circ\text{C}$ ($\tau = 12-00 \dots 20-00$ ч, рис. 2).

При этом, как видно из рис. 3, увеличение влагосодержания Δd_m наружного воздуха в результате его увлажнения от текущего ненасыщенного состояния (влагосодержание $d_{\text{нв}}$) до состояния насыщения (влагосодержание d_m), т.е. $\Delta d_m = d_m - d_{\text{нв}}$, меняется в течение суток весьма сильно: от $\Delta d_m = 5 \text{ г/кг с.в.}$ (0,5 % массового расхода воздуха) в ночные и утренние часы ($\tau = 0-00 \dots 8-00$ ч) до $\Delta d_m = 15 \dots 20 \text{ г/кг с.в.}$ (1,5...2,0 %), в часы максимальных температур $t_{\text{нв}} = 25 \dots 35^\circ\text{C}$ ($\tau = 12-00 \dots 20-00$ ч), когда требуется снижение температуры воздуха на входе ТК и наддувочного воздуха до более низких температур, исключающих эксплуатацию ГПД на долевых режимах.

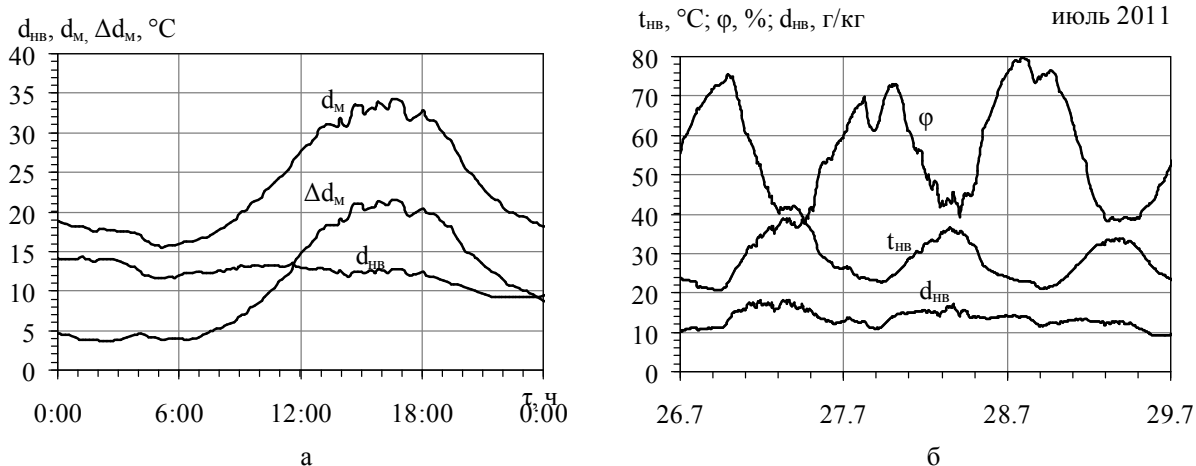


Рис. 3. Значения влагосодержания наружного воздуха d_{HB} и воздуха в состоянии насыщения d_M , наружного воздуха t_{HB} (а) и воздуха t_{BX} на всасывании ТК ГПД (б) в течение суток 28.07.2011 (а) и трех суток 26.07...28.07.2011 (б)

Сравнительно невысокая температура увлажненного воздуха $t_M < 25^{\circ}\text{C}$ на входе ТК ГПД и градирни системы оборотного охлаждения ГВС в течение дня обеспечивает поддержание температуры наддувочной ГВС во впускном ресивере ГПД на уровне 40°C при повышенных температурах наружного воздуха t_{HB} . Из рис. 2,а видно, что подача в градирни воздуха с температурой t_M , которая практически на 10°C ниже t_{HB} в часы наиболее высоких температур t_{HB} ($\tau = 12-00...20-00$ ч), вызывает соответствующее (на 10°C) снижение температуры воды системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС и, в конечном счете, ГВС во впускном ресивере

ГПД (тоже на 10°C). Пониженные температуры насыщенного воздуха $t_M < 25^{\circ}\text{C}$ на входе ТК ГПД и градирни обеспечивают стабильную, в течение суток, работу ГПД на номинальном режиме при минимальных удельных расходах газа $b_e = (253...255) \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$, как в промежутке $\tau = 2-00...6-00$ ч при температурах $t_{HB} < 25^{\circ}\text{C}$ (рис. 1,б).

Значения количества воды, расходуемой на увлажнение воздуха на входе ТК ГПД JMS 420 GS-N.LC GE (электрическая мощность 1400 кВт, расход циклового воздуха 2 кг/с) до состояния насыщения в течение суток W_M и ее часовой расход G_M приведены на рис. 4.

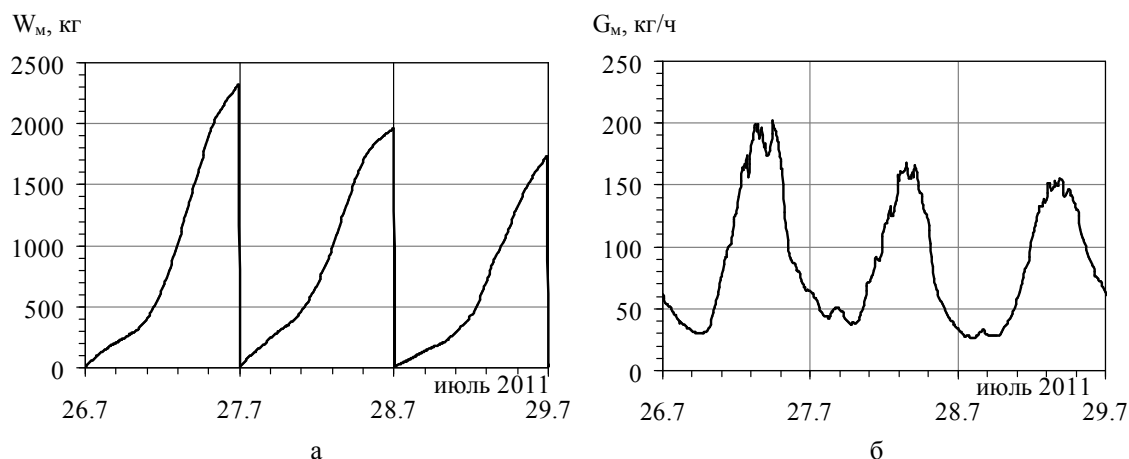


Рис. 4. Количество воды, расходуемой на увлажнение воздуха на входе ГПД JMS 420 GS-N.LC GE (расход циклового воздуха 2 кг/с) до состояния насыщения в течение суток W_M (а) и ее часовой расход G_M (б)

Как видно, для увлажнения воздуха на входе ТК ГПД JMS 420 GS-N.LC GE с расходом 2 кг/с до состояния насыщения при указанных климатических условиях (рис. 2) каждые сутки потребуется

1500...2500 кг дистиллированной воды (рис. 4,а). При этом наибольшие расходы впрыскиваемой воды приходятся на часы повышенных температур наружного воздуха $t_{HB} = 25...35^{\circ}\text{C}$ ($\tau = 12-00...20-00$ ч,

рис. 4,б). Расход воды на увлажнение наружного воздуха на входе градирни системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС определяют из тепловых балансов охладителя ГВС ОНС_{НТ} системы оборотного охлаждения и градирни сухого типа с учетом более глубокого (на 8...10 °С, как и $\Delta t_m = t_{нв} - t_m$ на рис. 2) снижения температуры ГВС по сравнению с традиционным охлаждением воды в градирне неувлажненным наружным воздухом. Оценочные расчеты показывают, что в часы максимальных температур наружного воздуха ($\tau = 12-00...20-00$ ч, рис. 2) расходы воды на его увлажнение до состояния насыщения на входе градирни с понижением температуры воздуха на величину $\Delta t_m = t_{нв} - t_m = 10$ °С составляют около 600 кг/ч.

Выводы

Показана эффективность охлаждения наружного воздуха на входе в градирню системы оборотного

охлаждения наддувочной газовой смеси и воздуха на входе турбокомпрессора газопоршневого двигателя установки автономного энергообеспечения увлажнением воздуха до состояния насыщения.

Литература

1. Elsenbruch, T. *Jenbacher gas engines a variety of efficient applications [Text]* / T. Elsenbruch–București, October 28, 2010. – 73 p.
2. *Economic utilization of Biomass and Municipal Waste for power generation. Some energy lasts for generations [Text]* // GE Jenbacher Company Overview. – June 13, 2007. – 39 p.
3. *GTI Integrated Energy System for Buildings. Modular System Prototype [Text]* / G. Rouse, M. Czachorski, P. Bishop, J. Patel // GTI Project report 15357/65118: Gas Technology Institute (GTI). – January 2006. – 495 p.

Поступила в редакцию 22.10.2012, рассмотрена на редколлегии 14.11.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ГАЗОПОРШНЕВИХ ДВИГУНІВ ЗВОЛОЖЕННЯМ ОХОЛОДЖУЮЧОГО ТА ЦИКЛОВОГО ПОВІТРЯ

А.В. Коновалов

Проаналізовано вплив температури повітря на вході турбокомпресора та наддувної газоповітряної суміші після нього на роботу газопоршневого двигуна тригенераційної установки автономного енергозабезпечення. Показана неможливість ефективної роботи газового двигуна при підвищених температурах зовнішнього повітря у випадку застосування в системі оборотного охолодження наддувної газоповітряної суміші градирні сухого типу. Розглянута можливість випарного охолодження зовнішнього повітря на вході градирні системи оборотного охолодження наддувної газоповітряної суміші та повітря на вході турбокомпресора газопоршневого двигуна зволоженням повітря до стану насичення.

Ключові слова: газопоршневий двигун, випарне охолодження, зовнішнє повітря, наддувна газоповітряна суміш, градирня сухого типу.

INCREASING EFFICIENCY OF RECIPROCATING GAS ENGINES BY HUMIDIFYING COOLING AND CYCLE AIR

A.V. Konovalov

The influence of turbocharger intake air and compressed gas-air mixture temperature upon the performance of reciprocating gas engine of trigeneration plant of integrated energy system is analyzed. The impossibility of efficient performance of gas engine at increased ambient air temperatures in the case of application of dry type cooling tower in closed cooling system for charged gas-air mixture is shown. The possibility of evaporating cooling of ambient air at the inlet of cooling tower in closed cooling system for charged gas-air mixture and air at the inlet of reciprocating gas engine turbocompressor by humidifying the air to saturated condition.

Key words: reciprocating gas engine, evaporating cooling, ambient air, compressed gas-air mixture, cooling tower of dry type.

Коновалов Андрей Викторович – аспирант, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, г. Николаев, Украина, e-mail: konovalov.a.ua@gmail.com.

УДК 621.57

Н.И. РАДЧЕНКО, РАМИ ЭЛЬГЕРБИ

*Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина***ЭФФЕКТ ОТ ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГАЗОТУРБИННЫХ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЙ В РАЗНЫХ РЕГИОНАХ ЛИВИИ**

Проанализирована эффективность применения охлаждения воздуха на входе газотурбинных установок теплоиспользующими холодильными машинами, утилизирующими теплоту отработавших газов, для регионов Ливии, в которых сосредоточено производство электроэнергии. Показано значительное влияние климатических условий эксплуатации и, соответственно, глубины охлаждения воздуха на экономию топлива. Рассчитана экономия топлива за счет охлаждения воздуха на входе газотурбинных установок электростанций разных регионов с учетом климатических условий и суммарных мощностей электростанций. Определены регионы, в которых охлаждение воздуха на входе газотурбинных установок обеспечивает наибольшее сокращение потребления топлива.

Ключевые слова: газотурбинная электростанция, расход топлива, охлаждение воздуха, теплоиспользующая холодильная машина, температура.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Основу электроэнергетической отрасли Ливии составляют газовые турбогенераторы. Вся общенациональная сеть электростанций (ЭС) разбита на 6 регионов в соответствии с объемами потребления и производства электроэнергии [1]. Максимальные объемы потребления электроэнергии приходятся на жаркие месяцы (июнь–август). Эффективность же электрогенерирующих газотурбинных установок (ГТУ) в летние месяцы, наоборот, резко снижается из-за уменьшения плотности наружного воздуха на входе компрессора и, соответственно, его расхода, возрастания удельной работы сжатия при высокой температуре наружного воздуха $t_{нв}$, следствием чего является увеличение удельного расхода топлива b_e и падение эффективной мощности ГТУ N_e до 80 % номинальной величины N_{e15} (соответствующей температуре 15 °C, ISO 3977) в июле–августе, когда температура $t_{нв}$ доходит до 35...40 °C. Поэтому при составлении региональных и общенационального энергетических балансов, наряду с объемами потребления и выработки электроэнергии, учитывается температурный фактор [1].

Об ухудшении термодинамической и, соответственно, топливной эффективности ГТУ с повышением температуры воздуха на входе свидетельствуют также данные [2], согласно которым повышение температуры воздуха $t_{нв}$ на 10 °C вызывает снижение КПД на 2 % и соответствующее (на 2 %) возрастание удельного расхода топлива b_e в ГТУ LM2500+ фирмы "General Electric" ($N_e = 27$ МВт при

$t_{нв} = 15$ °C), а для ГТУ LM1600 ($N_e = 15$ МВт) ухудшение КПД и b_e составляет примерно 1,6 %.

Следовательно, проблема демпфирования отрицательного влияния высоких температур наружного воздуха на входе на эффективность ГТУ стоит в энергетике Ливии остро. Поскольку тепловой потенциал отработавших газов ГТУ весьма высокий (температура газов 450...500 °C для ГТУ простой схемы), то для охлаждения воздуха целесообразно применять теплоиспользующие холодильные машины (ТХМ), утилизирующие теплоту газов. В качестве рабочего тела ТХМ используют озонобезопасные хладагенты R142B и R600 (эжекторные ТХМ – ЭХМ), аммиак в абсорбционных водоаммиачных (АХМ) или воду, кипящую под вакуумом, в абсорбционных бромистолитиевых холодильных машинах (АБХМ).

Климатическая карта Ливии характеризуется значительными различиями тепловлажностных условий эксплуатации ГТУ (температура, влажность) и, прежде всего, в регионах концентрации производства электроэнергии газотурбинными электростанциями. Следовательно, глубина охлаждения воздуха на входе ГТУ и, соответственно, эффект от его применения (экономия топлива) в указанных 6 регионах будут также разными.

Цель исследования – оценка эффективности применения охлаждения воздуха на входе ГТУ в регионах, в которых сконцентрировано производство электроэнергии, с учетом климатических условий эксплуатации.

2. Результаты исследования

Климатические условия Ливии отличаются значительным разнообразием в зависимости от региона. При одинаково высоких температурах воздуха его влажность колеблется от 70...80 % в при-

брежных регионах до 40 % и ниже в районах, прилегающих к Сахаре.

Об экономии топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ в ТХМ от текущей $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ для регионов г. Триполи и Хон можно судить по рис. 1.

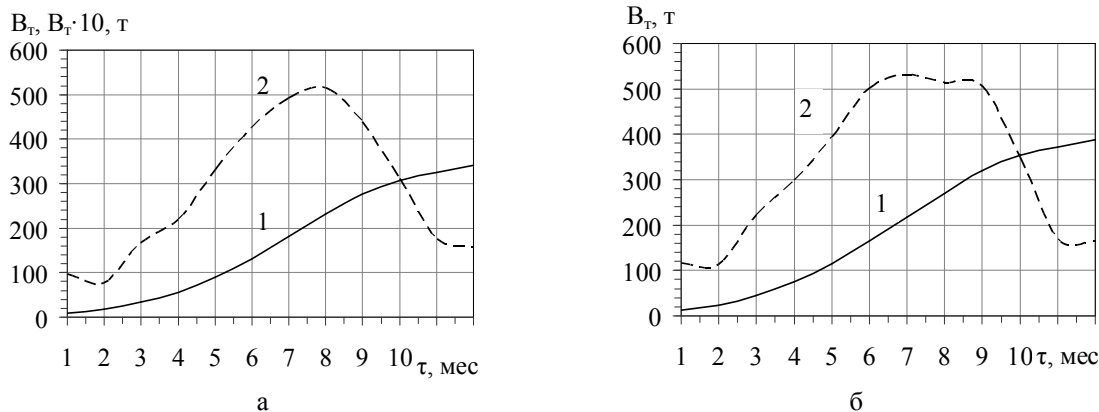


Рис. 1. Экономия топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ (10 МВт) в ТХМ от текущей температуры $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$: а – Триполи; б – Хон; 1 – по нарастающей за 2009 г., V_T , т; 2 – за месяц, $V_T \cdot 10$, т

Для удобства пересчета количества сэкономленного топлива с учетом суммарной электрической мощности ГТУ в регионе расчеты выполнены для мощности 10 МВт, а также принято, что повышение температуры воздуха $t_{нв}$ на 10°C вызывает возрастание удельного расхода топлива b_e на $3,5 \text{ г}/(\text{кВт} \cdot \text{ч})$.

Несколько большая экономия топлива V_T для ГТУ в регионе г. Хон по сравнению с г. Триполи (рис. 1) объясняется более высокой температурой наружного воздуха $t_{нв}$ в г. Хон (на $3...5^\circ\text{C}$ выше, чем в г. Триполи) и, соответственно, большей глубиной снижения температуры воздуха на входе ГТУ $\Delta t_{в2} = t_{нв} - 10^\circ\text{C}$.

На рис. 2 приведены данные по экономии топлива V_T для ГТУ (10 МВт) для городов, в районе которых расположены региональные электростанции: Триполи; Бенгази; Шахат (восточный регион); Хон (центральный); Джало (южный); 6- Нало (западный регион).

Как видно, эффект от применения охлаждения воздуха на входе ГТУ в разных регионах существенно различается: годовая экономия топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ мощностью 10 МВт составляет примерно 400 т для центрального и южного регионов (г. Хон и Джало) и около 200 т для восточного региона (г. Шахат), т.е. имеет место практически двойного различия. Это обусловлено разными климатическими условиями эксплуатации и, соответственно, величиной снижения температуры воздуха $\Delta t_{в}$ при его охлаждении на входе

ГТУ от разных температур наружного воздуха $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$.

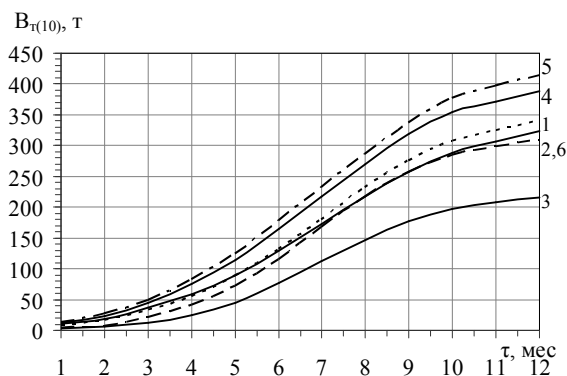


Рис. 2. Годовая экономия топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ (10 МВт) в ТХМ от текущей $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ для разных регионов (2009 г.): 1-Триполи; 2-Бенгази; 3- Шахат (восточный регион); 4-Хон (центральный); 5- Джало (южный); 6- Нало (западный регион)

На электростанции г. Триполи приходится 32 % суммарной мощности электростанций Ливии (около 5000 МВт), что составляет 1600 МВт. Исходя из мощности всех ГТУ электростанций г. Триполи рассчитана годовая (2009 г.) экономия топлива за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ (суммарной электрической мощностью 1600 МВт) с понижением его температуры до 10°C в водоаммиачных абсорбционных (АХМ) или эжекторных (ЭХМ) холодильных машинах (рис. 3).

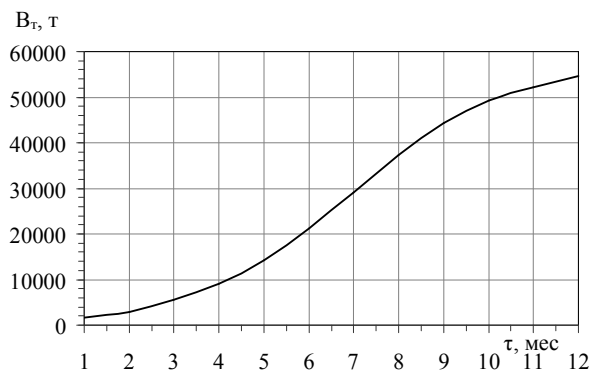


Рис. 3. Годовая экономия топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ суммарной электрической мощностью 1600 МВт (Триполи, 2009 г.) в ТХМ от текущей температуры наружного воздуха $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ (АХМ)

Как видно, за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ суммарной мощностью 1600 МВт (г. Триполи) в ТХМ можно сэкономить 55000 т топлива (природного газа) за год. Используя сэкономленное топливо, можно выработать дополнительно $230 \cdot 10^6$ кВт·ч электроэнергии (при удельном расходе топлива b_e на производство 1 кВт·ч электроэнергии 240 г/(кВт·ч)) на располагаемых мощностях ГТУ. Иначе, для получения этих дополнительных $230 \cdot 10^6$ кВт·ч электроэнергии (при традиционной эксплуатации ГТУ без охлаждения воздуха на входе) необходимо было бы ввести в эксплуатацию газотурбинную электростанцию мощностью 26 МВт, т.е. 1,6 % суммарной электрической мощности установленных в Триполи ГТУ (1600 МВт) с годовым потреблением топлива примерно 3360000 т.

Исходя из суммарной мощности электростанций Ливии (около 5000 МВт) и объемов производства электроэнергии в 6 региональных системах: Триполи (32 % суммарной мощности всех ЭС или 1600 МВт), Бенгази (15 %, 750 МВт), западный регион (20 %, 1000 МВт; Налло, Завия, Зентан), центральный (18 %, 900 МВт; Хон, Мисрат, Сирт), восточный (6 %, 300 МВт; Шахат, Табрэк, Салун), Южный (9 %, 450 МВт; Джало, Саба, Кофра, Мозек), была рассчитана годовая экономия топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ от текущей $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ (в АХМ или ЭХМ) для электростанций в каждом из 6 регионов (рис. 4).

Как видно, годовая экономия топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ, во всех регионах весьма значительная, а ее различие объясняется климатическими условиями регионов (соответственно и глубиной охлаждения воздуха), а также суммарными мощностями электростанций.

Об общей экономии топлива за 2009 г., в результате перехода ГТУ всех электростанций на экс-

плуатацию с охлаждением воздуха на входе, можно судить по рис. 5.

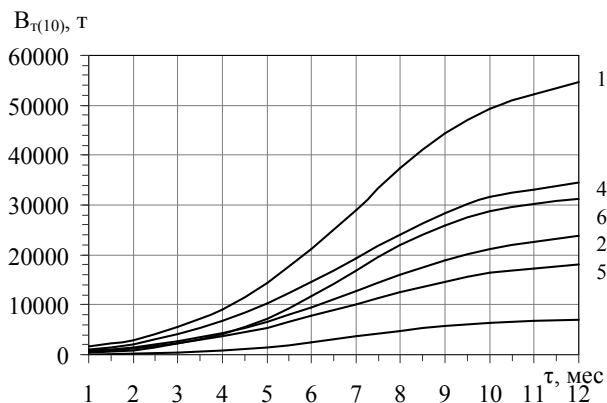


Рис. 4. Годовая экономия топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ от текущей температуры $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ для электростанций в 6 регионах: 1-Триполи (32 % суммарной мощности всех ЭС, или 1600 МВт); 2-Бенгази (15 %, 750 МВт); 3-восточный (6 %, 300 МВт; Шахат); 4-центральный (18 %, 900 МВт; Хон); 5-Южный (9 %, 450 МВт; Джало); 6-западный регион (20 %, 1000 МВт; Налло)

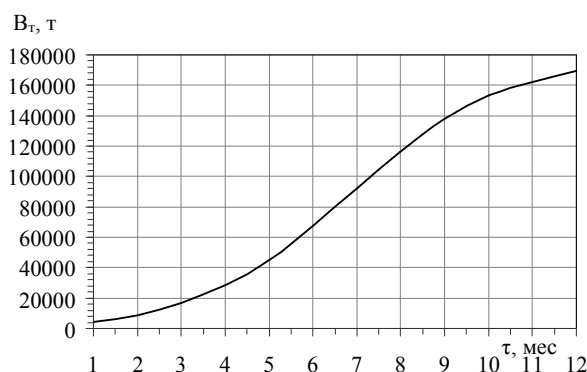


Рис. 5. Общая годовая экономия топлива V_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ от текущей температуры $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ для всех электростанций 6 регионов

Как видно, переход ГТУ всех электростанций на эксплуатацию с охлаждением воздуха на входе обеспечивает весьма значительную годовую экономию топлива $V_T = 170$ тыс.т. На сэкономленном топливе можно выработать дополнительно $700 \cdot 10^6$ кВт·ч электроэнергии (при удельном расходе топлива b_e на производство 1 кВт·ч электроэнергии 240 г/(кВт·ч)) на располагаемых мощностях ГТУ. При традиционной работе ГТУ, без охлаждения воздуха на входе, для получения дополнительных $700 \cdot 10^6$ кВт·ч электроэнергии потребовалось бы введение в эксплуатацию газотурбинной электростанции мощностью 80 МВт.

Выводы

Проанализирована эффективность применения охлаждения воздуха на входе ГТУ теплоиспользующими холодильными машинами, утилизирующими теплоту отработавших газов, для регионов Ливии, в которых сосредоточено производство электроэнергии. Показано значительное влияние климатических условий эксплуатации и, соответственно, глубины охлаждения воздуха, экономия топлива. Определена экономия топлива за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ электростанций регионов с учетом климатических условий и суммарных мощностей электростанций.

Поступила в редакцию 17.10.2012, рассмотрена на редколлегии 14.11.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор М.Г. Хмельнюк, Одесская государственная академия холода

Литература

1. *Planning Electrical Power System Studies for Libya (Demand Forecasting & Generation Expansion Planning until 2025) [Text]. – Final Report, 2008: General People's Committee of Electricity, Water & Gas (GPCoEWG), ICEPCO, 2008. – 193 p.*
2. *Bortmany, J.N. Assessment of aqua-ammonia refrigeration for pre-cooling gas turbine inlet air [Text] / J.N. Bortmany // Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002. – Paper GT-2002-30657. – 12 p.*

ЕФЕКТ ВІД ОХОЛОДЖЕННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ ГАЗОТУРБІННИХ ЕЛЕКТРОСТАНЦІЙ В РІЗНИХ РЕГІОНАХ ЛІВІЇ

М.І. Радченко, Рамі Елгербі

Проаналізовано ефективність застосування охолодження повітря на вході газотурбінних установок тепловикористовуючими холодильними машинами, що утилізують теплоту відпрацьованих газів, для регіонів Лівії, в яких зосереджено виробництво електроенергії. Показано значний вплив кліматичних умов експлуатації та, відповідно, глибини охолодження повітря, на економію палива. Розрахована економія палива за рахунок охолодження повітря на вході газотурбінних установок електростанцій різних регіонів з урахуванням кліматичних умов і сумарних потужностей електростанцій. Визначено регіони, в яких охолодження повітря на вході газотурбінних установок забезпечує найбільше скорочення споживання палива.

Ключові слова: газотурбінна електростанція, витрата палива, охолодження повітря, тепловикористовуюча холодильна машина, температура.

EFFECT OF COOLING THE INTAKE AIR OF GAS TURBINE ELECTRICAL STATION IN VARIOUS REGIONS OF LIBYA

N.I. Radchenko, R. Elgerbi

It is analyzed the effectiveness of application of cooling the air at the inlet of gas turbine unites by waste heat recovery cooling machines utilizing the heat of exhaust gases for regions of Libya where electricity production is concentrated. A significant influence of climate conditions of performance and respectively a depth of cooling the air upon fuel saving is shown. A fuel saving due to cooling the air at the inlet of gas turbine unites of electrical stations in various regions taking into account the climate conditions and total power output of electrical stations are calculated. The regions where cooling the air at the inlet of gas turbine unites provides the maximum decrease in fuel consumption are founded.

Keywords: gas turbine electrical station, fuel consumption, cooling of air, waste heat recovery cooling machine, temperature.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. кондиционирования и рефрижерации, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, г. Николаев, e-mail: andrad69@mail.ru.

Ельгерби Рами – аспирант каф. кондиционирования и рефрижерации, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, г. Николаев, e-mail: andrad69@mail.ru.

УДК 621.646.2-523-525:621.45

В.С. БОЙКО, В.И. КОНОХ*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»,
Днепропетровск***ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕЙ ЖИДКОСТИ НА ВРЕМЯ
СРАБАТЫВАНИЯ ЭЛЕКТРОГИДРОКЛАПАНА**

Исследовано влияние газосодержания в рабочей жидкости и ее температуры на динамические характеристики электрогидроклапана. Получены расчетные зависимости времени открытия клапана от количества нерастворенного газа в жидкости, а также экспериментальные и расчетные зависимости времени закрытия от давления насыщенных паров. Основываясь на расчетных и экспериментальных данных, можно оценить время срабатывания электрогидроклапана в широком диапазоне температур и газосодержания рабочей жидкости, что важно для выполнения требуемых характеристик запуска и останова двигательной установки.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, огневые испытания, электрогидроклапан, время срабатывания, газосодержание, давление насыщенных паров.

Введение

В жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) многократного включения с уровнем тяг до 10 кН эффективным является применение электрогидроклапанов (ЭГК) в линиях питания камеры двигателя компонентами топлива. Они позволяют осуществлять запуск, отключение двигателя и дренаж компонентов топлива из зарубашечных полостей камеры сгорания. Переходный процесс запуска и останова двигателя может составлять (0,1...0,8) с, при этом время срабатывания ЭГК находится в диапазоне (0,05...0,08) с. Таким образом, для выполнения требуемых характеристик запуска и останова двигательной установки необходимо обеспечить высокие и стабильные показатели быстродействия ЭГК. Эту задачу решает электрогидроклапан (рис. 1), выполненный по схеме с усилением.

Конструктивно ЭГК [1] выполнен в виде модуля и применяется в двигателе верхней ступени ракеты-носителя легкого класса. Работает ЭГК следующим образом. При подаче электрического сигнала на катушку электромагнита 1 якорь 3 притягивается к плавающему стопу 2 и перемещает управляющие клапаны 5, открывая проходное сечение канала дренажа 6 и перекрывая впускное седло поршня 4. Давление в управляющей полости Д падает, и основной клапан 7, под действием возникшего усилия от перепада давлений между входной А и управляющей полостями, перемещается, открывая основное про-

ходное сечение клапана и отсекая выходную полость С от дренажной В.

При снятии электрического сигнала канал дренажа 6 перекрывается, давление во входной и управляющей полостях выравнивается, а основной клапан 7, под действием пружины 10, перемещается, перекрывая основное проходное сечение ЭГК и сообщая выходную полость с дренажной.

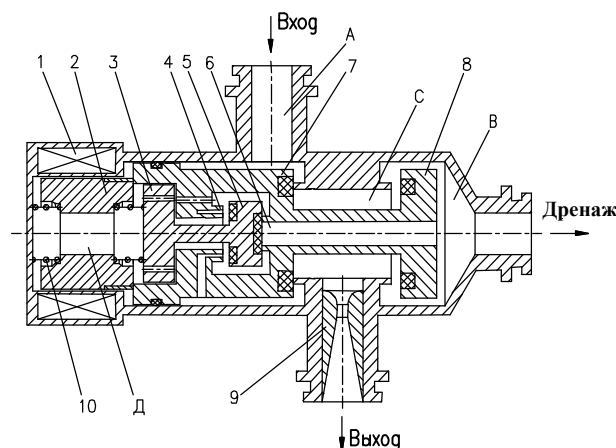


Рис. 1. ЭГК с усилением для подачи компонентов топлива в камеру ЖРД:

1 - электромагнит; 2 - плавающий стоп; 3 - якорь; 4 - впускное седло поршня; 5 - управляющие клапаны; 6 - канал дренажа; 7 - основной клапан; 8 - дренажный клапан; 9 - сопло Вентури; 10 - пружина; А, В, С, Д - соответственно входная, дренажная, выходная и управляющая полости ЭГК

Время срабатывания электрогидроклапана зависит от многих факторов, одним из которых является свойство рабочей жидкости (компонентов топлива). В процессе эксплуатации ЖРД могут возникнуть условия, при которых запуск или останов происходит на компонентах топлива с повышенными температурой и газосодержанием. При этом ЭГК должны обеспечить надежный запуск и останов двигателя.

Оценка влияния температуры компонентов топлива на время закрытия ЭГК

При огневых испытаниях ЖРД отмечена зависимость времени закрытия ЭГК окислителя («Ок») и горючего («Г») от температуры компонентов топлива (рис. 2) при останове двигателя.

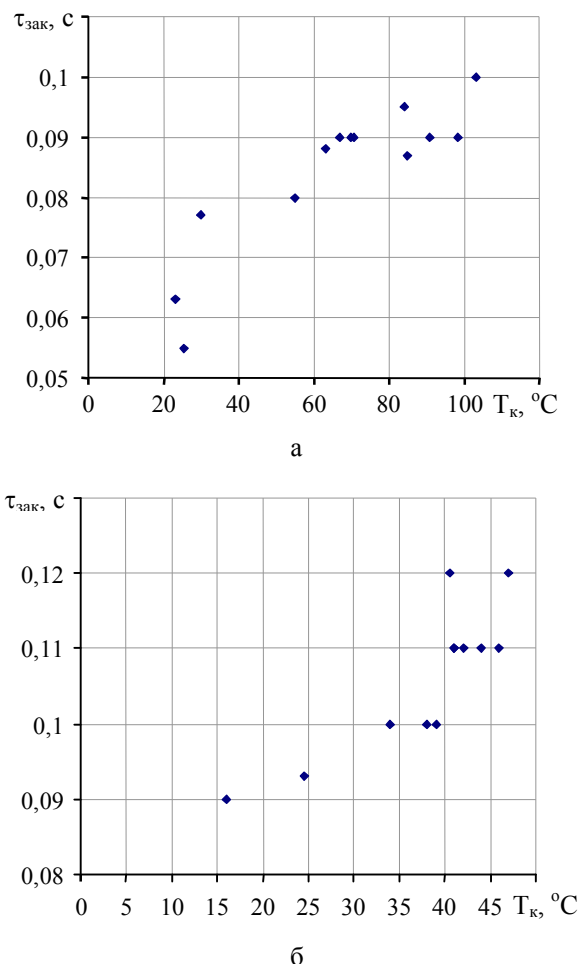


Рис. 2. Экспериментальная зависимость времени закрытия ЭГК «Г» (а) и «Ок» (б) от температуры компонентов топлива при огневых испытаниях двигателя

Существенно эта зависимость проявляется на ЭГК окислителя. Причиной этому являются физические свойства самого окислителя – азотного тетра-

оксида, имеющего существенную зависимость давления насыщенных паров ($p_{\text{нас}}$) от температуры (рис.3).

Перед закрытием ЭГК его управляющая полость освобождена от компонента и давление в ней равно давлению окружающей среды. При снятии напряжения с обмотки электромагнита управляющий клапан перекрывает дренажный канал и управляющая полость заполняется компонентом топлива. При достижении определенного давления в управляющей полости основной клапан начинает закрываться. Таким образом, время закрытия ЭГК зависит от объема управляющей полости и расхода рабочей жидкости ее заполняющей. Возможны два случая заполнения управляющей полости: с противодавлением и без него. Первый случай реализуется, когда компонент имеет высокое давление насыщенных паров, а второй- когда это давление низкое.

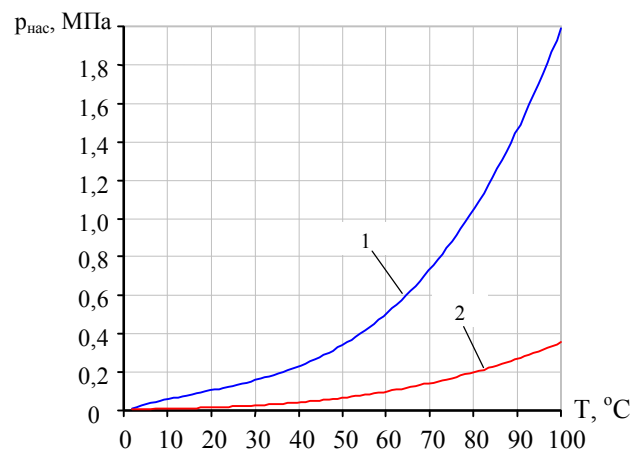


Рис. 3. Зависимость давления насыщенных паров ($p_{\text{нас}}$) от температуры компонентов (T): 1 – азотный тетраоксид (АТ); 2 – несимметричный диметилгидразин (НДМГ)

При заполнении управляющей полости жидкостью без противодавления, давление в ней начнет повышаться только когда весь объем будет заполнен. Эта картина реализуется при срабатывании клапана на воде или НДМГ. Если же в объем управляющей полости с низким давлением попадает АТ, то образуется газовая подушка, состоящая из его паров. Таким образом, компонент топлива втекает в объем управляющей полости, в котором появилось давление. В данном случае величина этого давления зависит от температуры компонента. При этом расход в полость уменьшается, что приводит к росту времени заполнения управляющей полости и, как следствие, к увеличению времени закрытия ЭГК.

Ниже приведены результаты оценки времени закрытия ЭГК «Ок» и «Г» с целью сравнения с экспериментальными данными и проведения проект-

ных расчетов параметров клапана по созданной математической модели.

Управляющую полость в момент закрытия ЭГК можно рассматривать как полость с отсеченным газовым объемом (рис. 4).

При оценке приняты следующие допущения:

- при переходном процессе взаимных превращений фаз нет;
- быстро протекающие процессы сжатия или расширения в газовой полости являются адиабатическими;
- температура компонента принята равной температуре корпуса клапана.

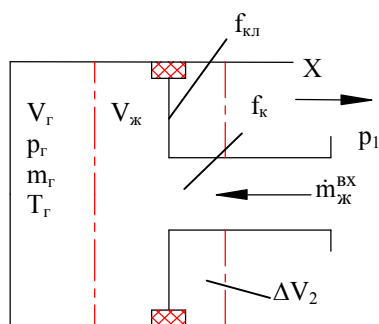


Рис. 4. Расчетная схема

Изменение давления газа в управляющей полости $p_г$ при отсутствии притока и оттока газа и массообмена можно определить из уравнения состояния идеального газа, считая, что масса газа в управляющей полости постоянна:

$$p_г = \frac{m_г R T_г}{V_г},$$

где $V_г$ – объем газа в газовой подушке управляющей полости;

$R T_г$ – параметры работоспособности газа;

$m_г$ – масса газа в управляющей полости.

Изменение температуры газа в газовой подушке, за счет ее быстрого расширения или сжатия, определяется с учетом адиабатического изменения состояния газа

$$T_г = T_г^0 \left(\frac{p_г}{p_г^0} \right)^{\frac{k-1}{k}},$$

где $T_г^0$, $p_г^0$ – начальные значения температуры и давления газа в управляющей полости.

Таким образом, давление в управляющей полости определяется величиной объема газовой подушки в зависимости от расхода жидкости и перемещения клапана

$$V_г = V_2^* + \Delta V_2 - V_ж,$$

где V_2^* – начальный объем управляющей полости;

$V_ж$ – объем жидкости, поступившей в управляющую полость;

$\Delta V_2 = f_{кл} \cdot X$ – изменение объема полости от перемещения клапана (X), $f_{кл}$ – площадь клапана. Перемещение клапана определяется из общего уравнения движения, основанного на втором законе Ньютона.

Объем жидкости, поступающей в управляющую полость, определится из выражения

$$\frac{dV_ж}{dt} = \frac{\dot{m}_{ж}^{BX} - \dot{m}_{ж}^X}{\rho_ж},$$

где $\dot{m}_{ж}^{BX} = \mu f_k \sqrt{2 \rho_ж g (p_1 - p_г)}$, f_k – площадь перепускного канала в управляющую полость, p_1 – давление на входе;

$$\dot{m}_{ж}^X = f_{кл} \rho_ж \cdot \frac{dX}{dt} \text{ – эквивалентный расход жид-}$$

кости в управляющую полость от перемещения клапана.

При расчете считалось, что физические параметры жидкости и пары компонентов находятся на линии насыщения. При этом плотность компонента ($\rho_ж$) и плотность его пара ($\rho_п$) определялись по следующим выражениям [2]

$$\rho_ж = A_p (16,47 - 9\bar{T}),$$

$$\rho_п = 1,77 A_p \bar{T}^{10},$$

где A_p – коэффициент термодинамического подобия;

$$\bar{T} = \frac{T_i}{T_{кр}} \text{ – приведенная температура, } T_i, T_{кр} \text{ –}$$

кущая и критическая температура.

Результаты расчетов и экспериментальные данные представлены на рис. 5.

Анализируя результаты экспериментальных и расчетных данных можно отметить:

- результаты оценочных расчетов хорошо совпадают с данными, полученными при огневых испытаниях двигателя. Так отличие расчетного времени закрытия клапана «Ок» не отличается от экспериментального более чем на 6%, а клапана «Г» – на 13%;

- при температурах горючего в управляющей полости ЭГК (23...100)°С, время закрытия клапана составляет (0,055...0,1) с. В этом диапазоне температур, давление насыщенных паров компонента изменяется с 0,018 до 0,35 МПа;

- при температурах окислителя в управляющей полости ЭГК (16...47)°С, время закрытия клапана составляет (0,09...0,12) с. В этом диапазоне темпе-

ратур, давление насыщенных паров компонента изменяется с 0,08 до 0,3 МПа.

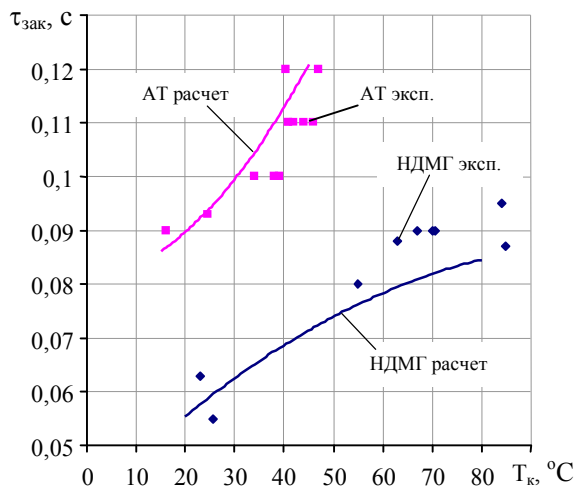


Рис. 5. Расчетная и экспериментальная зависимость времени закрытия ЭГК от температуры корпуса клапана

Влияния газосодержания рабочей жидкости на время срабатывания ЭГК

Известно, что жидкость в замкнутых полостях ЭГК, находящаяся под давлением, обладает определенной упругостью. Упругие свойства жидкости характеризуются модулем объемного сжатия, который в общем случае зависит от рода жидкости, ее давления и температуры, а также от количества нерастворенного в ней газа.

Наличие пузырьков газа в рабочей жидкости снижает модуль ее объемного сжатия, а, следовательно, и скорость звука. В данном случае считается, что газ и жидкость образуют гомогенную двухфазную смесь, размер пузырьков небольшой, а их плотность значительно меньше плотности жидкости. Тогда для полостей ЭГК скорость звука в пузырьковой смеси рассчитывается по формуле [3].

$$a_{см} = \frac{a_g}{\sqrt{\alpha(1-\alpha)\frac{\rho_{ж}}{\rho_g} + (1-\alpha)^2\left(\frac{a_g}{a_{ж}}\right)^2 + (1-\alpha)\frac{E_{ж}}{E}\eta\left(\frac{a_g}{a_{ж}}\right)^2}},$$

где $\alpha = \frac{V_g}{V_g + V_{ж}}$ – объемное газосодержание;

$V_g, V_{ж}$ – объемы газа и жидкости в рассматриваемой полости ЭГК;

$\rho_g, \rho_{ж}$ – плотность газа и жидкости;

$a_g, a_{ж}$ – скорость звука в газе и жидкости;

$E_{см} = \rho_{см} a_{см}^2$ – модуль объемного сжатия смеси;

$\rho_{см} = \alpha \cdot \rho_g + (1-\alpha)\rho_{ж}$ – плотность газожидкостной смеси;

$\eta = \frac{d}{\delta}$ – безразмерный параметр трубы, d и δ – соответственно диаметр и толщина стенки трубы.

При этом учитывалась упругость стенок трубопровода, а количеством движения газовых пузырей пренебрегли.

Проведена расчетная оценка времени срабатывания электрогидроклапана с усилением и дренажом при различном газосодержании гелия в АТ, НДМГ и воздуха в воде. При этом рабочее давление и расход компонентов топлива соответствовали значениям, представленным в таблице 1.

Таблица 1

Исходные данные для расчета оценки времени срабатывания электрогидроклапана

Рабочая жидкость	АТ	НДМГ	Вода
Давление на входе, МПа	3	3	3,6
Расход рабочей жидкости, кг/с	0,52	0,26	0,3
Газ насыщения	Гелий	Гелий	Воздух

Результаты расчетов представлены на рис. 6.

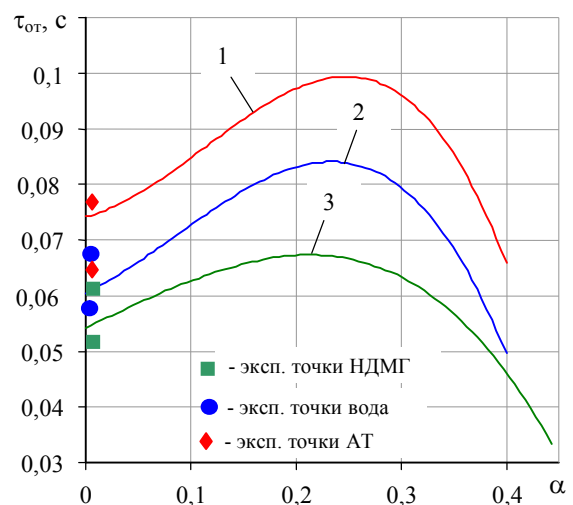


Рис. 6. Расчетная зависимость времени открытия ЭГК от объемного содержания газа в рабочей жидкости: 1 – АТ и гелий; 2 – вода и воздух; 3 – НДМГ и гелий

Анализируя результаты расчетов можно отметить:

- с повышением газосодержания в рабочей жидкости до $\alpha=(0,21...0,25)$ время открытия ЭГК повышается (на 22...40%);

- при значениях газосодержания $\alpha > (0,21...0,25)$ время открытия уменьшается и приближается к значениям характерным при срабатывании ЭГК на газе.

Заключение

Время срабатывания электроклапана существенно зависит от параметров рабочей жидкости. Одними из таких параметров являются давление насыщенных паров компонента и количество нерастворенного в нем газа. Получена расчетная оценка временных характеристик ЭГК от температуры компонента топлива и его газосодержания, которая хорошо согласуется с экспериментальными данными.

Литература

1. Пат. 89948 Україна, МПК F 16K 32/02. Електрогідроклапан [Текст] / Шнякін В.М., Конох В.І., Котрехов Б.І., Трояк А.Б., Бойко В.С.; Заявник та патентовласник Дніпропетровськ. Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля. - а 2006 02543; заяв. 09.03.2006; друк. 25.03.2010, Бюл. №6. - 4 с.: іл.

2. Беляев, Е.Н. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Е.Н. Беляев, В.К. Чванов, В.В. Черваков; под ред. В.К. Чванова. - М.: Изд-во МАИ, 1999. - 228 с.

3. Уоллис, Г. Одномерное двухфазное течение [Текст] / Г. Уоллис. - М.: Мир, 1972. - 293 с.

Поступила в редакцию 22.01.2013, рассмотрена на редколлегии 13.02.2013

Рецензент: д-р техн. наук, начальник сектора В.С. Хорошилов, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

ОЦІНКА ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ РОБОЧОЇ РІДИНИ НА ЧАС СПРАЦЬОВУВАННЯ ЕЛЕКТРОГІДРОКЛАПАНА

В.С. Бойко, В.І. Конох

Досліджено вплив тиску насичених парів компонента та кількість нерозчиненого в ньому газу на динамічні характеристики електрогідроклапана з посиленням. Отримано розрахункові залежності часу відкриття клапана від кількості нерозчиненого газу, а також експериментальні й розрахункові залежності часу закриття від тиску насичених парів робочого тіла. Ґрунтуючись на розрахункових та експериментальних даних, можливо оцінити час спрацьовування ЕГК у широкому діапазоні температур і газонасичення компонентів палива, що важливо для забезпечення необхідних характеристик запуску та вимкнення рідинного ракетного двигуна.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, вогневі випробування, електрогідроклапан, час спрацьовування, газонасичення, тиск насичених парів.

ASSESSMENT OF WORKING FLUID PARAMETERS IMPACT ON ELECTROMAGNETIC HYDRAULIC VALVE RESPONSE TIME

V.S. Boyko, V.I. Konokh

Effect of gas content in and temperature of propellant on dynamic characteristics of electromagnetic hydraulic valve with amplification was examined. Calculated relationship between valve opening time and amount of non-dissolved gas, and experimental and estimated dependence between valve opening time and saturated vapor pressure were obtained. Based on estimated and experimental data response time of electromagnetic hydraulic valve can be evaluated within wide range of propellant temperature and gas content values, which is important for meeting compliance to assigned characteristics of engine starting and shutdown.

Key words: liquid-propellant rocket engine, firing test, electromagnetic hydraulic valve, response time, gas content, saturated vapor pressure.

Бойко Василь Станиславович – ведущий инженер-конструктор отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП «КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

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

УДК 629.7.036.5

Ю.А. МИТИКОВ, М.В. АНДРИЕВСКИЙ

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАДДУВА КИСЛОРОДОМ БАКА С КЕРОСИНОМ

Проведено моделирование параметров системы наддува бака с керосином двигательной установки ракеты-носителя жидким кислородом с последующей его газификацией в свободном объеме топливного бака. Рассмотренная система конструктивно максимально проста, не использует дополнительных к окислителю и горючему рабочих тел со старта. Она является реальной альтернативой нынешним гелиевым газобаллонным системам. Определены поведение давления и среднемассовая температура газа в баке горючего по времени полета при постоянном и нерегулируемом расходе кислорода на наддув. Выявлены влияющие факторы на параметры системы, оценена весовая сводка и показана эффективность рассмотренной системы на примере носителя среднего класса. Предложены варианты повышения основных характеристик системы.

Ключевые слова: система наддува кислородом, бак с РГ-1, нагрев жидкого кислорода, теплота парообразования.

Введение

Проведенные исследования относятся к области ракетно-космической техники, а более конкретно – к системам наддува (СН) топливных баков с углеводородным горючим типа керосин (Т-1, РГ-1, синтин, метан) двигательных установок ракет-носителей (РН), использующих в качестве окислителя жидкий кислород.

Своеобразием сегодняшнего времени применительно к ракетно-космической технике является то, что все большее количество стран выходят на рынок предоставления пусковых услуг, в связи с чем резко возрастает конкуренция и в этом сегменте рынка. Например, уже даже такая страна как Северная Корея, далеко не лидер в научной, технической и финансовой сферах, в конце 2012 года самостоятельно вывела на орбиту собственный искусственный спутник Земли. Более того, в том же году был создан прецедент успешного запуска космического возвращаемого корабля частной компанией (SpaceX, Dragon). Сегодня уже очевидно, что побеждать в этой конкурентной борьбе будет тот, кто сможет обеспечить более дешевые пусковые услуги при необходимой надежности их осуществления.

В связи с этим особое значение приобретают работы, направленные на удешевление вывода 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту при требуемой надежности. Применительно к СН топливных баков жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) ракет-носителей, таким перспективным направлением может быть использование рабочих тел, получаемых на борту носителя автономно (без применения до-

полнительных к окислителю и горючему газообразных или жидких компонентов) [1].

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами

В настоящее время в качестве топлива ЖРД первых ступеней РН широко используется (и планируется к применению в обозримом будущем) жидкий кислород и углеводородное топливо типа керосина. В качестве примера можно привести РН «Зенит» (Украина), все многочисленное семейство РН «Союз-2», «Ангара», «Русь-М» (Россия), Antares (Украина и США), Atlas III, Atlas V, Falcon 9 (США), KSLV-1 (Южная Корея) и другие.

Если для наддува баков с жидким кислородом известны и использовались автономные испарительные кислородные системы (Фау-2, Сатурн-5), то для наддува баков с керосином таких конструктивно простых автономных систем с «чистыми» рабочими телами нам неизвестно. Для этих целей использовались и продолжают использоваться преимущественно гелиевые газобаллонные системы наддува (СН) как горячие, так и сверххолодные [2-5].

Данные СН по меркам сегодняшнего дня и с учетом вышеуказанного коммерческого основания имеют ряд недостатков. В первую очередь, это большая масса, сложная конструктивная схема с теплообменником, использующая в качестве теплоносителя окислительный генераторный газ маршевой ДУ, существенное усложнение и удорожание стартовой позиции (подземные хранилища гелия

высокого давления, системы его закачки из специализированных транспортных средств и перекачки в баллоны носителя, дополнительный персонал высокой квалификации), сложность организации автономной отработки СН без штатного двигателя и проч. Все это снижает и надежность ракетного комплекса в целом. В качестве одного из последних примеров приведем отмену старта 26.10.2012 г. южно-корейской РН KSLV-1 из-за утечки «холодного» гелия, возникшей при заправке баллонов СН «холодным» гелием I ступени российского производителя (полный аналог I первой ступени РН «Ангара»).

При интенсивности запусков РН с одного старта 2 - 4 раза в год вклад наземной составляющей в стоимость выведения полезной нагрузки становится весьма существенным [2].

Отсутствие простых автономных генераторных СН для баков с РГ-1 объясняется, в основном, тем, что в продуктах сгорания кислород – керосин при температурах, достигнутых в СН алюминиевых топливных баках (до 1120 К), теоретически (при равновесных процессах) содержится до 5 % сажи. Эта твердая фаза может привести к нарушению работы многочисленных внутрибаковых элементов, повышению гидросопротивления фильтров и т.п. Именно данный момент, скорее всего, и останавливает разработчиков систем питания ракетных двигателей от продвижения генераторных СН.

Тут следует заметить, что на МБР Р-9 (последняя «боевая» ракета С.П. Королева), использующей компоненты топлива переохлажденный кислород и керосин Т-1, был применен генераторный наддув восстановительным газом (температура ~ 700 К) баков с керосином. При этом ни одного отказа или замечания по «вине» СН на всех этапах отработки и эксплуатации носителя не зафиксировано. Однако к тому времени космический носитель на базе МБР Р-7 был уже создан и широко эксплуатировался, а следующий кислородно-керосиновый носитель Советского Союза 11К77 (впоследствии РН «Зенит») в директивном порядке создавался в большей степени для использования его первой ступени в программе «Энергия» – «Буран» многократного применения [2]. В силу указанных причин данное перспективное направление ни у нас, ни за границей, далее не развивалось.

Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья

В работе [6] предложена к рассмотрению оригинальная система наддува бака с керосином жидким кислородом, отбираемым за насосом высокого давления маршевого двигателя (рис. 1).

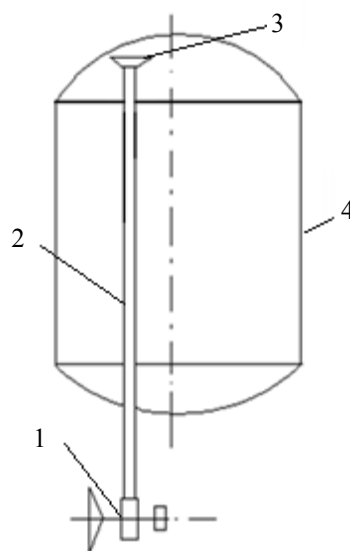


Рис. 1. Принципиальная схема СН бака с керосином жидким кислородом: 1 – насос окислителя; 2 – магистраль наддува; 3 – форсунка; 4 – бак горючего

Такая система конструктивно максимально проста, не использует дополнительных к окислителю и горючему компонентов. Большое внимание в указанном исследовании уделено вопросам пожаробезопасности и взрывобезопасности внутри баков с углеводородным горючим при наддуве их кислородом в условиях минусовых температур и абсолютных давлений, мало отличающихся от атмосферного (на уровне 0,15 – 0,3 МПа). Авторами с использованием экспериментальных данных по запуску авиационных и ракетных двигателей, а также выводов химической термодинамики, убедительно показано полное отсутствие условий для возгорания или взрыва внутри баков с горючим.

Методом аналогий (пересчета с экспериментальных параметров сверххолодной гелиевой СН бака с горючим I ступени РН «Зенит» при вводе гелия внутрь бака со среднemasсовой температурой ~ 70 К) авторами также оценены ожидаемые температурные режимы газа внутри бака, потребный расход жидкого кислорода на наддув. Полученные результаты следует оценить как сугубо оптимистичные.

Нерешенными в указанном исследовании остались значимые для практики проектирования систем питания вопросы поведения давления и среднemasсовой температуры газа в баке горючего по времени полета при конструктивно самом простом способе подачи кислорода в бак – нерегулируемом и с постоянным расходом. Также крайне важно для практических целей определить основные влияющие факторы на температурную картину внутри бака, возможности воздействия на них проектантом системы с целью повышения эффективности СН.

Формулирование целей статьи

Целью настоящей работы является математическое моделирование и проведение расчетных исследований основных параметров (давления и среднemasсовой температуры газа в баке) максимально конструктивно простой системы наддува бака с керосином с использованием окислителя двигательной установки – жидкого кислорода с последующей его газификацией внутри бака по времени полета носителя. Другой, не менее важной целью проведенных исследований является определение основных влияющих факторов на основные параметры СН и с учетом полученных результатов формулирование рекомендаций по проектированию системы.

В работе использованы методы термодинамики тел переменной массы, теплопередачи, теории теплофизических свойств веществ.

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов

В качестве базовой была использована методика расчета внутрибаковых процессов при сверххолодном наддуве бака с углеводородным горючим [4]. Изменение давления газа в свободном объеме бака здесь определяется по известному соотношению термодинамики тел переменной массы с учетом теплообмена с граничными поверхностями и механической работы выдавливания топлива из бака:

$$\dot{P} = \frac{k-1}{V} \left[\dot{Q}_\Sigma + \frac{k}{k-1} RT\dot{G} - \frac{k}{k-1} P\dot{V} \right],$$

где $\dot{P}$ – изменение давления газа в баке;

k – показатель адиабаты газа;

V – текущий свободный объем газа в баке;

$\dot{Q}_\Sigma$ – суммарный тепловой поток к газу в баке;

R – газовая постоянная рабочего тела, которым проводится наддув;

T – температура рабочего тела наддува на входе в бак;

$\dot{G}$ – секундный расход газа на наддув бака;

$\dot{V}$ – секундный расход топлива из бака.

В указанной методике расчета был учтен тепловой поток на испарение жидкого кислорода, поступающего в бак:

$$\dot{Q}_\Sigma = \dot{Q}_1 + \dot{Q}_w + \dot{Q}_r,$$

где $\dot{Q}_1$ – тепловой поток к газу в баке от зеркала топлива;

$\dot{Q}_w$ – тепловой поток к газу от стенок бака;

$\dot{Q}_r$ – тепловой поток на испарение вводимого в бак жидкого кислорода.

Теплообмен газа с ограничивающими поверх-

ностями в свободном объеме бака рассчитывался по зависимостям для естественной конвекции [5].

Был проведен ряд расчетов применительно к цилиндрическому баку горючего первой ступени носителя среднего класса. В первом из них (базовом) температура подаваемого жидкого кислорода на входе в бак была принята равной температуре жидкого кислорода после насоса ТНА. Соответствующей этой температуре была принята и теплота парообразования кислорода. Величина постоянного (по времени работы двигателя) расхода на наддув была подобрана таким образом, чтобы обеспечить потребное давление газа в баке в полете на уровне 0,15 МПа, который характерен для первых ступеней носителей. Температуры газа в баке, поверхности топлива, стенок бака на момент запуска ДУ принимались одинаковыми и равными 273 К.

Анализ результатов расчетов параметров кислородной СН показал, что минимальная среднemasсовая температура газа в баке реализуется в первоначальный момент наддува, когда минимальны несмоченная поверхность бака и аэродинамический тепловой поток извне к ней. По времени полета указанная температура растет, и к моменту выключения ДУ этот подогрев составляет ~ 60 К (~ 40%).

Далее, из баланса тепловых потоков к газу в баке видно, что на испарение кислорода идет заметное количество тепла (рис. 2), что естественно приводит к существенному снижению среднemasсовой температуры газа в баке.

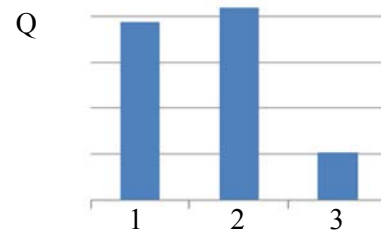


Рис. 2. Гистограмма суммарных тепловых потоков к газу внутри бака: 1 - Q_r – тепловой поток на испарение вводимого в бак жидкого кислорода; 2 - Q_w – тепловой поток к газу от стенок бака; 3 - Q_1 – тепловой поток к газу в баке от зеркала топлива

В связи с последним наблюдением нами было обращено внимание на закон Планка. Согласно этого закона скрытая теплота парообразования жидкости стремится к нулю по мере приближения ее температуры к критической (рис. 3). Таким образом, для практической реализации указанного закона нам необходимо тем или иным наипростейшим образом организовать подогрев кислорода до ввода его в бак горючего.

Учитывая, что ТНА размещен в хвостовом отсеке непосредственно под интересующим нас баком, организовать подогрев жидкого кислорода можно

путем отбора тепла от горючего, расположив магистраль наддува непосредственно в горючем. Этот вариант не должен вызывать проблем и при организации экспериментальной наземной отработки предложенной системы.

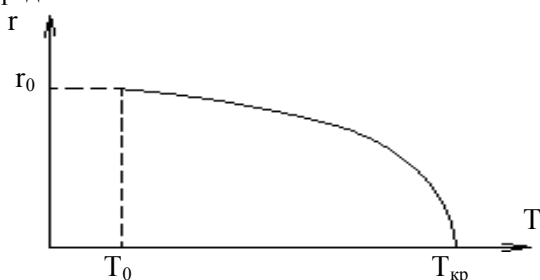


Рис. 3. Изменение скрытой теплоты парообразования жидкости:

T_0, r_0 – температура кипения и теплота парообразования жидкости при $P = 0,1$ Мпа;
 $T_{кр}$ – критическая температура

Подогрев кислорода в магистрали при такой конструктивной схеме определялся по зависимостям стационарного сложного теплообмена. Первоначальный тепловой динамический участок не рассматривался, т.к. его учет только повышает температуру жидкого кислорода и, соответственно, уменьшает величину теплоты парообразования.

Теплообмен между кислородом в трубе наддува и ее стенкой определялся из условий вынужденной конвекции [6]

$$Nu_1 = 0,15 Re_{ж}^{0,8} (Pr_{ж})^{0,43} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_c} \right)^{0,25} \varepsilon_1,$$

где $Re_{ж}$ – число Рейнольдса кислорода в трубе;

$Pr_{ж}, Pr_c$ – числа Прандтля при температуре жидкости $t_{ж}$ и стенки t_c соответственно;

$\varepsilon_1(Re, l/d)$ – поправочный табличный коэффициент, зависящий от числа Рейнольдса и числа калибров трубы;

l – длина трубы в баке горючего.

Теплообмен от керосина к трубе наддува определялся по классической зависимости для естественной конвекции [6]

$$Nu_2 = 0,15 (Gr \cdot Pr)^{0,33},$$

где Gr – число Грасгофа,

Pr – число Прандтля (при средней температуре между керосином в баке и стенкой трубы).

Количество тепла, приобретенное кислородом в магистрали наддува, рассчитывалось по зависимости

$$q = \frac{(t_k - t_{ж})\pi}{\left[\frac{1}{\alpha_1 d_1} + \frac{1}{2\lambda} \ln \left(\frac{d_1}{d_2} \right) + \frac{1}{\alpha_2 d_2} \right]},$$

где d_2, d_1 – диаметры трубы, внешний и внутренний соответственно;

$t_k, t_{ж}$ – температура керосина в баке и кислорода в трубе соответственно;

α_1, α_2 – коэффициенты теплоотдачи от кислорода к трубе и от трубы к керосину в баке.

Для длины цилиндрического бака горючего, характерной для первых ступеней носителей среднего класса (~ 10 м), подогрев кислорода в магистрали подачи составляет не менее 25 К. С учетом уменьшения величины теплоты парообразования и, соответственно, увеличения входной температуры рабочего тела в бак потребный расход кислорода на наддув в этом случае уменьшается на 20% при прочих равных условиях.

Рассмотрим еще один интересный конструктивный вариант, повышающий характеристики системы. Как известно [5], параметры холодных и сверххолодных СН зависят от начальных температур газа в баке, поверхности топлива, стенок бака. Проведем расчеты для случая, когда начальная температура стенок свободного объема бака составляет 373 К, начальная среднemasовая температура газа в баке равна 423 К (меньше температуры самовоспламенения $T_{св} \geq 493$ К), а температура поверхности топлива в баке составляет 303 К. При этом будем считать, что температура зеркала топлива будет убывать по линейному закону до базового значения (273 К) за 30 с по причине перемешивания топлива в баке благодаря его аэродинамическому нагреву и теплосъему холодным газом. Расчеты показали, что такой конструктивный вариант снижает потребность в кислороде для наддува еще на 15%.

Сравнение последнего варианта системы с реализованным в настоящее время на большинстве РН сверххолодным наддувом [4] показывает, что для двухступенчатого носителя среднего класса переход на предложенную кислородную СН бака горючего только на одной I ступени позволяет увеличить массу полезной загрузки на ~ 25 кг. При этом, что самое главное, с учетом известных отработанных автономных СН баков с жидким кислородом открываются реальные перспективы существенного упрощения и удешевления конструкции космодрома за счет исключения со старта систем «холодного» гелия.

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении

Рассмотрена как серьезная альтернатива существующим гелиевым газобаллонным системам (как горячим, так и сверххолодным) конструктивно максимально простая и надежная схема наддува топливного бака ракеты-носителя с керосином жидким кислородом, который отбирается, например, после

насоса жидкостного ракетного двигателя одновременно с его запуском.

По современной методике расчета параметров систем наддува, которая была доработана к новым условиям, приведены многочисленные исследования предложенной кислородной системы. Результаты этих исследований сугубо положительные. Их анализ позволил определить пути дальнейшего улучшения параметров рассматриваемой системы - горячий предпусковой наддув, подогрев кислорода в расходной магистрали, которую для этого есть смысл расположить либо внутри бака горючего, либо на наружной поверхности бака без обтекателя.

Переход на СН жидким кислородом бака горючего только I степени двухступенчатого РН «Зенит» позволяет увеличить массу спутника при прочих равных условиях на менее чем на 25 кг.

Предложенная система в комплексе с известными автономными СН бака с кислородом открывает перспективы к существенному упрощению и удешевлению конструкции и обслуживания ракетно-носителя, но, что не менее важно, конструкции космодрома за счет исключения гелиевых систем. Для ее внедрения требуется модельный эксперимент для уточнения теплофизических и гидравлических параметров (коэффициентов теплоотдачи, паросодержания по длине магистрали наддува, коэффициентов гидравлических потерь и т.п.).

Поступила в редакцию 23.01.2013, рассмотрена на редколлегии 30.01.2013

Рецензент: д-р техн. наук (двигатели летательных аппаратов), профессор, декан физико-технического факультета А.Н. Петренко, ДНУ им. О. Гончара, г. Днепропетровск, Украина

МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ НАДДУВУ КИСНЕМ БАКУ З ГАСОМ

Ю.А. Мітіков, М.В. Андрієвський

Проведено моделювання параметрів системи наддуву баку з гасом рухової установки ракети-носія рідким киснем з подальшою його газифікацією у вільному об'ємі паливного баку. Розглянута система конструктивно максимально проста, не використовує додаткових до окислювача і пального робочих тіл зі старту. Вона є реальною альтернативою нинішнім гелієвим газобалонним системам. Визначено поведінку тиску і середньомасової температури газу в баку пального за часом польоту при постійному і нерегульованому витраті кисню на наддув. Виявлено впливові фактори на параметри системи, оцінено вагову зведення і показано ефективність розглянутої системи на прикладі носія середнього класу. Запропоновано варіанти підвищення основних характеристик системи.

Ключові слова: система наддуву киснем, бак з гасом, нагрів рідкого кисню, теплота пароутворення.

MODELING OF THE PARAMETERS FOR THE OXYGEN PRESSURIZATION SYSTEM'S FOR KEROSENE TANK

Yu.A. Mitikov, M.V. Andrews

The simulation parameters of the system pressurization tank with kerosene propulsion rocket with liquid oxygen with subsequent gasification in the void volume tank is held. The system considered the most structurally simple, does not use additional oxidizer and fuel to the working media from the start. She is a real alternative to the current helium gas cylinder systems. Determined by the behavior of pressure and bulk temperature of gas in the fuel tank for flight time at a constant flow rate and unregulated oxygen boost. Identified influencing factors on the parameters of the system, estimated weight and summary, the effectiveness of the system under consideration by the example of the support of the middle class. Proposed options to improve the basic characteristics of the system.

Keywords: turbocharging oxygen tank with kerosene, heating the liquid oxygen, the heat of vaporization.

Митиков Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой двигателестроения, Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: mitikov@yandex.ru.

Андреевский Михаил Витальевич – студент кафедры двигателестроения физико-технического факультета, Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, г. Днепропетровск, Украина.

Литература

1. Митиков, Ю.А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю.А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2012. – Вып. 1. – С. 179–185.

2. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов [Текст] / Ю.А. Митиков, В.А. Антонов, М.Л. Волошин, А.И. Логвиненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С. 87–90.

3. Мітіков, Ю.О. Надхододне польотне наддування баків з вуглеводневим паливом ракет-носіїв [Текст] / Ю.О. Мітіков // Системи озброєння та військова техніка. – 2012. – №1 (29). – С. 130–132.

4. Митиков, Ю.А. Расчетно-экспериментальное исследование системы сверххолодного наддува [Текст] / Ю.А. Митиков // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2012. – т. XIII. – С. 61–69.

5. Пат. 51806 Україна: МПК B64D 37/24. Спосіб наддування паливного баку [Текст] / Шевченко Б.О., Мітіков Ю.О., Логвиненко А.І.; Заявник та патентовластник ДП «КБ «Південне» – №2000031474; заявл. 15.03.00; опубл. 16.02.02. – 4 с.

6. Митиков, Ю.А. Возможности наддува бака с РГ-1 жидким кислородом [Текст] / Ю.А. Митиков, А.Ю. Загаевский // Проблемы высокотемпературной техники. – 2012. – №1. – С. 87–92.

УДК 621.165

В.П. СУББОТОВИЧ*Национальный технический университет «ХПИ», Украина***ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАБОЧИХ ЛОПАТОК НА ОСНОВЕ
ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ**

Рассмотрены результаты проектирования рабочей лопатки для части высокого давления мощных паровых турбин на основе новых методов решения прямой и обратной задач расчета Q3D-течения в решетках турбин, специально разработанных для оптимального проектирования. В этих методах общая задача расчета течения в слое переменной толщины представлена как ограниченное множество не связанных между собой относительно простых отдельных задач расчета течения в выбранных пересечениях этого слоя, что обеспечивает возможность параллельного решения отдельных задач. Эти отдельные задачи решаются методами нелинейного программирования. Предложена методика оптимального проектирования решеток профилей с большим углом поворота потока. Спроектирована новая рабочая решетка, профиль которой имеет волнообразные контуры, а коэффициент вторичных потерь решетки значительно ниже, чем у решетки стандартных профилей.

Ключевые слова: турбина, рабочая лопатка, решетка профилей, межлопаточный канал, прямая, гибридная и обратная задачи.

Введение

КПД паровых и газовых турбин во многом определяется газодинамической эффективностью их проточных частей, важнейшими элементами которых являются направляющие и рабочие решетки. Основным резервом повышения их КПД есть оптимизация профилей сопловых и рабочих лопаток. Решение этих проблем обуславливает необходимость пересмотра подходов к самому процессу проектирования сопловых и рабочих решеток, необходимость применения новых методов расчета течения.

Аэродинамические задачи подразделяются на прямые, гибридные и обратные. Обратная задача заключается в построении турбинной решетки с такой геометрией, которая реализует заданные характеристики течения в межлопаточных каналах. В мировой практике проектирования лопаток обратная задача используется очень редко, поскольку до окончания ее решения ничего нельзя сказать о профилях лопатки. Одним из главных моментов является необходимость нахождения минимума аэродинамических потерь в решетке при условии, что к проектируемой лопатке предъявляются требования, которые вытекают из обеспечения прочности и особенностей технологического процесса ее изготовления.

В данной работе при проектировании решетки профилей использовались новые методы решения прямой, гибридной и обратной задачи для расчета течения в межлопаточных каналах. Эти методы

обеспечивают выполнение требований, вытекающих из особенностей организации вычислительного процесса при решении задач оптимального проектирования, а именно: проводить параллельные вычислительные процессы, исключить итерационные процессы, которые не сходятся, не хранить существенные объемы информации [1-5].

Результаты решения прямой задачи

Расчет течения был выполнен для рабочей решетки с неизменным по высоте стандартным профилем P2 [6]. Основные геометрические характеристики решетки: хорда профиля – 102,83 мм; осевая ширина решетки – 99,66 мм; высота рабочей части лопаток – 83 мм, веерность – 1/17.

Прямая задача была решена на цилиндрической поверхности тока на среднем диаметре решетки, для которого шаг решетки – 66,654 мм, угол входа потока в решетку – 36,24°, число Маха на выходе из решетки – 0,55. Расчет потерь в решетке был выполнен на основе расчета пограничного слоя интегральными методами [7]. Расчет потока в решетке так же был проведен с помощью CFD-программы. Коэффициенты профильных потерь равны 3,72% и 3,60%, соответственно, что хорошо согласуется со значением коэффициента профильных потерь, известным из отраслевого стандарта [6].

В результате решения прямой задачи определены граничные условия обратной задачи, а именно: координаты линии тока, соответствующей половине

расхода через слой, и их производные в осевом направлении до второго порядка включительно, а также распределение скорости вдоль этой линии тока и производные скорости до второго порядка включительно.

Методика проектирования межлопаточного канала

Для определения границ межлопаточного канала и параметров течения в нем используется метод решения обратной задачи. На основе этого метода разработана методика оптимального проектирования решеток профилей с большим углом поворота потока.

В процессе оптимизационного поиска не изменяются:

- 1) массовый расход через слой в межлопаточном канале;
- 2) параметры рабочего тела в сечении перед решеткой: полное давление и удельный объем;
- 3) толщина слоя;
- 4) двенадцать граничных условий для функции, задающей геометрию средней линии тока межлопаточного канала: координата линии тока, полные первая и вторая производные в осевом направлении в четырех точках А, В, С, D; точка А – точка в сечении перед решеткой, В – точка в горле на входе в канал, С – точка в горле на выходе из канала, D – точка в сечении за решеткой;

5) двенадцать граничных условий для скорости потока в четырех точках А, В, С, D: величина скорости, полные первая и вторая производные скорости в осевом направлении.

Задание условий 4) и 5) позволяет нам сохранить координаты и размеры входного и выходного горловых сечений межлопаточного канала, а также сохранить координаты и толщины входной и выходной кромок профиля.

В качестве независимых переменных задачи оптимизации выбраны вещественные коэффициенты шести функций, задающих геометрию средней линии тока и распределение скорости потока в осевом направлении на участках АВ, ВС, CD.

Задача оптимального проектирования решетки профилей рассматривается как задача оптимизации при наличии ограничений. Целевая функция – коэффициент вторичных потерь решетки. Система ограничений включает в себя ограничения-неравенства, определяющие допустимые прочностные характеристики профиля, и одно ограничение-равенство, задающее величину коэффициента профильных потерь решетки.

Результаты проектирования решетки профилей

В результате оптимального проектирования создан новый профиль, который показан на рис. 1. Благодаря выполнению граничных условий, получена новая решетка профилей, которая имеет основные характеристики (шаг, толщина входной и выходной кромки, осевая ширина лопатки, угол установки и хорда профиля) такие, как и у решетки профилей P2. Углы выхода потока у этих решеток одинаковы на режиме проектирования.

Средняя линия тока в межлопаточных каналах решетки новых профилей (см. рисунок) заметно отличается от средней линии тока в межлопаточных каналах решетки профилей P2: в канале решетки профилей P2 поворот потока осуществляется постоянно, от точки А до точки D, а в каналах новой решетки поворот потока выполняется практически только дважды и, примерно, на одинаковые углы.

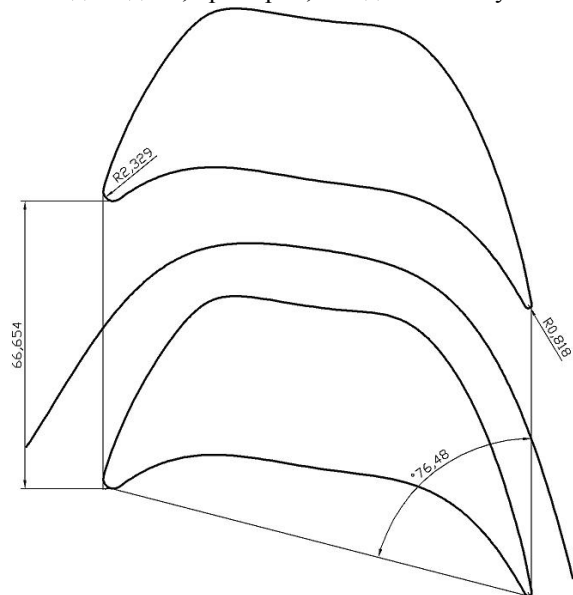


Рис. Решетка новых профилей

Отметим, что межлопаточный канал решетки новых профилей имеет волнообразную форму. Однако при такой форме межлопаточного канала средняя линия тока на всех участках канала не меняет кривизну.

Основным отличием распределения скорости потока вдоль средней линии тока от исходного является то, что не имеет места торможение потока во входной части межлопаточного канала.

По сравнению с решеткой профилей P2 снижение коэффициента суммарных потерь для решетки новых профилей составило 0,65%. При этом существенно, на 0,6%, снизился коэффициент вторичных потерь, а коэффициент профильных потерь, величина которого задавалась, находится в пределах допуска, принятого при решении задачи условной оп-

тимизации: $(0,035 \pm 0,0005) \times 100\%$.

Существенное уменьшение коэффициента вторичных потерь в решетке новых профилей объясняется двумя основными факторами: уменьшением длины траектории движения рабочего тела и, естественно, потерь от трения о торцевые границы канала, а также значительным снижением градиента статического давления в срединной части канала.

Поиск оптимальных вариантов формы средней линии и распределения скорости потока вдоль нее проводился с учетом ограничений-неравенств на величину площади профиля и локальную минимально допустимую толщину профиля. В данном оптимизационном исследовании ориентировались на эти характеристики профиля P2. В результате площадь нового профиля равна $3016,17 \text{ мм}^2$ по сравнению с площадью исходного профиля P2, равной $2891,21 \text{ мм}^2$, что на $124,96 \text{ мм}^2$ больше, чем площадь исходного профиля. Оценивались также моменты инерции и сопротивления, определяющие прочностные характеристики решетки. Основные прочностные характеристики нового профиля мало отличаются от соответствующих значений моментов исходного варианта P2 и практически все отличия в прочностных характеристиках нового профиля в лучшую сторону.

Для проверки эффективности вариантов решетки профилей P2 и решетки новых профилей при различных углах входа и числах Маха, были проведены численные эксперименты с помощью CFD-программы. Для двухмерного вязкого течения через решетки профилей оценивались коэффициенты профильных потерь в решетках и поля параметров в межлопаточных каналах. Расчетная сетка и используемая модель турбулентности обоих вариантов решеток профилей были одинаковыми.

При числах Маха 0,55, 0,7 и 0,82 на выходе из решетки, если угол входа потока в решетку меньше 32° , коэффициент профильных потерь у решетки новых профилей больше, чем у решетки профилей P2. Если угол натекания меняется от 32° до 36° , то коэффициенты профильных потерь у обеих решеток практически одинаковы. А если угол натекания больше 36° градусов, то коэффициент профильных потерь у решетки новых профилей меньше. Отметим, что качественно отличается у решеток и темп роста коэффициентов профильных потерь в сторону меньших углов натекания и в сторону больших углов натекания, а именно: для решетки новых профилей увеличение коэффициента профильных потерь с ростом угла входа потока существенно слабее.

Выполнена оценка коэффициента профильных потерь рабочей решетки с лопатками постоянного по высоте профиля первой ступени ЦВД турбины К-220-44 ОАО «ТУРБОАТОМ» при использовании

профиля P2 и его замене на новый профиль. Для этого проведен расчет обтекания решеток профилей при углах входа потока 30° и 46° , относительных шагах 0,63 и 0,68, числах Маха 0,52 и 0,58, соответствующих корневому и периферийному сечениям рабочей решетки.

В корневом сечении коэффициент профильных потерь рабочей решетки с новым профилем на 0,106% больше, чем у рабочей решетки с профилем P2, а в периферийном сечении коэффициент профильных потерь у решетки с новым профилем на 0,812 % меньше. Так как угол входа потока и относительный шаг решетки в корневом и периферийном сечениях не сильно изменяется по сравнению с углом входа потока и шагом решетки на среднем диаметре, то величина коэффициента вторичных потерь сохраняется и, соответственно, у решетки лопаток с профилем P2 он равен 2,87%, а у решетки лопаток с новым профилем – 2,27%. Основываясь на приведенных значениях коэффициентов потерь сравниваемых рабочих решеток, отметим, что коэффициент суммарных потерь решетки лопаток с новым профилем на 0,80% ниже, чем коэффициент суммарных потерь решетки лопаток с профилем P2.

Заключение

Новые методы решения прямой, гибридной и обратной задач позволяют проектировать межлопаточные каналы и профили турбинных решеток с большими углами поворота потока при наличии различных геометрических ограничений.

Разработана методика оптимального проектирования межлопаточных каналов решеток турбомашин на основе решения обратных задач. Задача оптимального проектирования – задача условной оптимизации, система ограничений которой включает в себя как ограничения-неравенства, определяющие прочностные характеристики лопаток, так и ограничение-равенство, задающее величину коэффициента профильных потерь проектируемой решетки. Целевая функция задачи оптимизации – коэффициент вторичных потерь решетки.

Решена задача оптимизации рабочей решетки турбины с лопатками постоянного по высоте профиля при ограничениях на локальные минимальные толщины профиля, минимальную площадь профиля и моменты сопротивления при заданном уровне коэффициента профильных потерь. Спроектирован профиль рабочей лопатки, который имеет волнообразные очертания корытца и спинки. По сравнению с исходной рабочей решеткой коэффициент суммарных потерь новой решетки ниже на 0,8%.

Профиль рабочей лопатки, спроектированный с волнообразными корытцем и спинкой, может не только обеспечить более низкие вторичные потери

решетки по сравнению со стандартным профилем P2, но и ее удовлетворительную работу в широком диапазоне углов атаки.

Литература

1. Субботович, В.П. Задача расчета скорости на поверхности лопатки турбомашин как задача оптимизации [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вестник Национального технического университета "ХПИ". – Харьков: НТУ "ХПИ". – 2004. – № 12. – С. 101–106.
2. Субботович, В.П. Постановка и метод решения гибридных задач расчета течения в решетках турбомашин [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вестник Национального технического университета "ХПИ". – Харьков: НТУ "ХПИ". – 2005. – № 6. – С. 44–48.
3. Субботович, В.П. Постановка и метод решения обратной задачи для определения формы межлопаточных каналов кольцевых решеток турбомашин [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вестник Национального технического университета "ХПИ". – Харьков: НТУ "ХПИ". – 2005. – № 29. – С. 49–56.
4. Субботович, В.П. Обтекание трехмерным потоком решетки профилей турбомашин на поверхности вращения [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин, Ф.К. Там // Вестник Национального технического университета "ХПИ". – Харьков: НТУ "ХПИ". – 2008. – № 6. – С. 41–46.
5. Субботович, В.П. Обратная задача теории решеток на осесимметричной поверхности тока [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин, Ф.К. Там // Вестник Национального технического университета "ХПИ". – Харьков: НТУ "ХПИ". – 2009. – № 3. – С. 56–61.
6. ОСТ 108.260.02–84. Профили рабочих лопаток постоянного сечения паровых стационарных турбин. Типы, основные параметры и размеры [Текст]. – НПО ЦКТИ. – 1985. – 30 с.
7. Гречаниченко, Ю.В. Вторичные течения в решетках турбомашин [Текст] / Ю.В. Гречаниченко, В.А. Нестеренко. – Х.: Вища школа, 1983. – 120 с.

Поступила в редакцию 25.01.2013, рассмотрена на редколлегии 30.01.2013

Рецензент: член-корр. НАН Украины, д-р техн. наук, проф., зав. отделом оптимизации процессов и конструкций турбомашин А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

ОПТИМАЛЬНЕ ПРОЕКТУВАННЯ РОБОЧИХ ЛОПАТОК НА ОСНОВІ ЗВОРОТНОЇ ЗАДАЧІ

В.П. Субботович

Розглянуто результати проектування робочої лопатки для частини високого тиску потужних парових турбін на основі нових методів розв'язування прямої та зворотної задач розрахунку Q3D-течії в решітках турбін, спеціально розроблених для оптимального проектування. У цих методах загальна задача розрахунку течії в шарі змінної товщини представлена як обмежена множина не зв'язаних між собою щодо простих окремих задач розрахунку течії у вибраних перетинах цього шару, що забезпечує можливість паралельного розв'язування окремих задач. Ці окремі задачі розв'язуються методами нелінійного програмування. Запропоновано методику оптимального проектування решіток профілів з великим кутом повороту потоку. Спроектовано нову робочу решітку, профіль якої має хвиляподібні контури, а коефіцієнт вторинних втрат решітки значно нижче, ніж у решітці стандартних профілів.

Ключові слова: турбіна, робоча лопатка, решітка профілів, міжлопатковий канал, пряма, гібридна та зворотна задачі.

OPTIMAL DESIGN OF ROTOR BLADES VIA INVERSE PROBLEM

V.P. Subotovich

The design of rotor blades for high pressure steam turbines was considered. The new methods for the solution of direct, hybrid and inverse problems of Q3D-flow through turbine cascades in a layer of variable thickness were developed. In the developed methods direct, hybrid and inverse problems are divided into separate sub-problems. They can be solved in any sequence or at the same moment, which provides the possibility to control designed blade's separate zones regarding its strength and possibility and allows decreasing the design time greatly. Separate sub-problems are solved by methods of non-linear programming, which do not demand saving of large amount of information. The technology of optimal design for blade cascade with big angle of flow swirl is developed. The rotor cascade of power high pressure steam turbine is designed, profiles of which have pressure side and suction side with local wavy contours and the coefficient of second losses is much lower than atlas cascades' profiles have.

Keywords: turbine, rotor blade, profile cascade, blade channel, direct, hybrid and inverse problems.

Субботович Валерий Петрович – канд. техн. наук, с.н.с., профессор кафедры турбиностроения, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина, e-mail: alex78ua@yahoo.com

УДК 629.78.064.5

С.В. ГУБИН, И.Г. БУРЫМ, В.В. ДЕБЕЛЫЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОЦЕНКА ОСВЕЩЕННОСТИ И ТЕМПЕРАТУРЫ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ
МОЛОДЕЖНОГО МИКРОСПУТНИКА**

В работе выполнена оценка освещенности и температуры солнечных батарей молодежного микро-спутника дистанционного зондирования Земли. Оценка проводилась на созданной специально для проектирования энергоустановок молодежных космических аппаратов математической модели, описывающей орбитальные параметры спутника в векторе направления на Солнце. Модель реализована в доступных приложениях MathCAD и Excel и апробирована на известных параметрах работающих микро космических аппаратов. С помощью модели проведены численные эксперименты по определению динамики освещенности и температуры солнечных батарей планируемого молодежного микро-спутника с различными геометрическими формами и ориентацией на Землю

Ключевые слова: микроспутник, орбита, солнечная батарея, освещенность, температура, математическая модель.

Введение

Молодежные микроспутники – это одно из активно развивающихся направлений современной практической космонавтики. В основном молодежное микроспутникостроение сконцентрировано в крупных университетах аэрокосмического направления, а подход к проектированию микрокосмических аппаратов в университетах имеет особенность. Она заключается в доступности студента к проекту с ограничениями в аппарате проектирования. Это, прежде всего, возможность простого и надежного освоения математического и физического моделирования подсистем спутника и отработки натурных агрегатов с нечетко поставленной целевой задачей.

Одним из наиболее сложных является процесс создания энергосистемы микроспутника, поскольку на начальных этапах разработки весьма условно определен график энергоснабжения и уровень солнечного энергоприхода [1]. Причем в процессе разработки энергоустановки микрокосмического аппарата приходится неоднократно возвращаться к начальным условиям проектирования [2]. Такой подход предусматривает наличие разветвленного математического обеспечения, позволяющего выполнять оперативные расчеты режимов работы энергетического оборудования малого космического аппарата (КА) в ограниченное время. Однако применять для таких целей сложное и дорогое программное обеспечение, реализованное в ведущих конструкторских бюро, в рамках студенческого коллектива не представляется возможным, как и по трудностям освоения, так и по финансовым соображениям.

Таким образом, создание комплекса специали-

зированного математического обеспечения для проектирования энергосистемы студенческого микро-спутника является актуальной задачей в области микроспутникостроения. Наиболее важным в этом комплексе выступает определение энергоприхода на солнечные батареи космического аппарата, определяющее как тепловые режимы данного первичного генератора, так и энергоресурс.

Представленная модель позволяет выполнить и неоднократно повторить проектные расчеты параметров первичного генератора – солнечной батареи, эффективно освоить методику расчета и применить в практическом проектировании студенческого микроспутника.

**Постановка задачи.
Орбитальные параметры**

Входным воздействием на солнечную батарею космического аппарата является, в основном, солнечное излучение, как прямое, так и отраженное от Земли. Его влияние определяет и энергоприход, и тепловые режимы. А степень влияния определяется орбитальными параметрами и видом компоновки космического аппарата и солнечных батарей. Из доступного к практическому применению математического аппарата, разработанного в ведущих аэрокосмических вузах для определения уровня и направленности солнечного излучения, обычно сложно получить решения для конкретной миссии космического аппарата. Поскольку выполнение решения осложняется отсутствием точных начальных данных о дате запуска и планируемым орбитальным параметрам в зависимости от типа запуска: кластер-

ным, попутным и т.п. Поэтому задача может быть поставлена так, чтобы получить решение для наиболее распространенных задач молодежных микроспутников с ее расширением до более редких и уникальных.

Из реализованных студенческих и молодежных микроспутников широкий класс представляют космические аппараты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) (например TUBSat, SSTL). Такая задача интересна тем, что обеспечивает возможность как управления ориентацией и стабилизацией космического аппарата, так и получением расширенной телеметрии, а также возможностью видеть свои действия на снимках земной поверхности. Для спутников, выполняющих задачу ДЗЗ характерна солнечно-синхронная орбита (ССО). Особенностью ССО является то, что местное время прохождения спутника над одними и теми же участками земной поверхности постоянно. Таким образом, угол освещения земной поверхности будет приблизительно одинаковым на всех проходах спутника. Наклонение ССО $i > 90^\circ$, соответственно это орбиты с обратным движением. Угловая скорость прецессии данной орбиты примерно равна угловой скорости движения Солнца по эклиптике.

Для солнечно-синхронной орбиты выбирается такая высота, чтобы период обращения спутника был кратен солнечным суткам. Если орбита эллиптическая, то необходимо подобрать соответствующую большую полуось. Рассчитать ее можно с помощью следующего выражения [3]:

$$a = \left[\left(\frac{86400}{2\pi N} \right)^2 \cdot \mu \right]^{\frac{1}{3}}, \quad (1)$$

где N – целое количество оборотов вокруг Земли, совершенных спутником за сутки;

μ – гравитационный параметр притягивающего центра (для Земли $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$).

Спутники, как правило, на высокие ССО не запускаются, так как, при увеличении высоты орбиты, увеличивается наклонение орбиты, и полярные области не попадают в зону покрытия (рис. 1).

Используя известные из аналитической геометрии свойства эллипса, находятся остальные параметры орбиты.

Далее рассчитывается наклонение орбиты, обеспечивающее прецессию линии узлов на 360° в год, для компенсации вращения Земли вокруг Солнца (рис. 2). Ее можно найти из следующего соотношения [4]:

$$i = \arccos \frac{a^2(1-e^2)^2(T_c\omega_3 - 2\pi)}{3C_{20}\pi R_3^2 N}, \quad (2)$$

где e – эксцентриситет орбиты;

$\omega_3 = 0,72921 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$ – угловая скорость вращения Земли относительно звезд;

$C_{20} = -1098,08 \cdot 10^{-6}$ – безразмерная константа разложения гравитационного потенциала Земли по сферическим гармоникам полинома Лежандра.

$R_3 = 6378,17 \text{ км}$ – экваториальный радиус Земли;

N – количество витков, совершаемых КА за сутки ($T_c = 86400 \text{ с}$);

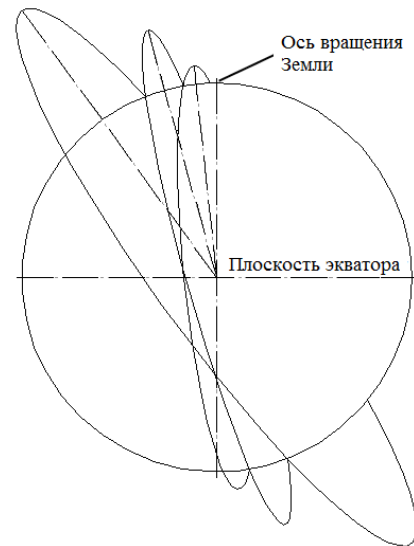


Рис. 1. Различные варианты солнечно-синхронных орбит

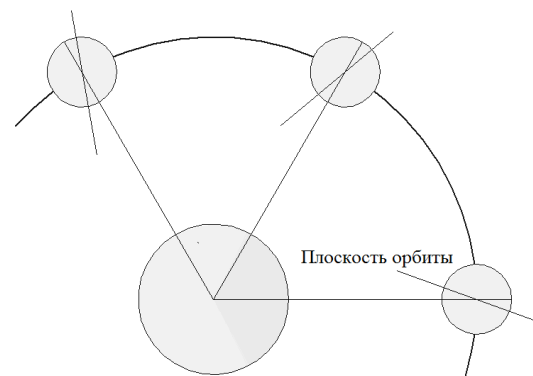


Рис. 2. Прецессия линии узлов

Зависимость же долготы восходящего узла от номера дня в году и от местного времени прохождения спутником восходящего узла орбиты будет следующая [4]:

$$\Omega = \arctg(\tg\theta \cos \varepsilon) - (12 - t_{в.у})\pi/12, \quad (3)$$

где θ – долгота Солнца на эклиптике, рад;

ε – наклонение плоскости эклиптики к плоскости экватора ($\varepsilon = 23^\circ 27'$).

$t_{в.у}$ – местное время прохождения восходящего узла орбиты, выраженное в часах;

Исходя из данного выражения, можно найти

начальную долготу восходящего узла при запуске спутника.

Из-за наклона орбиты местное время прохождения спутником восходящего узла будет отличаться от местного времени прохождения необходимой нам точки земной поверхности. Найти его можно из следующего выражения:

$$t_{в.у} = t_m + \frac{\alpha \cdot \sin(i - 90)}{15}, \quad (4)$$

где t_m - местное время прохождения спутником необходимой точки земной поверхности, выраженное в часах;

α - широта необходимой точки земной поверхности, выраженная в градусах.

Если точка находится на северном полушарии, то α положительна, если на южном – отрицательна.

Что же касается координаты точки на экваторе, над которой должен проходить спутник на том витке, на котором он проходит над необходимой нам точкой земной поверхности, то здесь, кроме наклона орбиты, необходимо учесть также вращение Земли. Рассчитать координату можно следующим образом:

$$\gamma = \beta + \frac{\alpha}{360} \cdot t_B \cdot \omega_3 + \alpha \cdot \sin(i - 90), \quad (5)$$

где β - долгота необходимой точки земной поверхности, выраженная в градусах;

t_B - период обращения спутника.

Решение задачи.

Сезонное изменение длительности тени, энергетически определяющие витки

По установлению параметров орбиты в постановке задачи необходимо найти изменение освещенности панелей фотоэлектрической батареи (БФ) на характерных витках, определяемых минимумом значения средней освещенности панели за t_B (так называемые энергетически определяющие витки), или витках с максимальной продолжительностью теневого участка. Как правило, появление данных витков зависит от углового положения Солнца относительно плоскости орбиты [1]. Для того, чтобы найти энергетически определяющие витки, необходимо построить диаграмму изменения длительности тени в течение года орбитального полета.

В космической энергетике при расчете освещенности ИСЗ в орбитальном движении чаще всего используют цилиндрическую модель тени Земли. Она интерпретирует тень Земли как цилиндр бесконечной протяженности в сторону, противоположную Солнцу. Радиус основания цилиндра равен среднему радиусу Земли, его ось совмещена с лини-

ей Земля - Солнце. Эта модель справедлива при некоторых, оправданных в данном применении, допущениях: шарообразность Земли, параллельность солнечных лучей, отсутствие полутеней и сумерек на границе тени, неизменность взаимного положения Солнца, Земли и плоскости орбиты ИСЗ в течение периода обращения ИСЗ.

Длительность тени можно найти из следующего соотношения [1]:

$$t_T = \sqrt{a^3 / \mu} [(E_{в.т} - E_{в.к}) - e(\sin E_{в.т} - \sin E_{в.к})], \quad (6)$$

где $E_{в.к}$ и $E_{в.т}$ – эксцентрические аномалии, соответствующие входу спутника в тень и выходу из нее.

Эксцентрические аномалии можно выразить и посчитать, зная истинные аномалии входа и выхода спутника из тени, из следующего выражения [1]:

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}, \quad (7)$$

где ϑ - истинная аномалия, рад.

Истинные аномалии КА ϑ_T в точках пересечения орбиты с поверхностью цилиндрической тени, т.е. в точках входа в земную тень и выхода из нее, находится с точностью до единиц градусов из следующего выражения [5]:

$$\vartheta_T = 2 \arctg \left(\frac{A \pm \sqrt{A^2 + B^2 - Q^2}}{B - Q} \right), \quad (8)$$

где

$$A = (\sin \theta \cdot \sin \varepsilon \cdot \sin i - \cos i \cdot \cos \theta \cdot \sin \Omega + \cos i \cdot \sin \theta \cdot \cos \varepsilon \cdot \cos \Omega) \cos \omega - \sin \omega (\sin \theta \cdot \cos \varepsilon \cdot \sin \Omega + \cos \theta \cdot \cos \Omega), \quad (9)$$

$$B = (\sin \theta \cdot \sin \varepsilon \cdot \sin i - \cos i \cdot \cos \theta \cdot \sin \Omega + \cos i \cdot \sin \theta \cdot \cos \varepsilon \cdot \cos \Omega) \sin \omega + \cos \omega (\sin \theta \cdot \cos \varepsilon \cdot \sin \Omega + \cos \theta \cdot \cos \Omega), \quad (10)$$

$$Q = \sqrt{1 - (R / R_\pi)^2}, \quad (11)$$

где $R = 6372$ км – радиус Земли;

R_π - радиус перигея, км.

Положительный знак перед корнем соответствует точке входа в тень, отрицательный - точке выхода из нее.

Если задать истинные аномалии, а затем и эксцентрические аномалии, как функцию от номера дня в году, можно будет затем выразить и длительность тени как функцию от номера дня в году и построить график изменения длительности тени в течение года.

На графике (рис. 3) видно, что длительность тени в течение года орбитального полета изменяется

незначительно. Это объясняется тем, что угол между нормалью к плоскости орбиты и вектором направления на Солнце не изменяется благодаря тому, что линия узлов орбиты за год поворачивается на угол 360° , и единственно возможной причиной изменения длительности тени является вращение орбиты в своей плоскости (т. е. вековое движение перигея).

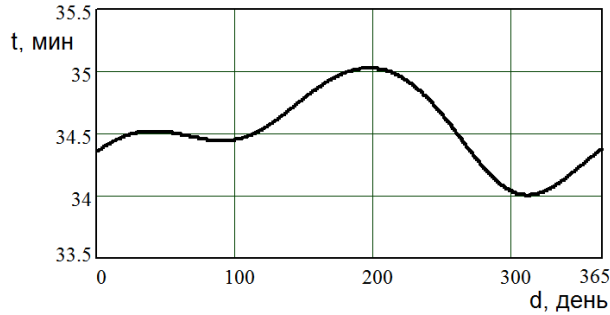


Рис. 3. Сезонное изменение длительности тени

Для ССО, как правило, используются круговая и квазикруговая орбиты. Данный расчет был произведен для квазикруговой орбиты, поэтому и наблюдается незначительное изменение продолжительности теневого участка в течение года.

Освещенность панелей БФ в течение витка

Данные по энергетически определяющим виткам являются исходными для построения диаграммы изменения освещенности панелей фотоэлектрических батарей. Для этого необходимо определить мощность солнечного излучения, а также мощность энергетических потоков от отраженного и собственного излучения Земли, приходящихся на единицу поверхности панели БФ. Решение будем производить для четырех панелей, установленных под углом к корпусу КА.

Для описания орбитального движения КА и задания его ориентации в пространстве будем использовать следующие системы координат (СК): *геоцентрическую инерциальную* СК $OXYZ$, *геоцентрическую орбитальную* СК $OX_1Y_1Z_1$ и *связанную* СК $O_2X_2Y_2Z_2$.

Положение панелей БФ наиболее удобно задавать в связанной системе координат, так как для малых космических аппаратов они не ориентируемы, и в данной СК координаты нормалей к панелям будут неизменны.

Освещенность панели БФ можно определить как произведение солнечной постоянной на коэффициент освещенности:

$$E = E_0 \cdot K_{osv}, \quad (12)$$

где $E_0 = 1360 \text{ Вт/м}^2$ - солнечная постоянная,

K_{osv} - коэффициент освещенности.

Для неориентируемых БФ коэффициент освещенности будет изменяться в течение витка по гармоническому закону. Его можно найти следующим образом:

$$K_{osv} = \Gamma \cdot \cos(\alpha), \quad (13)$$

где $\Gamma = 1$, если спутник находится на освещенном участке орбиты;

$\Gamma = 0$, если спутник находится в тени;

α - угол между внешней нормалью к поверхности панели БФ и вектором направления на Солнце. Величина α зависит от принятой схемы установки и перекладки панелей, т. е. определенного положения панелей относительно корпуса КА.

Косинус угла α , выраженный через компоненты $\mathbf{n}$ и $\mathbf{S}$ в геоцентрической орбитальной системе координат, будет равен:

$$\cos \alpha = n_x S_{x1} + n_y S_{y1} + n_z S_{z1}, \quad (14)$$

где координаты вектора направления на Солнце можно найти из следующих соотношений:

$$\begin{cases} S_{x1} = \cos \theta \cos \Omega + \sin \theta \cos \varepsilon \sin \Omega, \\ S_{y1} = \cos \theta \sin \Omega + \sin \theta \cos \varepsilon \cos \Omega, \\ S_{z1} = \sin \theta \sin \varepsilon. \end{cases} \quad (15)$$

Что касается координат нормали к поверхности БФ, то, так как панели БФ неориентируемы, мы можем их задать в связанной системе координат (n_{x2}, n_{y2}, n_{z2}) .

Переход от связанной системы координат к геоцентрической орбитальной СК осуществляется с помощью матрицы поворота [1]:

$$M(u) = M_i M_\omega M_u, \quad (16)$$

где

$$M_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix}, \quad (17)$$

$$M_\omega = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$M_u = \begin{bmatrix} \cos(u - \omega) & -\sin(u - \omega) & 0 \\ \sin(u - \omega) & \cos(u - \omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

$$\begin{pmatrix} n_{x1} \\ n_{y1} \\ n_{z1} \end{pmatrix} = M(u) \begin{pmatrix} n_{x2} \\ n_{y2} \\ n_{z2} \end{pmatrix}, \quad (20)$$

где ω – аргумент перигея, рад.

Матрица поворота здесь задается как функция от аргумента широты спутника, соответственно и координаты нормалей к панелям БФ в геоцентрической орбитальной системе координат будут выражены, как функция от аргумента широты спутника.

В итоге мы получим зависимость освещенности панелей БФ от аргумента широты спутника u и можем построить соответствующие графики. На рис. 4 изображены и пронумерованы графики изменения освещенности для четырех панелей БФ в течение одного витка.

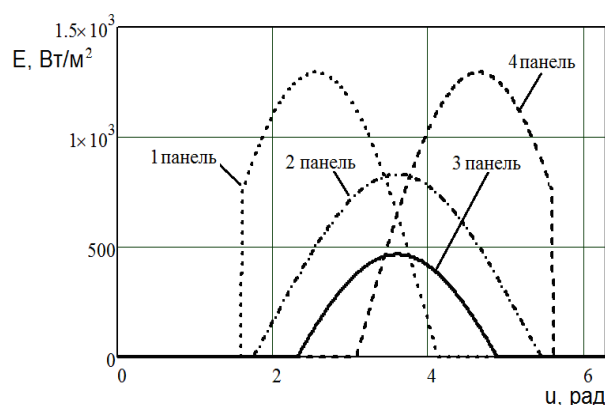


Рис. 4. Изменение мощности солнечного излучения, приходящегося на единицу поверхности БФ, в течение одного витка

Энергетический поток, приходящий на поверхность КА от планеты, представляет собой совокупность двух составляющих – собственного и отраженного солнечного излучений.

По мере удаления в любом направлении от Земли величина среднего теплового потока, проходящего через сферу радиусом $(R+H)$, будет уменьшаться как $(R/(R+H))^2$, где R – средний радиус Земли.

Освещенность панелей БФ от собственного излучения Земли будет функцией аргумента широты спутника, и возможно построить диаграмму изменения мощности энергетических потоков от собственного излучения Земли, падающих на единицу поверхности панелей БФ. Результаты расчета освещенности панелей от собственного излучения Земли представлены на рис. 5, при условии одноосной ориентации космического аппарата на Землю.

Отраженное излучение складывается из потоков, отраженных от облачного покрова (73%), атмосферы (19%) и подстилающей поверхности (8%). Таким образом, плотность потока, падающего на БФ отраженного излучения от планеты, зависит, в первую очередь, от отражательной способности, или просто альбедо (α). Значение α зависит от ряда факторов: времени года, географической широты места,

над которым находится КА (а главное, облачности в данном районе), угла падения солнечных лучей.

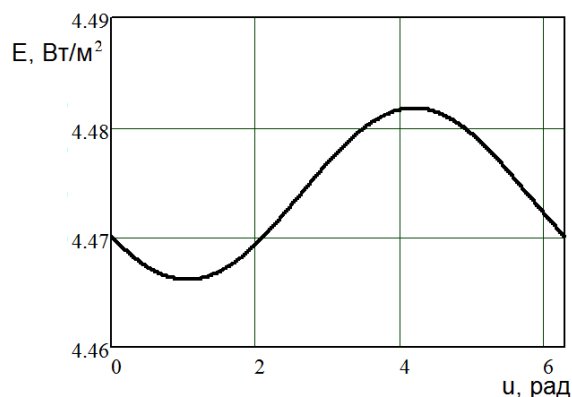


Рис. 5. Изменение мощности энергетических потоков от собственного излучения Земли, падающего на единицу поверхности БФ, в течение одного витка

На практике обычно принимают диффузионный закон распространения излучений от Земли и единое значение среднего альбедо ($\alpha_{ср}$) по ее поверхности. Эти допущения обусловлены простотой и удовлетворительной точностью проводимых инженерных расчетов. Для Земли $\alpha_{ср} = 0,34$ [6].

Плотность отраженного солнечного излучения, падающего на единицу поверхности панели БФ можно выразить как функцию от аргумента широты спутника и построить соответствующие графики для четырех панелей (рис. 6).

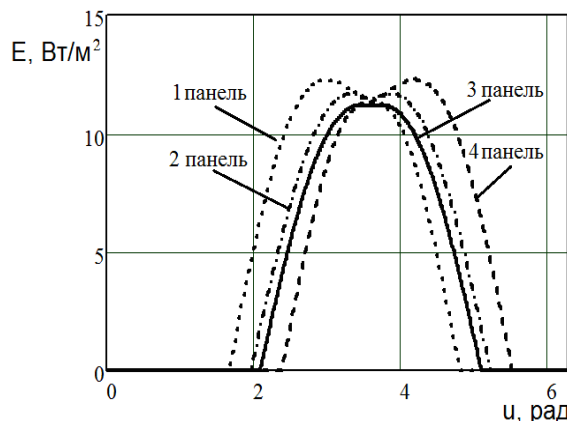


Рис. 6. Изменение мощности энергетических потоков от отраженного солнечного излучения от Земли, падающего на единицу поверхности БФ

Суммарная освещенность панелей БФ равна сумме освещенности от солнечного излучения, собственного излучения Земли и отраженного излучения от Земли:

$$E_{\text{sum}}(u) = E(u) + E_{\text{отр}}(u) + E_{\text{соб}}(u). \quad (21)$$

С помощью данного выражения можно построить графики изменения суммарной освещенно-

сти панелей БФ в течение одного витка. Результаты расчета для четырех панелей БФ представлены на рис. 7.

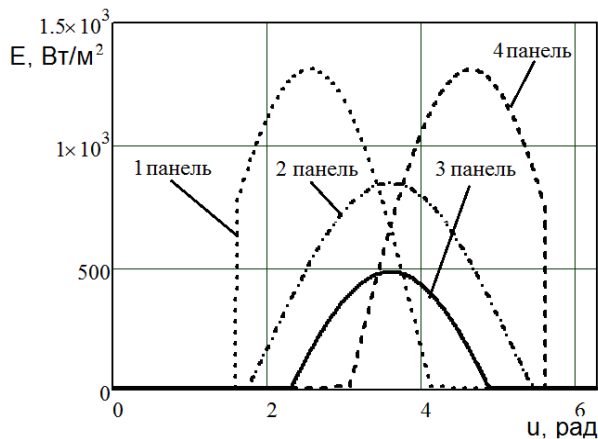


Рис. 7. Изменение суммарной освещенности панелей БФ, в течение одного витка

Результаты данных расчетов можно использовать для определения изменения температуры БФ, для построения вольтамперных характеристик солнечных батарей и для дальнейшего использования полученных данных на различных этапах проектирования системы энергоснабжения КА.

Определение температуры панелей БФ

Полученные значения и зависимости суммарной освещенности панелей БФ в течение витка, позволяют определить их температуру.

Для определения температуры панелей БФ на протяжении одного витка используем уравнение теплового баланса, которое имеет вид [1]:

$$C_m M_s \frac{dT}{dt} = Q_1 + Q_2 - N_{уд}, \quad (22)$$

где C_m – удельная теплоемкость материала панели БФ, Дж/кг;

M_s – удельная масса панели, кг/м²;

t – время, с;

T – температура панели, К;

Q_1 – тепловой поток от внешних источников тепла, Вт/м²;

Q_2 – тепловой поток от внутренних источников тепла, Вт/м²;

$N_{уд}$ – удельная электрическая мощность панели, Вт/м².

Определим тепловые потоки от внешних и внутренних источников тепла, а также зависимость удельной мощности от освещенности поверхности панелей БФ и полученные значения подставим в уравнение теплового баланса.

Тепловой поток от внешних источников будет

изменяться в течение витка, поскольку панели БФ неориентированы, и зависят от:

- прямого излучения Солнца;
- собственного и отраженного солнечного излучения Земли.

Тогда тепловой поток от внешних источников тепла с учетом всех параметров можно описать выражением для Q_1 , которое примет вид:

$$Q_1 = \alpha_l (E_l + E_{отр\ T} + E_{соб\ l}) + \alpha_T (E_T + E_{отр\ T} + E_{соб\ T}), \quad (23)$$

где E – освещенность панелей БФ от солнечного излучения, а индексы “л” и “т” указывают лицевую и тыльную поверхность панели, Вт/м²;

α_l и α_T – интегральные коэффициенты поглощения лицевой и тыльной поверхности панели;

$E_{отр}$ – освещенность панелей от отраженного от Земли солнечного излучения, Вт/м²;

$E_{соб}$ – освещенность панелей от собственного излучения Земли, Вт/м².

Тепловой поток от внутренних источников с учетом теплового излучения самой батареи можно описать:

$$Q_2 = -(\epsilon_l + \epsilon_T) \sigma T^4, \quad (24)$$

где $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}^4}$ – постоянная Больцмана;

ϵ_l и ϵ_T – интегральные коэффициенты излучения лицевой и тыльной стороны.

Определим $N_{уд}$. Для упрощения можно пренебречь зависимостью электроэнергетических параметров БФ от температуры. Данное предположение упрощает процедуру численного интегрирования уравнения (22), существенно не снижая точность расчета, так как:

- во-первых, $N_{уд}$ от температуры составляет незначительную часть (менее 0,5 %) от определяющего потока Q_1 ;

- во-вторых, четвертая степень в выражении для Q_2 значительно снижает возможную погрешность определения T из-за температурной зависимости электрических параметров батареи.

Исходя из этого уравнение для $N_{уд}$ принимает следующий вид:

$$N_{уд} = (E_l + E_{отр\ l}) \eta k_{зап}, \quad (25)$$

где η – КПД фотоэлектрических преобразователей;

$k_{зап}$ – коэффициент заполнения рабочей поверхности панели БФ фотоэлектрического преобразователя.

Также принимаем, что отраженная радиация находится в спектральном диапазоне, совпадающем с областью чувствительности ФП.

Результаты расчета можно представить в виде диаграммы зависимости удельной мощности от освещенности поверхности панели БФ в течение одного витка. Результаты расчета для четырех панелей представлены на рис. 8.

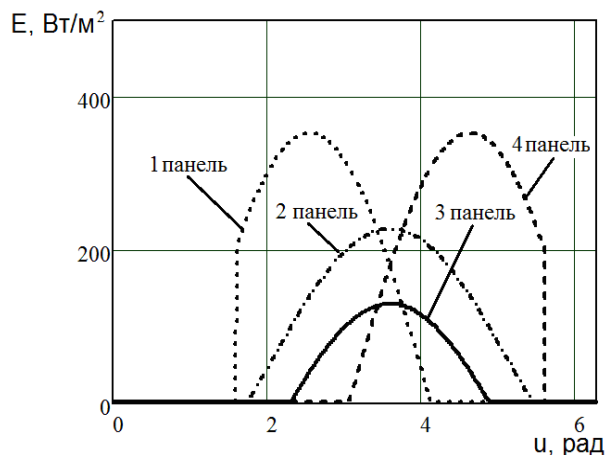


Рис. 8. Изменение удельной мощности в течение одного витка

Соотношения (23-25) подставим в уравнение (22) и получим окончательный вид уравнения теплового баланса:

$$C_m M_s \frac{dT}{dt} = \alpha_L (E_L + E_{отрл}) (1 - \eta k_{зап}) + \alpha_L E_{собрл} + \alpha_T (E_T + E_{отрт} + E_{собрт}) - (\epsilon_L + \epsilon_T) \sigma T^4. \quad (26)$$

Имея представленные выше выражения можно подставить все известные нам функции в уравнение (26) и построить диаграмму изменения температуры каждой панели БФ в течение одного витка. Результаты расчетов температуры представлены на рис. 9.

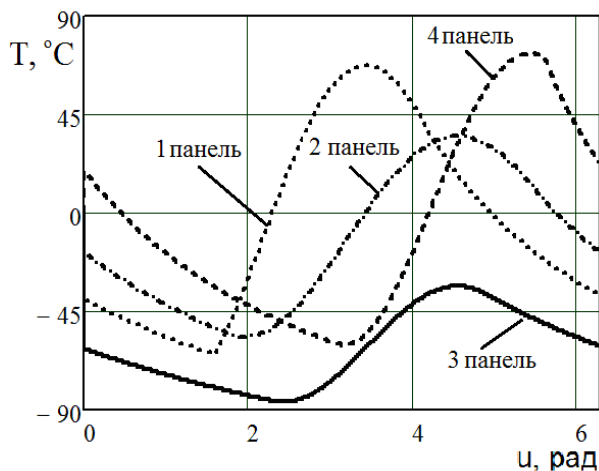


Рис. 9. Изменение температуры панелей БФ в течение одного витка

Заключение

Построенная математическая модель, описывающая освещенность и температуру фотоэлектрической батареи малого космического аппарата была реализована в простых и доступных приложениях MathCAD и Excel. В задачах проектирования систем энергоснабжения молодежных микроспутников и в задачах освоения моделирования энергоприхода такая реализация модели вполне приемлема даже с учетом понижения точности. Сравнение приведенных расчетов с результатами данных по энергоприходу и тепловым параметрам космических аппаратов ДЗЗ, указывает на приемлемые допуски в пределах 5...10 %. Для учебных или рабочих проектов по молодежным микроспутникам это допустимо с учетом их краткосрочности активного существования.

Данная модель для применений в молодежном проектировании микроспутников представляет промежуточное звено между моделью динамики полета космического аппарата, реализованную во множестве различных приложений, и моделями первичных генераторов и накопителей энергии космических аппаратов. Существенным отличием от ранее реализованных моделей [1, 5] является учет малой размерности космического аппарата и энергоустановки, а также ограниченный срок активного существования. Таким образом, математическая модель в приведенной реализации позволяет выполнять не только учебные проекты, но и проектирование энергосистем малых космических аппаратов.

Литература

1. Безручко, К.В. Расчет освещенности и температуры солнечных энергоустановок ИСЗ в условиях орбитального полета [Текст] : учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию / К.В. Безручко, А.В. Горовой, И.Б. Туркин. – Харьков: Изд-во Гос. аэрокосмического ун-та "Харьк. авиац. ин-т", 1999. – 65 с.
2. Воронков, О.Г. Выбор наилучшего расположения солнечных батарей неориентируемых СБ на ИСЗ [Текст] / О.Г. Воронков, В.М. Чернышенко // Космические исследования. – 1974. – Т. 12, №6. – С. 34 – 47.
3. Балк, М.Б. Элементы динамики космического полета [Текст] / М.Б. Балк. – М.: Наука, 1965. – 339 с.
4. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли [Текст]: моногр. / А.В. Соллогуб, Т.П. Анишаков, В.В. Данилов и др. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.
5. Белов, Д.Г. Освещенность и ориентация солнечных батарей искусственных спутников Земли [Текст]: учебн. пособие / Д.Г. Белов, С.В. Губин,

Ю.А. Шепетов. - Харьков : Изд-во Нац. Аэрокосмического ун-та "Харьк. авиац. ин-т", 2001. - 40 с.

6. Раушенбах, Г. Справочник по проектированию солнечных батарей [Текст] / Г. Раушенбах. - М. : Энергоатомиздат, 1983. - 380 с.

Потупила в редакцию 30.01.2013, рассмотрена на редколлегии 13.02.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заместитель генерального директора – генерального конструктора по научной работе В. Н. Борщев, ГП Научно-исследовательский технологический институт приборостроения, Харьков.

ОЦІНКА ОСВІТЛЕНОСТІ І ТЕМПЕРАТУРИ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ МОЛОДІЖНОГО МІКРОСУПУТНИКА

С.В. Губін, І.Г. Бурим, В.В. Дебелій

У роботі виконано оцінку освітленості і температури сонячних батарей молодіжного мікросупутника дистанційного зондування Землі. Оцінка проводилась на спеціально створеній для проектування енергоустановок молодіжних космічних апаратів математичній моделі, що описує орбітальні параметри супутника у векторі напрямлення на Сонце. Модель реалізовано у доступних програмах MathCAD та Excel і апробовано на відомих параметрах мікро космічних апаратів, що працюють. За допомогою моделі проведено чисельні експерименти з визначення динаміки освітленості і температури сонячних батарей молодіжного мікросупутника, що планується з різними геометричними формами та орієнтацією на Землю.

Ключові слова: мікросупутник, орбіта, сонячна батарея, освітленість, температура, математична модель.

EVALUATION OF LIGHT AND TEMPERATURE SOLAR ARRAY YOUTH MICROSATELLITES

S.V. Gubin, I.G. Buryim, V.V. Debeliy

In the estimate of illumination and temperature solar array youth micro-satellite remote sensing. The evaluation was made specifically for the design of power plants youth spacecraft mathematical models that describe the orbital parameters of the satellite in the vector direction to the Sun. The model is implemented in the applications available MathCAD and Excel and tested on the known parameters of a working micro satellites. The model numerical experiments, by definition, the dynamics of light and temperature solar array youth micro-satellites with different geometry and orientation of the Earth

Keywords: micro satellite, orbit, solar array, light, temperature, the mathematical model.

Губин Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Бурим Иван Григорьевич – магистрант каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Дебелый Василий Владимирович – студент каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.7.01;004.8

В.В. ВОРОНЬКО, И.В. ШОСТАК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ЗНАНИЙ В МОДЕЛЯХ МИРА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ РОБОТОВ-СБОРЩИКОВ САМОЛЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В статье обоснована целесообразность роботизации сборочных процессов в самолетостроении, а также проведен сравнительный анализ применимости канонических подходов к представлению знаний в моделях мира интеллектуальных роботов-сборщиков самолетных конструкций. Рассмотрены особенности создания и применения промышленных интеллектуальных роботов (ИР) для обслуживания сборочных процессов в самолётостроении. Приведены примеры представления знаний в локальных системах управления интеллектуальных роботов из предметной области «Конвейерная сборка самолетных конструкций».

Ключевые слова: роботизация, конвейерная сборка, интеллектуальный робот, модель знаний, метод виртуальных баз.

Введение

Качественно новым решением проблемы сокращения доли живого труда в условиях конвейерной сборки самолетных конструкций является применение промышленных роботов в качестве переналаживаемых сборочных средств с гибкими технологическими свойствами. Последнее обстоятельство сопряжено с рядом трудностей, вызванных необходимостью разработки новых принципов организации производства, изменения технологии сборочных процессов, создания нового технологического оборудования и средств упорядочения среды, с которой взаимодействует промышленный робот. Промышленный робот (ПР) — перепрограммируемое автоматическое устройство, применяемое в производственном процессе для выполнения двигательных функций, аналогичных функциям человека, при перемещении предметов производства и (или) технологической оснастки [1]. Выполнение ПР двигательных функций сочетается с выполнением функций управления и контроля (например, ПР с адаптивным управлением).

Как показывает мировой опыт [2-5], успешное внедрение ПР в сборочное производство на самолетостроительном предприятии может быть обеспечено в результате применения комплексного подхода к решению перечисленных выше вопросов на основе использования гибких переналаживаемых структур и элементов робототехнических систем, организованных по модульному принципу.

Цель статьи состоит в обосновании выбора средств представления знаний о предметной области в локальной системе управления интеллектуальным

роботом на участке конвейерной сборки самолетных конструкций.

Постановка задачи исследования

Исходными данными для анализа выступают четыре канонических модели знаний, а именно: продукционные системы; фреймы; семантические сети и логико-предикативные системы. Анализ применимости канонических моделей для представления знаний о мире в локальных системах управления (ЛСУ) интеллектуальных роботов (ИР) должен быть основан на оценке их выразительной способности, а также возможностях анализа полноты, непротиворечивости и корректности знаний, представленных в ЛСУ ИР. Результатом решения задачи должна являться одна из известных моделей знаний с указанием путей ее расширения и дополнения для учета специфики сборочных процессов в самолетостроении.

Характеристика современного этапа применения промышленных интеллектуальных роботов

Первый ИР, предназначенный для автоматизации производственных процессов, был создан в Электротехнической лаборатории (Япония) в начале 70-х годов. Эта разработка была реализована в рамках проекта "Промышленный интеллектуальный робот", целью которого являлось создание оштученного манипуляционного робота с элементами искусственного интеллекта (ИИ) для выполнения сборочно-монтажных работ с визуальным контро-

лем. Манипулятор робота имел шесть степеней свободы и управлялся мини-ЭВМ NEAC-3100 (объем оперативной памяти 32000 слов, объем внешней памяти на магнитных дисках 273000 слов), формировавшей требуемое программное движение, которое отрабатывалось следящей электрогидравлической системой. Схват манипулятора был оснащен тактильными датчиками. В качестве системы зрительного восприятия в первом промышленном ИР использовались две телевизионные камеры, снабженные красно-зелено-синими фильтрами для распознавания цвета предметов. В результате обработки полученной информации грубо определялась область, занимаемая интересующим робота предметом. Далее, с целью детального изучения этого предмета выявленная область сканировалась с большим разрешением при автоматическом передвижении камер, подобно тому, как человек скользит взглядом по предмету. Робот Электротехнической лаборатории был способен распознавать простые предметы, ограниченные плоскостями и цилиндрическими поверхностями при специальном освещении.

Уровень интеллекта и информационного обеспечения ИР определяется характеристикой окружающей среды, с которой действует (на которую воздействует) исполнительная система ИР. В робототехнических системах под окружающей средой понимаются объекты роботизации, которые могут находиться в неупорядоченном (неподготовленная среда), упорядоченном (подготовленная среда) и частично упорядоченном состояниях [1].

ИР первого поколения обладали весьма высоким уровнем интеллектуальности, что соответствовало концепции создания «гуманоидных роботов», интегрирующих в себе широкий спектр возможностей по реализации разумного поведения. Так, описанный выше промышленный ИР японского производства по своим возможностям соответствовал пятому, высшему уровню интеграции. Указанное обстоятельство объясняется неподготовленностью, либо в отдельных случаях, частичной подготовленностью окружающей робота среды, как следствие, имевшего место в то время уровня организации производства.

В настоящее время промышленные ИР массово производятся фирмами во многих странах мира, среди этих фирм ведущими являются ABB, STAUBLI, REIS, MOTOMAN, MITSUBISHI. Современные промышленные ИР, как правило, входят в состав робототехнических систем (РТС). Они используются преимущественно в условиях массового и крупносерийного производства для манипулирования, сварки, покраски, упаковки, шлифовки, полировки и т. д. с большим спектром применения и

по точности, и по характеру выполняемых операций. При этом для современных промышленных ИР характерен невысокий уровень интеграции, соответствующий значительно возросшему уровню организации производства и, как следствие, подготовленности внешней среды.

Сравнительный анализ возможностей применения различных средств искусственного интеллекта для синтеза моделей мира отдельных ИР и РТС в целом на участке сборки самолетных конструкций

Искусственные нейронные сети изначально были хорошо приспособлены для задач классификации, и первая модель перцептрона решала именно эту задачу. В силу указанного обстоятельства наиболее широкое применение искусственные нейронные сети (ИНС) находят в системах распознавания образов. В настоящее время аппарат нейронных сетей нашел применение в системах распознавания промышленных манипуляторов. Распознавание изображений давно стало необходимой частью сложных робототехнических систем. Системы объемного зрения позволяют получить информацию об ориентации объектов в пространстве. Ведутся попытки создания на базе однородных нейроподобных структур (вейвлет-нейронных сетей) систем планирования действий интеллектуальных роботов.

Вместе с тем, поскольку по своей природе ИНС не предназначены для воспроизведения процесса рассуждений, построение на их основе системы управления (СУ) ИР, в рамках изложенной в [6] концепции, нецелесообразно.

На данный момент общепринятым считается подход к созданию СУ ИР с использованием стандартных методов и средств инженерии знаний, к которым относятся продукционные системы, семантические сети, фреймовые структуры и логические системы на основе формальных теорий первого порядка (как правило, исчисления предикатов).

Известно, что эффективность применения той или иной технологии представления и обработки знаний напрямую зависит от цели создания интеллектуальной системы. Интеллектуальные системы являются необходимым компонентом, решающим задачи создания модели мира, системы планирования действий и управления целями. База знаний (БЗ) в интеллектуальных системах является одной из главных частей модели мира и функций его преобразования. Рассмотрим с этих позиций применимость стандартных средств инженерии знаний к моделированию деятельности рабочего, а также

производственного коллектива на участке конвейерной сборки самолетных конструкций.

Продукционные системы строятся на выражениях вида ЕСЛИ-ТО, которыми можно описать практически все употребительные силлогизмы.

Продукционные модели (ПМ), впервые предложенные Постом [7], применяются в системах ИИ с 1972г. и являются на сегодняшний день наиболее популярными моделями знаний, используемыми в экспертных системах.

ПМ представляют собой набор правил вида «условия - действие», где условиями являются утверждения о содержимом базы данных (БД), а действия отражают процедуры, которые изменяют содержимое БД.

В продукционных системах принято различать три основные компоненты:

- а) БД (как правило, структурированная);
- б) множество продукционных правил, каждое из которых состоит из двух частей:

- условий (антецедент); в этой части каждого правила указаны условия, от наличия которых зависит выполнение определенных действий;

- действий (консеквент); данная часть правил содержит описание действий, которые должны быть выполнены над содержимым БД при наличии соответствующих условий;

- в) интерпретатор, который по наличию условий определяет, какие продукты могут быть активированы в текущий момент, выбирает одно из них и выполняет действие над содержимым БД, соответствующее выбранному правилу.

В качестве примера использования ПМ для управления ИР рассмотрим фрагмент роботизированного участка сборки самолетных конструкций, включающий ИР – сборщик, в функции которого входит оценка характера поверхностей пары составных частей (СЧ) - СЧ1 и СЧ2 - для их последующего сопряжения. СЧ подаются попарно в рабочую зону ИР по конвейеру Тр1. В состав рассматриваемого фрагмента также входят конвейер Тр2 для подачи СЧ на соединение и накопитель НкД, в который помещаются СЧ, подлежащие доводке.

Предполагается, что движение конвейеров Тр1 и Тр2 пошаговое, и синхронизировано с движениями манипулятора ИР. В результате оценки с помощью датчиков сопрягаемых поверхностей СЧ, СУ ИР формирует управляющее воздействие (угол поворота манипулятора). Так, если в результате оценки допуск не превышает пороговой величины s , задаваемый угол поворота манипулятора даст возможность перенести и установить текущую пару СЧ на Тр2, в противном случае угол поворота будет достаточен для помещения этой пары в НкД.

Набор ПМ, описывающих алгоритм управле-

ния рассматриваемым фрагментом роботизированного участка (РУ), будет включать следующие правила:

Правило 1. ЕСЛИ СЧ1 И $S_1 > s$ И СЧ2 И $S_2 > s$ ТО угол поворота манипулятора $m = x$;

Правило 2. ЕСЛИ СЧ1 И $S_1 > s$ И СЧ2 И $S_2 \leq s$ ТО угол поворота манипулятора $m = x$;

Правило 3. ЕСЛИ СЧ1 И $S_1 \leq s$ И СЧ2 И $S_2 > s$ ТО угол поворота манипулятора $m = x$;

Правило 4. ЕСЛИ СЧ1 И $S_1 \leq s$ И СЧ2 И $S_2 \leq s$ ТО угол поворота манипулятора $m = y$.

Модульность продукционной системы обеспечивает автоматическое изменение значений отдельных продуктов, не вдаваясь при этом в смысл остальных. Главной особенностью продукционных систем, делающих их пригодными для создания моделей мира отдельных ИР – сборщиков самолетных конструкций, является сравнительная простота, наглядность и однородность, как самих правил, так и результатов вывода на знаниях. С другой стороны, указанная особенность дает возможность решать сравнительно простые, однотипные задачи (например, определение степени совпадения сопрягаемых частей при сборке). При решении же таких проблем, как координация функционирования коллектива ИР в составе РТС по сборке самолетных конструкций, имеет место резкое падение эффективности решения, поскольку данная проблема состоит из нескольких разнородных задач. Недостатком продукционных систем, как средства построения моделей мира ИР – сборщиков, является и необходимость периодического администрирования БЗ продукционного типа с целью выявления и устранения неполноты и противоречивости знаний. Указанный недостаток продукционных систем может быть до известной степени компенсирован путем реализации интеллектуальной системы в рамках одной из мультиагентных платформ [1]. Мультиагентные системы могут быть использованы для коллективного управления большим количеством роботов, способных функционировать как по отдельности, так и единой командой.

Семантические сети дают наиболее наглядное представление системы знаний о предметной области. Каждое отдельное знание при этом рассматривается как некое отношение между сущностями и понятиями и, формально, также, как и в продукционных системах, определенные заранее и уже существующие внутри системы знания, можно наращивать независимо с сохранением их модульности. В то же время все знания, относящиеся к одинаковым сущностям и понятиям, могут быть изображены в виде отношений между различными узлами, описывающими эти сущности, и это дает основание говорить о легкости и наглядности понимания такого пред-

ставления.

Под семантической сетью принято понимать ориентированный граф с помеченными вершинами и дугами, в котором вершины соответствуют конкретным объектам, а дуги, их соединяющие, отражают имеющиеся между ними отношения. Отношения, используемые в семантических сетях, можно разделить на следующие:

а) лингвистические, которые включают отношения типа: «объект», «агент», «условие», «место», «инструмент», «цель», «время» и др.;

б) атрибутивные (форма, цвет, размер и т. д.);

в) характеристики действия, т. е. род, время, наклонение, залог соответствующего глагола;

г) логические, отражающие действия логических связей, составляющих базис формальной теории (дизъюнкция, конъюнкция, импликация, отрицание);

д) квантифицированные, т. е. использующие кванторы общности и существования;

е) теоретико-множественные, которые включают понятия «множество», «элемент множества», «подмножество» и др.

Любая семантическая сеть может быть отнесена к одному из двух типов – интенциональному либо экстенциональному.

На основе семантических сетей, в принципе, всегда возможно организовать вывод на знаниях (ВНЗ), однако поскольку семантические сети являются собирательным названием всех систем представления знаний, использующих сети, определить для них полное множество алгоритмов, гарантирующих непротиворечивость процесса ВНЗ не представляется возможным. Следствием этого является отсутствие единого формализма для описания рассматриваемых систем знаний и существенное влияние субъективности на процесс синтеза интеллектуальных систем отдельных ИР – сборщиков и РТС в целом.

В практике разработки производственных систем с элементами ИИ находят применение различные модели представления знаний, в основе которых лежит концепция семантических сетей. В частности, здесь широко используется представление знаний в форме сетей Петри (СП) [8].

Наиболее часто вершины типа «Позиция» интерпретируются как объекты, необходимые для совершения какого-либо действия, о наличии таких объектов свидетельствует маркер в позиции; позиции же типа «Переход» интерпретируются как действия. Динамика производственного процесса отражается перемещением маркеров по СП.

Главным недостатком аппарата СП, как модели знаний в составе СУ ИР, является изначально низкая мощность представления классических СП (Safety

Petri Nets) при максимальной мощности разрешения. Под мощностью представления здесь понимается наличие средств отражения базовых (пространство, время и причинность) и производных от них категорий окружающего мира. Мощность разрешения свидетельствует о возможностях анализа СП как графовых структур на наличие в них активности, достижимости, покрываемости, а также тупиков и зацикливаний (dead locks).

Таким образом, повышение мощности представления СП путем, так называемого, расширения (временные, раскрашенные, стохастические СП) неизбежно ведет к снижению их мощности разрешения, а следовательно, и к ограничению возможностей по оценке качества знаний, содержащихся, например, в БЗ СУ ИР на предмет их полноты и непротиворечивости.

Фреймовые структуры определяют, как и в продукционных системах, форму представления знаний и отличаются от других систем представления знаний тем, что дают возможность одновременно с представлением знаний создавать алгоритмы ВНЗ. Для профессионального когнитолога такая особенность фреймовых структур является неоспоримым преимуществом, в то время как для рядового потребителя, каким является специалист по сборке самолетных конструкций, это создает значительные трудности. С точки зрения программной инженерии фреймовая система является расширением традиционных систем процедурного типа, не случайно данный формализм изначально был предложен его создателем, М. Минским, как структура данных о стереотипных ситуациях, иерархически связанных между собой по определенному признаку. Таким образом, каждый фрейм, как информационная структура, описывает одну из единиц обработки, обладающую до некоторой степени независимостью, и может представлять средства, связывающие между собой эти структурные единицы. Вместе с тем то обстоятельство, что во фреймовой иерархии знания задаются, по существу, процедурами, усложняет по сравнению с другими методами приобретение знаний и обедняет возможности динамической адаптации интеллектуальной системы к изменениям внешней среды. Кроме того, сложность отношений между фреймами прямо пропорциональна сложности описываемой предметной области.

Опишем фреймовую структуру БЗ СУ ИР – сборщика самолетных конструкций, используя для этого нотации Бекуса – Наура:

<фрейм> ::= (<имя фрейма><тело фрейма>)

<имя фрейма> ::= ИР-сборщик

<тело фрейма> ::= {(слот)}

<слот> ::= <аспект>

<аспект> ::= (<имя аспекта><тело аспекта>)

$\langle \text{имя аспекта} \rangle ::= (\langle \text{оценка поверхности СЧ1} \rangle | \langle \text{оценка поверхности СЧ2} \rangle)$

$\langle \text{тело аспекта} \rangle ::= (\langle \text{для СЧ1 } S_1 \leq s \rangle | \langle \text{для СЧ1 } S_1 > s \rangle | \langle \text{для СЧ2 } S_2 \leq s \rangle | \langle \text{для СЧ2 } S_2 > s \rangle)$

$\langle \text{для СЧ1 } S_1 \leq s \rangle ::= \langle \text{присоединенная процедура 1} \rangle$

$\langle \text{для СЧ2 } S_2 \leq s \rangle ::= \langle \text{присоединенная процедура 1} \rangle$

$\langle \text{для СЧ1 } S_1 > s \rangle ::= \langle \text{присоединенная процедура 2} \rangle$

$\langle \text{для СЧ2 } S_2 > s \rangle ::= \langle \text{присоединенная процедура 2} \rangle$

$\langle \text{присоединенная процедура 1} \rangle ::= \langle \text{поворот манипулятора ИР на угол X} \rangle$

$\langle \text{присоединенная процедура 2} \rangle ::= \langle \text{поворот манипулятора ИР на угол Y} \rangle$

$\langle \text{поворот манипулятора ИР на угол X} \rangle ::= 30$

$\langle \text{поворот манипулятора ИР на угол Y} \rangle ::= 115.$

Здесь S_1 и S_2 означают результаты оценки поверхностей СЧ1 и СЧ2 в паре СЧ, s – заданный допуск на качество поверхностей СЧ.

Главный недостаток фреймового представления моделей мира отдельных ИР – сборщиков и РТС в целом заложен в самой природе фреймов. Сам по себе каждый фрейм в иерархии отражает некую единую сущность, что затрудняет интерпретацию моделей мира ИР – сборщиков в виде соответствующих фреймов, а РТС – в виде фреймовой структуры, поскольку в этом случае неизбежно порождается наследование между отдельными фреймами, которое не имеет места в данной предметной области.

Таким образом, проведенный анализ возможностей применения продукционных систем, семантических сетей и фреймовых структур в качестве методической основы создания ИС РТС участка конвейерной сборки самолетных конструкций показал, что для каждого из рассмотренных формализмов характерно резкое усложнение процесса представления знаний при переходе от описания моделей мира отдельных ИР к синтезу единой модели мира РТС.

Логико-предикативные системы представления знаний также имеют указанный выше недостаток, однако если при использовании других стандартных средств на определенном этапе усложнение предметной области фактически лишает пользователя возможности управления знаниями (в том смысле, что не гарантируется достоверность получаемых результатов), логика предикатов дает возможность гарантировать достоверность результатов даже при понижении эффективности представления знаний. Следовательно, логика предикатов является единственной системой в классическом наборе средств представления знаний, применение которой

позволяет адекватно описать крупномасштабную предметную область, шаг за шагом задавая исходную информацию.

В интеллектуальных системах, основанных на логике предикатов, знания представляются с помощью перевода утверждений об объектах предметной области в формулы логики предикатов и добавления их как аксиом в систему. Конкретизация описания предметной области достигается путем установления однозначного соответствия между символами, входящими в состав предикатной формулы, и элементами (а также функциями и отношениями), определяемыми в данной предметной области.

Выводом в системе представления знаний на предикатах являются формулы, выводимые из аксиом с помощью правил вывода. Для организации вывода на знаниях могут использоваться различные правила, в частности *Modus ponens*, *Modus tollens* специализация, двойное отрицание и др. [9].

Решение конкретной задачи в логико-предикативной системе знаний сопряжено с переводом начального состояния объекта принятия решений и соответствующих операторов действий в формулы исчисления предикатов с добавлением их к множеству аксиом рассматриваемой формальной теории. Целевое же состояние объекта, при этом, выражается формулой и рассматривается как теорема, которая должна быть выведена из множества аксиом с помощью механизма, использующего упомянутые выше правила вывода. Трасса ВНЗ представляет собой, при таком подходе, последовательность дедукций приводящих объект принятия решений из начального состояния в целевое.

К несомненным достоинствам систем представления знаний на основе исчисления предикатов относится то, что они к настоящему времени достаточно глубоко исследованы как формальная система, их синтаксис и механизм интерпретации хорошо определены. Существуют строгие правила преобразования предикатных формул, а, следовательно, и четко определены операции над содержимым БЗ.

Основной недостаток рассматриваемой системы представления знаний состоит в их ограниченной выразительной способности, поскольку существует большое количество фактов, которые трудно или даже невозможно выразить средствами исчисления предикатов.

Выводы

Проведенный анализ показал, что наиболее мощным средством представления знаний о предметной области в локальной системе управления ИР являются логические модели знаний. Однако в силу сложности математических структур, описывающих функционирование РТС средствами классической

логики, для формализации данной задачи целесообразно использовать метод определения лингвистической оценки формы поверхностей либо расположения осей сопрягаемых деталей, основанный на использовании математического аппарата нечеткого условного логического вывода. Использование аппарата нечеткой логики в данном случае связано с возможностью адекватно представить в моделях мира РТС, и каждого отдельно взятого ИР в ее составе, лингвистических понятий, которыми оперируют рабочие-сборщики в процессе принятия решений, а также имитировать рассуждения на основе тех категорий и правил, на которые они опираются. Кроме того, многие понятия и правила нечеткой логики являются обобщением или развитием логики предикатов. Лингвистические оценки, полученные при реализации таких моделей, дадут возможность легко формировать и реализовывать соответствующие управляющие воздействия на сервоприводы ИР.

Для формализации данной задачи целесообразно использовать метод определения лингвистической оценки формы поверхностей либо расположения осей сопрягаемых деталей, основанный на использовании математического аппарата нечеткого условного логического вывода.

Литература

1. Афонин, В.Л. Интеллектуальные робототехнические системы [Текст] / В.Л. Афонин, В.А. Макушкин. – М.: ИНТУИТ, 2005. – 208 с.
2. DARPA official materials [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.darpa.mil>. – 2.02.2013.
3. FIRA official materials [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.fira.net>. – 2.02.2013.
4. IGVC official materials [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.igvc.org>. – 2.02.2013.
5. RoboCup Federation. Official materials [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.roboocup.org>. – 2.02.2013.
6. Осовский, С. Нейронные сети для обработки информации [Текст] / С. Осовский; пер. с польского И.Д. Рудинский. – М.: Финансы и статистика, 2002. – 344 с.
7. Попов, Э.В. Искусственный интеллект [в 3-х кн.]. – Кн.1 Системы обобщения и экспертные системы: Справочник / под. ред. Э.В. Попова. – М.: Радио и связь, 1990. – 464 с.
8. Питерсон, Д. Теория сетей Петри и моделирование систем [Текст]: пер. с англ. / Д. Питерсон. – М.: Мир, 1984. – 264 с.
9. Кузнецов, А.П. Дискретная математика для инженера [Текст] / А.П. Кузнецов, А.М. Адельсон-Вельский. – М.: Энергоавтомиздат, 1998. – 480 с.

Поступила в редакцию 2.02.2013, рассмотрена в редколлегии 13.02.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.И. Кучеренко, Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Харьков.

ПРЕДСТАВЛЕННЯ ЗНАНЬ В МОДЕЛЯХ СВІТУ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ РОБОТІВ-ЗБИРАЧІВ ЛІТАКОВИХ КОНСТРУКЦІЙ

В.В. Воронько, І.В. Шостак

У статті обґрунтовано доцільність роботизації складальних процесів в літакобудуванні, а також здійснено порівняльний аналіз можливостей застосування канонічних моделей подання знань при розробці інтелектуальних роботів-збирачів літакових конструкцій. Розглянуто особливості створення та застосування промислових інтелектуальних роботів (ІР) у збиральних процесах в літакобудуванні. Подано приклади представлення знань в локальних системах управління інтелектуальних роботів з предметної області «Конвеєрне збирання літакових конструкцій».

Ключові слова: роботизація, конвеєрне збирання, інтелектуальний робот, модель знань, метод віртуальних баз.

KNOWLEDGE REPRESENTATION MODEL OF THE WORLD INTELLIGENT ROBOTS THAT GATHER AIRCRAFT STRUCTURES

V.V. Voronko, I.V. Shostak

In the article the feasibility of robotic assembly processes in the aircraft, as well as a comparative analysis of the applicability of the canonical models of knowledge representation for the synthesis of models in the world of intelligent robots and assemblers of aircraft structures. The features of industrial development and use of intelligent robots (IR), shows the characteristics of the functional component in industrial research and development. The examples of knowledge representation in local control systems intelligent robots in the domain of «Conveyor assembly of aircraft designs.»

Keywords: robotics, conveyor assembly, intelligent robot, knowledge model, the method of virtual bases.

Воронько Виталий Владимирович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., начальник учебно-аналитического отдела, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина e-mail: vitaliy.voronko@gmail.com.

Шостак Игорь Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина e-mail: iv_shostak@rambler.ru.

УДК 62(09)+621.7.04

Д.Д. ЖУРГУНОВА, Е.В. ЛИТВИНЕНКО

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

ЗАРОЖДЕНИЕ И РАЗВИТИЕ ИМПУЛЬСНОЙ МЕТАЛЛООБРАБОТКИ В ИСТОРИКО-ХРОНОЛОГИЧЕСКОМ РАКУРСЕ

Рассмотрены исторические аспекты зарождения и развития импульсной металлообработки с целью определения ее роли в выполнении исторического наследия Украины, выявлении имен ученых, инженеров, конструкторов, стоявших у истоков создания импульсных технологий. Показаны значительные достижения и история научной школы «Обработка материалов импульсными источниками энергии» в научной и производственной областях. Предполагается, что исследование историзма зарождения и практического использования, созданных в ХАИ технологий обработки материалов с применением импульсных нагрузок, могут существенно дополнить общую историю науки и техники, историю разработки и создания научных основ новейших и прогрессивных технологий.

Ключевые слова: технология, технологические процессы, обработки материалов давлением, импульсные источники энергии.

Принято считать, что новейшие технологии – это национальное богатство любой страны. Уникальные технологии обработки материалов давлением, основанные на использовании принципа накопления определенного вида энергии с последующей её трансформацией и расходом в течение относительно короткого времени на выполнение полезной работы пластического формоизменения, обладают огромными возможностями и научно-производственным потенциалом. Такое скоростное преобразование механической энергии получило название «импульсного», а применение в отдельных отраслях промышленности металлов и сплавов с высокими прочностными характеристиками для изготовления крупногабаритных изделий послужило мотивом к поиску новых методов и технологий формоизменения заготовок.

Одним из видов таких технологий стал, появившийся в середине прошлого века, способ высокоскоростной обработки материалов давлением с помощью потока энергии высокой плотности, образующегося при скоростном горении энергоносителя.

Способ и оборудование, созданное на его основе, получили широкое распространение в промышленности, поэтому весьма актуальным в историко-научном аспекте является изучение развития этих уникальных технологий с целью определить его роль в выполнении исторического наследия Украины, выявлении имен ученых, инженеров, конструкторов, стоявших у истоков создания импульсных технологий. Изучение исторических этапов их развития необходимо для более детальной реконструк-

ции прошлого и определения путей совершенствования этих технологических средств в будущем.

Впервые в мире идея использования энергии взрыва для технологических процессов обработки металлов давлением была реализована в Харьковском авиационном институте еще в 1948 году. Учеными института была проведена большая теоретическая и экспериментальная работа, в результате которой был создан ряд совершенно новых высокоэкономичных технологических процессов обработки материалов давлением.

Исследовательские работы в области высокоскоростного кратковременного и интенсивного приложения нагрузки к деформируемому телу начались под руководством Ростислава Вячеславовича Пихтовникова в конце сороковых и в начале пятидесятых годов прошлого столетия.

Ростислав Вячеславович Пихтовников (1907–1972) – один из выдающихся ученых и общественных деятелей, работавших в Харьковском авиационном институте (ныне Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ») – Заслуженный деятель науки и техники Украины, лауреат премии Совета Министров СССР, профессор, доктор технических наук, награжден орденом Ленина и другими государственными наградами [1, 6].

Р.В. Пихтовников родился в 1907, но уже к 1930 году за его плечами были школьное образование и 8-летний рабочий стаж, и в этом же году был основан ХАИ, с которым Р.В. Пихтовников навсегда связал свою дальнейшую судьбу. Жажда новизны и

следующее отсюда стремление к знаниям и творчеству, постоянное желание придумывать новое, мастерить были характерными его чертами. На более серьёзном уровне эти черты оформились в необходимость делать что-то лучше, вскрывать неиспользованные резервы, экспериментировать [3].

Почти вся жизнь Р.В. Пихтовникова связана с Харьковским авиационным институтом, он был в числе студентов первого набора в институт в 1930 году. После окончания ХАИ его оставили в аспирантуре на кафедре технологии самолётостроения. Одной из основных проблем развивающегося авиационного производства была разработка методов листовой штамповки. Р.В. Пихтовников активно приступил к изучению её проблемных вопросов и в 1939 году одним из первых выпускников ХАИ защитил кандидатскую диссертацию, посвященную исследованию особенностей технологии листовой штамповки [2].

Сразу после Отечественной войны наступила эра реактивной авиации, и новые технологии были необходимы для создания авиационной техники, способной преодолевать скорость звука. Здесь требовались изделия сложной формы из листовых материалов с высокими прочностными свойствами при минимальном количестве соединительных швов. Для изготовления таких габаритных деталей из новых материалов штамповочного оборудования не существовало.

Впервые в мире Р.В. Пихтовников теоретически и экспериментально обосновал возможность высокоскоростной взрывной обработки металлов давлением (1945-1946 гг.) и таким образом сформировал новое научное направление.

Развитие народного хозяйства, восстанавливаемого после военной разрухи, обусловило необходимость быстрой промышленной апробации новых прогрессивных технологий. Взрывная штамповка была практически единственным способом изготовления высокоточных крупногабаритных деталей из сталей и сплавов повышенной прочности, необходимых для создания образцов новой техники при минимальных сроках подготовки производства.

Р.В. Пихтовникову потребовалось выполнить, прежде всего, огромное количество экспериментов, чтобы доказать, что при высоких скоростях деформирования металл не теряет пластичность и способен, не разрушаясь, принимать форму, заданную рабочей поверхностью матрицы.

Так была экспериментально и теоретически доказана возможность получения на практике деталей при воздействии на заготовку энергии взрыва. Эти результаты позволили Р.В. Пихтовникову заявить в 1946 году и получить первое в мире авторское сви-

детельство (а.с. №157957 от 22.06.49) на штамповку энергией взрыва.

В 1953 году Р.В. Пихтовников защитил докторскую диссертацию. Это была первая докторская диссертация, посвящённая разработке нового направления, на которое Р.В. Пихтовников получил авторское право еще в 1946 году. Это направление со временем развилось в научную школу мирового масштаба под названием «Обработка металла импульсными источниками энергии» [5]. Изначально это научное образование было сформировано на основе коллектива исследователей кафедры технологии металлов и авиационного материаловедения, а затем, с созданием «дочерних» технологий импульсной обработки, в неё были вовлечены научные силы и других кафедр ХАИ. До 1961 года научный коллектив, который сформировался на кафедре, стал настоящим исследовательским центром в стране по вопросам высокоскоростной обработки металлов.

Известно, что наука является неотъемлемой частью учебного процесса, поэтому необходимость использования её законов и подходов в научных исследованиях захватила почти весь преподавательский и инженерный персонал. Широкий обмен научной информацией и практическими достижениями отдельных исполнителей и преподавателей кафедры технологии металлов и авиационного материаловедения, а также смежных технологического и конструкторского направлений происходил на научных семинарах, которые начали проводить с 1958 года. Эти семинары стали настоящей школой воспитания молодых ученых [4].

В 1961 году был организован первый Всесоюзный научный семинар по штамповке взрывом, в котором приняли участие свыше 200 представителей различных организаций страны. В 1963 году был собран второй Всесоюзный семинар в области взрывной обработки металлов, который привлёк ещё большее количество учёных и производственников. Учитывая важность научно-исследовательских работ и практической реализации полученных результатов как в ХАИ, так и на предприятиях страны, соответствующим постановлением Совета Министров Украины в Харьковском авиационном институте в 1963 году была создана проблемная научно-исследовательская лаборатория (ПНИЛ) по использованию импульсных источников энергии в промышленности. Её первым научным руководителем назначен профессор, д.т.н. Р.В. Пихтовников.

При кафедре технологии металлов и авиационного материаловедения были организованы два отдела ПНИЛ: перспективной и листовой штамповки под научным руководством Р.В. Пихтовникова. Технология обработки энергией взрыва была усовершенствована и созданы конструкции для её ре-

лизации на промышленной основе. В 1962-1963 гг. А.Н. Зайцевым, Б.А. Черепенниковым, В.К. Борисевичем были защищены первые кандидатские диссертации по взрывной металлообработке [4].

Преимущества технологии (значительное сокращение сроков подготовки производства, возможность выпуска габаритных деталей сразу после окончания проектирования) особенно ощутимы при создании и освоении производства негабаритных изделий аэрокосмической техники, в судостроении, химическом машиностроении и других отраслях.

Расширение области применения штамповки энергией взрыва Р.В. Пихтовников видел также в использовании других импульсных источников энергии, прежде всего, при сгорании порохов и взрыве детонирующих газовых смесей. При использовании этих источников энергии получались несколько меньшие давления, чем при взрыве зарядов бризантных ВВ, но появились возможности механизации технологических процессов, безопасной подачи порций энергии в зону обработки, ускорения перезарядки, совершенствование схем, подрыва и т.д. Была начата разработка методов газодетонационной штамповки как непосредственным воздействием продуктов взрыва на заготовку, так и через передающую среду, например воду.

Методы штамповки порохами также претерпели эволюцию от непосредственного воздействия на заготовку продуктами сгорания в герметичной камере с закреплённой заготовкой до удара твёрдым телом, разогнанным энергией порохов, по жидкости, заполняющей неуплотнённую камеру, с последующим воздействием на заготовку. По такой кинематической схеме была реализована гидродинамическая штамповка порохами и начата разработка гидроударных процессов и созданных на их основе пресс-пушек с высокой степенью механизации, вплоть до осуществления полуавтоматических циклов (только операции установки заготовки и снятия детали не были автоматизированы, поскольку промышленных роботов еще не существовало).

Огромная заслуга выдающегося, известного во всём мире ученого Р.В. Пихтовникова, проректора ХАИ по научной работе, заведующего кафедрой технологии металлов и авиационного материаловедения (с 1954 года), не только в том, что он в своих фундаментальных исследованиях доказал возможность высокоточной скоростной обработки давлением металлов и сплавов, но и в том, что он создал первую в СССР научную школу обработки материалов импульсными источниками нагружения, а это впоследствии позволило реализовать идею практического использования новых методов обработки в различных отраслях промышленности.

На большинстве моторостроительных предприятий, выпускающих силовые установки самолётов и других летательных аппаратов, листовые детали проточной части газового тракта изготавливают импульсными методами. Один из лучших цехов взрывной штамповки, созданный в Запорожье, обеспечивал годовые программы в десятки тысяч деталей в год. В производственных подразделениях импульсной металлообработки решались научно-технические проблемы изготовления листовых деталей сложного профиля из высокопрочных сплавов. Это, прежде всего, моторостроительные предприятия в городах Рыбинске, Перми, Омске, Казани, Самаре.

На авиазаводах, наряду с применением взрывной штамповки, широко использовались методы газодетонационной и гидродинамической штамповки (прежде всего при изготовлении крутоизогнутых элементов и соединений трубопроводов различных систем самолёта). География этих предприятий обширна, но среди них следует отметить участки импульсной металлообработки в городах Киеве, Ульяновске, Казани, Перми, Нижнем Новгороде, Новосибирске, Самаре, Ташкенте, Тбилиси, Москве и т.д.

Велика важность выполняемых работ на участках импульсной обработки на предприятиях, выпускающих изделия ракетного комплекса. Здесь габариты обрабатываемых деталей больше, точность геометрических форм и прочность обрабатываемых сплавов выше, а сроки технологической подготовки производства, как правило, максимально сокращены. Необходима большая оперативность при минимальных затратах на технологическое оснащение производственных участков. Экономическая эффективность от использования импульсных технологий благодаря их гибкости при освоении производства новых изделий достаточно высока.

В судостроении, где выпускаются изделия с силовыми установками в виде газотурбинных двигателей, импульсная технология при изготовлении листовых деталей газового тракта, элементов соединений трубопроводов различных систем фактически стала безальтернативной. Производственные участки прогрессивной технологии эффективно эксплуатируются на протяжении десятков лет на предприятиях городов Николаева, Санкт-Петербурга, Кривого Рога и др.

В химическом машиностроении применение импульсной технологии весьма эффективно при изготовлении деталей и соединений теплообменных аппаратов. Так, на предприятии в г. Сумы применением импульсной технологии обеспечивается плотное герметичное крепление труб в трубных досках, в Екатеринбурге была обеспечена потребность в изготовлении крупногабаритных пластин теплооб-

менников из нержавеющей стали. Усилие деформирования при изготовлении таких деталей в прессовом варианте составляло десятки тысяч тонн. Таким образом, эффективность импульсной технологии при изготовлении таких пластин чрезвычайно высока, поскольку позволила обойтись без дорогостоящего и громоздкого прессового оборудования. По разработкам сотрудников проблемной лаборатории по использованию импульсных источников энергии в промышленности была реализована технология взрывной штамповки пластин на специально спроектированном взрывном прессе.

Большую помощь предприятиям, осваивавшим новые образцы изделий в виде крупногабаритных листовых деталей, для штамповки которых отсутствовало оборудование, оказывал опытно-экспериментальный полигон импульсной штамповки ХАИ. Он был оснащён различными типами универсальной технологической оснастки для взрывной штамповки, разработанной и опробованной в ХАИ. Так, для Чебоксарского тракторного завода были изготовлены сотни крупногабаритных деталей при отсутствии на предприятии смонтированного уникального прессового оборудования. Для завода «Море» (г. Феодосия) изготавливались высокоточные сопла водомётов, а для предприятия «Турбоатом» (г. Харьков) – листовые детали для мини ГЭС.

География использования разработок, выполненных в научно-производственном подразделении, возглавляемом Р.В. Пихтовниковым, была весьма обширной: от западных регионов (г. Рига, РВЗ) до дальневосточных (г. Арсеньев, Приморский край), от северных (города Рыбинск, Пермь, Воткинск) до южных (города Николаев, Тбилиси, Ташкент).

Начатые в начале 60-х гг. и впоследствии развиваемые научные исследования дали возможность в дальнейшем обеспечить участие работников кафедры в различных всесоюзных и международных выставках, в том числе, таких как ЭКСПО-67 (Монреаль, Канада), Лейпцигская Ярмарка (ГДР), где демонстрировались действующая гидродинамическая пушка ПП-7 и другое импульсное оборудование, созданное в ХАИ. Еще в 1965 году были получены первые выставочные медали. Диплом Почета ВДНХ (1965 год) получает Р.В. Пихтовников, золотую медаль – В.К. Борисевич. Только сотрудниками кафедры технологии металлов и авиационного материаловедения получено два диплома Почета, пять золотых, восемь серебряных и шестнадцать бронзовых медалей ВДНХ. На панамериканской выставке в Гаване (Куба); на международной выставке в Софии (Болгария) также были получены золотые медали.

Сотрудниками и преподавателями кафедры издано семь монографий: две – Р.В. Пихтовниковым,

две – Ю.Н. Алексеевым, одна В.Ф. Радзивончиком, две – В.К. Борисевичем, а также различными издательствами опубликовано большое количество совместных научных работ, в том числе, около двадцати сборников научных трудов, в которых размещено, начиная с 1960 года, свыше восьмисот научных статей. Приоритетные достижения кафедры и института представлены более чем семьюстами авторскими свидетельствами СССР, полученными сотрудниками.

В 1967 году Р.В. Пихтовникову (первому в истории института) Президиум Верховного Совета УССР присваивает почетное звание Заслуженного деятеля науки и техники Украинской ССР [4].

Таким образом, огромная заслуга выдающегося, известного во всем мире ученого Р.В. Пихтовникова в том, что он создал первую в СССР научную школу обработки материалов импульсными источниками нагружения, впоследствии реализовавшую идею практического использования новых методов обработки в различных отраслях промышленности. Новые технологии начали внедрять на предприятиях авиационной промышленности, в судостроении и других отраслях. Это дало стране огромный экономический эффект.

Литература

1. *Александрова, Е. Сердце, отданное людям: (к 100-летию со дня рождения Р.В. Пихтовникова) [Текст] / Е. Александрова // За авиакадры. – 2007. – № 10. – С. 2.*
2. *Божко, В.П. Першопрохідник [Текст] / В.П. Божко, В.К. Борисевич // Державний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». ХАІ-70: [нарис з історії] / [за заг. ред. В.С. Кривцова]. – Х., 2000. – С. 37.*
3. *Борисевич, В.К. Учитель, педагог и ученый – Р.В. Пихтовников [Текст] / В.К. Борисевич // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 11. – С. 14-17.*
4. *Борисевич, В.К. Наукова школа професора Р.В. Пихтовникова «Обробка матеріалів імпульсними джерелами енергії» [Текст] / В.К. Борисевич // Державний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». ХАІ-70: [нарис з історії] / за заг. ред. В.С. Кривцова. – Х., 2000. – С. 92-94.*
5. *Велетні технічної думки [Текст] // За авиакадры. – 1980. – 12 черв. – С. 1.*
6. *Гайков, А.А. Пихтовников Ростислав Вячеславович [Текст] / А.А. Гайков // Выдающиеся педагоги высшей школы г. Харькова: биограф. слов. / Харьк. гуманитар. ин-т «Нар. укр. акад.»; [В.И. Астахова и др.]. – Х., 1998. – С. 477-478.*

Поступила в редакцию 27.12.2012, рассмотрена на редколлегии 16.01.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры 104 С.И. Планковский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАРОДЖЕННЯ ТА РОЗВИТОК ІМПУЛЬСНОЇ МЕТАЛООБРОБКИ В ІСТОРИКО-ХРОНОЛОГІЧНОМУ РАКУРСІ

Д.Д. Жургунова, Є.В. Литвиненко

Розглянуто історичні аспекти зародження та розвитку імпульсної металообробки з метою визначення її ролі у виконанні історичної спадщини України, виявлення імен науковців, інженерів, конструкторів, що стояли у джерел створення імпульсних технологій. Виявлено значні досягнення та історія наукової школи «Обробка матеріалів імпульсними джерелами енергії» у науковій та виробничій галузях. Припускається, що дослідження зародження та практичного використання, створених у ХАІ технологій обробки матеріалів за допомогою використання імпульсних навантажень, можуть суттєво доповнити загальну історію науки та техніки, історію розробки та створення наукових основ новітніх та прогресивних технологій.

Ключові слова: технологія, технологічні процеси, обробка матеріалів тиском, імпульсні джерела енергії.

AN ORIGIN AND DEVELOPMENT OF IMPULSE METAL-WORKING IN HISTORICAL CHRONOLOGICAL PERSPECTIVE

D.D. Zhurgunova, I.V. Lytvynenko

It is considered historical aspects of impulse metal-working origin and development for the purpose of determination of its role in historical inheritance performance of Ukraine, detection of scientists' names, engineers, designers, which were the founding fathers of impulse technologies creation. It is shown considerable achievements and history of academic school "Material processing of pulsed sources of energy" in scientific and industrial areas. It is supposed, that historicism of origin and practical use researches of metal processing technologies with application of impulse load, which were created in KHAU, can replenish considerably global history of science and technology, history of scientific basis of the newest and progressive technologies development and creation.

Key words: technology, process technology, plastic metal working, impulse technologies creation.

Жургунова Динара Досымовна – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Литвиненко Евгения Владимировна – младший научный сотрудник кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.