

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ

**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
“Харьковский авиационный институт”**

ISSN 1727-7337

95-летию

академика Владимира Николаевича Челомея
Генерального конструктора ракетно-космических систем
ПОСВЯЩАЕТСЯ

**АВИАЦИОННО–КОСМИЧЕСКАЯ
ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ**

9 (66)

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Издается с января 2003 г.

Выходит 6 раз в год

Харьков "ХАИ" 2009

Учредитель журнала

**Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный
институт"**

Утвержден в печать ученым советом Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", протокол № 10 от 17 июня 2009 г.

Главный редактор	Владимир Станиславович Кривцов , доктор технических наук, профессор, лауреат Государственной премии Украины, Заслуженный деятель науки и техники Украины.
Редакционная коллегия	А.В. Гайдачук , д-р техн. наук, проф. (заместитель главного редактора); А.Г. Гребеников , д-р техн. наук, проф.; К.В. Безручко , д-р техн. наук, проф.; С.А. Бычков , д-р техн. наук, проф., лауреат премии Совета Министров СССР, лауреат Государственной премии Украины; В.А. Богуслаев , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, Герой Украины; В.Е. Гайдачук , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины; С.В. Епифанов , д-р техн. наук, проф.; Е.А. Джур , д-р техн. наук, проф.; А.И. Долматов , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины; Я.С. Карпов , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины; Д.С. Кива , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины, член-корр. НАН Украины; Г.А. Кривов , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины; В.Н. Кобрин , д-р техн. наук, проф.; С.Н. Конюхов , д-р техн. наук, проф., академик НАН Украины, лауреат Государственных премий СССР и Украины, Герой Украины; Г.И. Костюк , д-р техн. наук, проф.; Л.А. Малашенко , д-р техн. наук, проф., заслуженный работник высшей школы Украины; А.К. Мялица , д-р техн. наук, лауреат Государственной премии СССР, Герой Украины; Ф.М. Муравченко , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственных премий СССР и Украины, член-корр. НАН Украины, Герой Украины; Д.Ф. Симбирский , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии СССР; В.С. Харченко , д-р техн. наук, проф.
Ответственный секретарь	А.Б. Лещенко , кандидат технических наук, доцент.

Свидетельство о государственной регистрации КВ № 7182 от 09.04.2003 г.

За достоверность информации несут ответственность авторы. Статьи печатаются на языке оригинала: украинском, русском и английском. Рукописи не возвращаются. При перепечатке материалов ссылка на журнал «АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ» обязательна

© Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт", 2009

СОДЕРЖАНИЕ

К 95-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея

Задонцев В.А.

АКАДЕМИК В.Н.ЧЕЛОМЕЙ – ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

7

Технология производства летательных аппаратов

Князев М.К., Кивиренко О.Б., Шопен А.Б.

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ИЗОЛЯТОРОВ ИЗ СТЕКЛОПЛАСТИКОВ
ДЛЯ ЭЛЕКТРОГИДРОИМПУЛЬСНОЙ ШТАМПОВКИ

21

Варнас Р.В., Комбаров В.В.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ФРЕЗЕРОВАНИЯ
НА МОДЕРНИЗИРОВАННОМ ОБОРУДОВАНИИ С ЧПУ

26

Гордиенко Е.К., Белогуб А.В.

ПОВЫШЕНИЕ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ И ТОЧНОСТИ МЕХАНИЧЕСКОЙ
ОБРАБОТКИ БОКОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПОРШНЕЙ ДВС

32

Уманский А.П., Пугачевская Е.П., Химко А.Н.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ НАНЕСЕНИЯ НОВЫХ ИЗНОСОСТОЙКИХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ УПРОЧНЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

38

Аэродинамика, динамика, баллистика и управление полетом летательных аппаратов

Кондратьев А.И., Хитько А.В., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г.

ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК МУСОРОСОБИРАЮЩИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ
ДЛЯ УЛАВЛИВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

45

Белик А.А., Егоров Ю.Г., Кульков В.М., Обухов В.А., Попов Г.А.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО
КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА С КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ
УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ
НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

48

Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов

Радченко А.Н., Морозова А.С.

БЫСТРООКУПАЮЩИЕСЯ ПРОЕКТЫ ПОВЫШЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ
ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ КОМПРЕССОРНЫХ СТАНЦИЙ

53

Костюк В.Е., Кравченко И.Ф., Гусев В.Н., Конопленко А.А.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЫБРОСОВ ОКСИДОВ АЗОТА МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРОЙ
СГОРАНИЯ, ОСНАЩЕННОЙ УСТРОЙСТВОМ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО
СМЕШЕНИЯ ТОПЛИВНОГО ГАЗА С ВОЗДУХОМ

58

Тарасенко А.И.

ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В МАЛООБОРОТНОМ ДИЗЕЛЕ
С РЕГУЛЯТОРОМ НА ОСНОВЕ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ЭВМ 64

Петухов А.Н.

РОЛЬ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ В ФОРМИРОВАНИИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ
И РЕСУРСА ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД И ЭУ 68

Кулик М.С., Доник Т.В.

ДОСЛІДЖЕННЯ НАПРУЖЕНОГО І ГРАНИЧНОГО СТАНУ РОБОЧОЇ ЛОПАТКИ
ТУРБИНИ ВІД ДІЇ ГАЗОВИХ ТА ІНЕРЦІЙНИХ СИЛ 73

Придорожный Р.П., Меркулов В.М., Зиньковский А.П.

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
БАНДАЖИРОВАННЫХ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН АГТД
С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ И НАРАБОТКИ 78

Григорьева Д.А., Гусев Ю.А., Шереметьев А.В., Петров А.В.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДАМИ ФОТОУПРУГОСТИ И МКЭ
НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
ЗАМКОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ РАБОЧИХ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРОВ ГТД 83

Котульская О.В., Парамонова Т.Н., Лыхвар Н.В., Козлоков А.Ю.

О СОХРАНЕНИИ РЕСУРСА ТЕПЛОФИКАЦИОННОЙ ТУРБИНЫ Т-250/300-240
ПРИ РАБОТЕ НА ПЕРЕМЕННЫХ НАГРУЗКАХ
В ШИРОКОМ ДИАПАЗОНЕ ИХ ИЗМЕНЕНИЯ 88

Стрельникова Е.А., Ржевская И.Е., Ганчин Е.В.

ПРОЧНОСТЬ, ДИНАМИКА И РЕСУРС ЛОПАСТИ РАБОЧЕГО КОЛЕСА
ПОВОРОТНО-ЛОПАСТНОЙ ГИДРОТУРБИНЫ 91

Майданюк Д.В., Бондаренко С.Г., Иванченко А.Н., Павленко Д.В.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ
УСТАНОВКИ НА УНИТАРНОМ ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ
НА ВЕРХНИХ СТУПЕНЯХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ЛЕГКОГО КЛАССА 95

Задонцев В.А., Дрозд В.А., Долгополов С.И., Грабовская Т.А.

АВТОНОМНЫЕ ДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ
ШНЕКОЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА ЖРД БОЛЬШОЙ РАЗМЕРНОСТИ
В РЕЖИМЕ КАВИТАЦИОННЫХ АВТОКОЛЕБАНИЙ 100

Стрельченко Е.В.

ВЫКЛЮЧЕНИЕ СЕРИЙНЫХ КИСЛОРОД-КЕРОСИНОВЫХ ЖРД С ДОЖИГАНИЕМ
ОКИСЛИТЕЛЬНОГО ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА ПРИ ПОЛНОЙ ВЫРАБОТКЕ
ГОРЮЧЕГО ИЗ БАКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ 107

Курсанов Д.В., Коваленко А.Н., Прокопчук А.А.

ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ СОПЛОВОГО НАСАДКА ИЗ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНОГО
КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА И УЗЛА СТЫКА С ОХЛАЖДАЕМОЙ
ЧАСТЬЮ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ 112

Тутов Н.И., Чепель Г.Н., Безденежных А.В.

О НЕКОТОРЫХ МЕТОДАХ УСТАНОВЛЕНИЯ И ПРОДЛЕНИЯ СРОКОВ
ЭКСПЛУАТАЦИИ РДТТ ДЛЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ
КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ 116

Пилипенко О.В., Запольский Л.Г.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТИПОВ ДЕМПФИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ ДЛЯ СИСТЕМ ПИТАНИЯ ЖРДУ	121
--	-----

*Loyan A.V., Koshelev N.N., Maksymenko T.A., Gibert T., Pellerin S., Leufroy A.,
Bouchoule A., Pagnon D., Guyot M., Renaudin P., Dudeck M.*

RECENT FRENCH RESULTS OF SMALL HALL EFFECT THRUSTERS INVESTIGATIONS IN COLLABORATION WITH THE NATIONAL AEROSPACE UNIVERSITY IN KHARKOV	127
--	-----

Алёхин С.А., Грицюк А.В., Врублевский А.Н., Щербаков Г.А.

ЭТАПЫ ЭВОЛЮЦИИ ТОПЛИВОПОДАЮЩЕЙ АППАРАТУРЫ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ВЫСОКОБОРОТНОГО МАЛОЛИТРАЖНОГО ДИЗЕЛЯ.....	131
--	-----

Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Семенихин С.А.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ АИПД МАЛОЙ МОЩНОСТИ	136
--	-----

Шевченко М.В.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ ЦЕНТРАЛЬНОГО ПОЛОГО КАТОДА	139
--	-----

Кумченко Я.А., Коновалов В.И.

ЭЛИТНЫЕ (СТАЦИОНАРНЫЕ) ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ И ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В РАЗЛИЧНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССАХ	142
--	-----

Толмачев Н.Г.

ПРИНЦИП ОТНОСИТЕЛЬНОСТИ В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ВЕЩЕСТВА.....	146
---	-----

Иванова Т.Ю., Губин С.В.

КОРРЕЛЯЦИЯ МЕЖДУ ФРАКТАЛЬНОСТЬЮ ПОВЕРХНОСТИ ЭЛЕКТРОДОВ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОГО АККУМУЛЯТОРА И ЕГО ЕМКОСТЬЮ	151
--	-----

Информационные технологии

Шимановская Н.А.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ДЕТАЛЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА ДВИГАТЕЛЕЙ МНОГОРЕЖИМНЫХ САМОЛЕТОВ.....	156
--	-----

Коломийчук С.Г.

РАСЧЕТ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ МАТЛАВ И SIMULINK.....	161
---	-----

Епифанов С.В., Шпилевой А.А., Суховой С.И.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕРМОПАР ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	166
---	-----

Назаренко Ю.Б., Светашова Л.Ф.

ДИАГНОСТИКА РОТОРОВ И МЕЖРОТОРНОГО ПОДШИПНИКА ПО ВИБРОСКОРОСТЯМ НА КОРПУСАХ ДВУХВАЛЬНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	172
--	-----

Безручко К.В., Давидов А.О., Фролов В.П.

ТЕХНОЛОГИЯ ПОСТРОЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМ
ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ
СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

176

Наказненко М.Н.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ
НАКОПИТЕЛЕЙ В СОСТАВЕ СИСТЕМ
ГАРАНТИРОВАННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ

182

Борисевич В.К., Голованов В.Н., Третьяк В.В., Невешкин Ю.А.

К ОЦЕНКЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ
СЛОЖНЫХ ДЕТАЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ИМПУЛЬСНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ

187

Пашаев А.М., Шахтахтинский М.Г., Абдуллаев П.Ш., Мирзоев А.Дж.

СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ
МЕТОДОВ SOFT COMPUTING

194

Нерубасский В.В.

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В СИСТЕМАХ ЗАПУСКА
АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

198

Горшков А.П., Грызлова Т.П.

ДЕКОМПОЗИЦИЯ СИГНАЛОВ СЛОЖНЫХ ИСТОЧНИКОВ НА ОСНОВЕ
ХАРАКТЕРНЫХ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ WAVELET-КОЭФФИЦИЕНТОВ

203

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ..... 210

Уважаемые читатели!

Научно-технический журнал

“АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ”

включен в перечень научных изданий, в которых могут публиковаться основные
результаты диссертационных работ
(см. постановление президиума ВАК Украины №1-05/10 от 10.12.2003г.)

Реферативная информация сохраняется:

– в общегосударственной реферативной базе данных «Україніка наукова» и публикуется в соответствующих тематических сериях УРЖ «Джерело» (свободный он-лайн доступ к ресурсам на Web-сервере <http://www.nbuv.gov.ua>),

– в реферативной базе данных Всероссийского института научной и технической информации (ВИНИТИ) Российской академии наук и публикуется в соответствующих тематических сериях РЖ (свободный он-лайн доступ к ресурсам на Web-сервере <http://www.viniti.ru>).

Уважаемые руководители предприятий (организаций),

специалисты, читатели, авторы журнала

"Авиационно-космическая техника и технология"!

Продолжается подписка на **2009** год.

Индекс журнала в Каталоге подписных изданий Украины – **08985**

УДК 92

В.А. ЗАДОНЦЕВ

*Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Днепропетровск***АКАДЕМИК В.Н.ЧЕЛОМЕЙ – ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

В статье представлены материалы о жизни и деятельности дважды Героя Социалистического труда, лауреата Ленинской и Государственных премий, Генерального конструктора морских крылатых ракет, космических аппаратов и систем, межконтинентальных баллистических ракет с жидкостными ракетными двигательными установками академика В.Н. Челомея (1914-1984).

Ключевые слова: академик В.Н. Челомей, ракетно-космические системы.



Владимир Николаевич Челомей родился 30 июня 1914 года в г. Седлец (сейчас это польский город Седльце). Детство Володи Челомея прошло в Полтаве, там же он учился в семилетней трудовой школе. Но окончил ее уже в Киеве, куда семья переехала в 1926 г. В 1929 г. Володя поступил в Киевский автодорожный техникум, который окончил в 1932 г. После окончания техникума В.Н. Челомей работал техником в отделе двигателей внутреннего сгорания в Институте промэнергетики и занимался конструированием и испытаниями навесных забортовых двигателей.

Это было время всеобщего увлечения авиацией. Владимир Челомей поступает на авиационный факультет Киевского машиностроительного института, образованного на базе механического факуль-

тета Киевского политехнического. Но уже в августе следующего 1933 г. на базе авиационного факультета создается Киевский авиационный институт (КАИ) и Челомей блестяще учится на его моторном факультете. С первого курса он, как тогда было принято, совмещает учебу с работой техником-конструктором в филиале НИИ гражданского воздушного флота. Кроме того, в Киевском университете он слушает лекции по матанализу, теории дифференциальных уравнений, матфизике, теории упругости и теормеханике, активно общается с преподавателями и, прежде всего со своим учителем, механиком и математиком, членом-корреспондентом АН УССР (с 1939 г.), Ильей Яковлевичем Штаерманом, штудирует труды классиков механики и математики на русском и иностранных (в подлинниках) языках. В.Н.Челомей на всю жизнь сохранил увлечение механикой и особенно теорией колебаний.

Во время летней практики 1935 г. на заводе № 29 в Запорожье (сейчас это «МоторСич») студент В.Н. Челомей очень помог заводчанам – нашел причину поломки коленчатого вала авиационного поршневого мотора, серийный выпуск которого по лицензии французской фирмы должен был освоить завод. В сентябре 1936 г. по приглашению руководства завода студент Челомей читает инженерам 70-часовой курс теории колебаний применительно к авиадвигателям, а также помогает разобраться и устранить поломки пружин в газораспределительных клапанах авиадвигателя. Позже, в 1936 году, часть этого курса, посвященную колебаниям пружин, он публикует в трудах КАИ в виде большой статьи, которая окажется основополагающей в области теории пружин.

В институте состоялся его ранний старт в науку. Прекрасно подготовленный теоретически, В.Н. Челомей пишет и издает в 1936 г. учебник для вузов «Векторное исчисление». Статьи В.Н. Чело-

мея регулярно печатаются в сборниках научных трудов преподавателей КАИ (6 статей в 1936 г. и столько же в 1937 г.).

На двух последних курсах ему разрешают свободное посещение лекций и сдачу экзаменов экстерном. В 1937 г. В.Н. Челомей на год раньше с отличием окончил КАИ. Его дипломная работа «Вибрации в авиадвигателях» официально признана выдающейся. Он стал дипломированным инженером – специалистом в области поршневых авиадвигателей. После окончания института В.Н. Челомей работает весьма интенсивно и продуктивно в Институте математики АН УССР старшим научным сотрудником сектора прикладной математики и по совместительству преподает в КАИ.

В 1938 году он печатает 6 статей в трудах КАИ и свою единственную статью на украинском языке в журнале Института математики АН УССР; напряженно работает над кандидатской диссертацией «Динамическая устойчивость элементов авиационных конструкций», которую 25-летний Челомей успешно защищает в июле 1939 г. в Киевском индустриальном институте и публикует в Москве в виде монографии.

В 1940 г. В.Н. Челомея в числе лучших 50 молодых ученых СССР принимают в докторантуру и устанавливают сталинскую стипендию, размер которой превосходил зарплату профессора, и назначают тему докторской диссертации «Динамическая устойчивость и прочность упругой цепи авиационного двигателя» со сроком окончания работы 1 июня 1941 г. Для работы над диссертацией В.Н. Челомея прикрепляют к Институту математики АН УССР. Он укладывается в срок, защищает диссертацию, но документы не дошли до Москвы и в Высшую аттестационную комиссию не попали – помешала война. Он перезащитит ее позже, в 1951 г. в МВТУ. В июне 1941 г., еще до начала войны, В.Н. Челомей выезжает в командировку в Москву в Центральный институт авиадвигателестроения (ЦИАМ), но война не позволила ему вернуться в Киев. Так закончился украинский период жизни В.Н. Челомея продолжительностью в 27 лет. Именно в Киеве Челомей сформировался как ученый-механик, специалист в области теории колебаний и динамики авиационных конструкций.

Разработки ПуВРД и беспилотных самолетов-снарядов. 1 июля 1941 г. В.Н. Челомей поступает на работу в ЦИАМ в должности начальника группы реактивных двигателей. Здесь он приступает к практической реализации своей идеи (которой он «заболел» еще в студенческие годы) создания нового типа реактивного двигателя периодического действия – пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД). С августа 1944 г. В.Н. Челомей –

начальник отдела в 200 человек и создает первые образцы ПуВРД собственной конструкции ВЧ-1,2. К этому времени В.Н. Челомей уже ознакомился с двигателем трофейного самолета-снаряда ФАУ-1 и получил возможность использовать немецкую разработку для совершенствования своих ПуВРД (было создано более 10 ПуВРД «волнового действия» с числом импульсов в секунду в диапазоне от 30 до 40).

19 сентября 1944 г. приказом наркома авиапрома А.И. Шахурина 30-летний В.Н. Челомей назначается «директором и главным конструктором завода № 51 наркомата авиапрома с оставлением на работе в ЦИАМе». Соединение опыта ЦИАМа по разработке ПуВРД и опыта завода по созданию самолетов Н.Н. Поликарпова с ударными темпами круглосуточной работы без выходных позволило уже в сентябре 1944 года разработать и запустить в производство конструкторскую документацию на советский аналог ФАУ-1 – беспилотный самолет-снаряд 10Х авиационного базирования (с ПуВРД Д-3). 25 декабря 1944 г. были успешно проведены заводские испытания ПуВРД, а 20 марта 1945 г. в районе г. Джизак Узбекской ССР начались летные испытания самолетов-снарядов, которые подвешивались под переоборудованные серийные бомбардировщики. Коллектив и его руководитель работали с большим энтузиазмом и напряжением. В сентябре 1945 г. Челомей был награжден первым (и сразу высшим!) орденом Ленина, как он написал в автобиографии – «за особую НИР по авиадвигателям».

За девять лет (с 1944 г. по 1953 г.) были разработаны самолеты-снаряды авиационного (10Х, 14Х, 16Х) и наземного базирования (10ХН) с ПуВРД. Однако ни один из вышеназванных самолетов-снарядов В.Н. Челомея не был принят на вооружение Советской Армии из-за позиции военных, которых не устраивала дозвуковая скорость полета и надежность изделий, низкая точность попадания при дальности в 240 км и ряд других моментов, несмотря на то, что авиапром поддерживал В.Н. Челомея. 19 февраля 1953 г., незадолго до смерти Сталина, было принято постановление Совмина о прекращении работ под руководством В.Н. Челомея и передаче завода № 51 и его ОКБ в КБ А.И. Микояна в качестве филиала. Главный конструктор не мог смириться с ликвидацией своего КБ и ведет тяжелую борьбу за выживание, доказывая ошибочность принятого решения и убеждая новое руководство страны и отрасли в необходимости продолжения работ по крылатым ракетам, в первую очередь – в интересах ВМФ СССР. В 1954 г. он добивается создания Специальной конструкторской группы, которая по постановлению правительства от 19 июля 1955 г. реорганизуется в опытно-

конструкторское бюро – ОКБ-52 в подмосковном городе Реутове с передачей ему небольшого Реутовского мехзавода (РМЗ). Тем не менее, именно ОКБ-52 было суждено стать «третьим китом» ракетно-космической отрасли СССР (после фирм Сергея Павловича Королева и Михаила Кузьмича Янгеля). Впоследствии ОКБ-52 Минавиапрома дважды переименовывалось: в 1965 г. – в Центральное КБ машиностроения (ЦКБМ) Минобщемаши СССР и в 1983 г. – в НПО Машиностроения. В.Н. Челомей был бессменным руководителем своей организации.

Морские крылатые ракеты. В.Н. Челомей понял бесперспективность самолетов-снарядов с ПуВРД, с которыми аппараты не достигали сверхзвуковой скорости полета. У него вызревали идеи создания качественно новой крылатой ракеты (КР) для подводных лодок ВМФ.

8 августа 1955 г. постановлением Совмина ОКБ – 52 задается разработка ракетного комплекса П-5 со сверхзвуковой крылатой ракетой для стрельбы из подводных лодок по площадным наземным целям (при этом лодка находится в надводном положении). Это был один из самых блестящих и основополагающих проектов за всю историю предприятия. Впервые будут реализованы идеи В.Н. Челомея о раскрытии крыльев ракеты в полете с помощью специального автомата раскрытия и фиксации крыла АРК – 5 сразу после выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера (ТПК). Для достижения сверхзвуковой скорости полета В.Н. Челомей впервые отказался от ПуВРД в пользу турбореактивного двигателя (ТРД). В качестве стартового ускорителя использовались два твердотопливных двигателя сравнительно большой тяги и малым временем работы (до двух секунд), которые затем отбрасывались. Герметичный цилиндрический контейнер малых габаритов, заполненный азотом, торцевые крышки которого открывались автоматически, решал проблему размещения и хранения крылатых ракет со сложенными крыльями на подводных лодках. ТПК служил одновременно пусковой установкой, обеспечивая старт с практически нулевых направляющих с качающегося основания. Указанные технические решения стали классическими, и на десятилетия определили облик морских крылатых ракет не только в СССР, но и в мире. Крылатая ракета комплекса П-5 могла нести как фугасный, так и ядерный боезаряд на расстояние до 500 км со скоростью 1300 км/ч, на высоте от 800 до 100 м и представляла в свое время серьезную угрозу для морского побережья потенциального противника. Параллельно с разработкой комплекса П-5 В.Н. Челомей успешно решал задачу создания на базе мехзавода ракетного производства.

Комплекс П-5 был принят на вооружение в

1959 г. В этом же году В.Н. Челомей стал Генеральным конструктором ОКБ-52, а годом раньше – членом-корреспондентом АН СССР. Действительным членом АН СССР он стал в 1962 г.

В апреле 1959 г. В.Н. Челомей с группой соратников был удостоен Ленинской премии и в этом же году стал Героем Социалистического труда. Примечательно, что Ленинскую премию получил и молодой специалист, выпускник Московского энергетического института Сергей Никитович Хрущев, сын Никиты Сергеевича Хрущева – руководителя советского государства. Он был принят на работу 8 марта 1958 г. и трудился в КБ до 1968 г., его самая высокая должность – замначальника отдела по системам управления крылатых ракет и космических аппаратов, но он входил в круг ближайших соратников В.Н. Челомея до осени 1964 г.

В своих воспоминаниях академик Е.А. Федосов, директор НИИ Авиационных систем, хорошо знавший В.Н. Челомея и его окружение, писал «По рассказам людей, которым я доверяю, Владимир Николаевич, видно, все же спекулировал тем, что у него работал сын самого Хрущева, и потому мог позволить себе и жесткое поведение по отношению к конкурентам, и риск сложнейших проектов, не имеющих надежного научно-технического обоснования». Он вспоминает В.Н. Челомея «как человека, обладавшего хорошими бойцовскими качествами, умевшего бороться за свое дело, отстаивать свои идеи, хотя и допускал при этом ряд некорректных поступков».

Еще в процессе разработки комплекса П-5 перед ОКБ-52 ставится более сложная задача – создать оружие для избирательного загоризонтного поражения подвижных целей – надводных кораблей вероятного противника, прежде всего авианосцев.

Поставлением Правительства от 17 августа 1956 г. задается разработка двух комплексов противокорабельных самонаводящихся управляемых ракет – П-6 для вооружения подводных лодок и П-35 для вооружения надводных кораблей и береговых частей ВМФ. Кроме того, ОКБ-52 продолжало совершенствовать комплекс П-5. Комплекс П-5Д с доплеровской системой навигации вдвое улучшил точность попадания ракеты в цель, с 1959 г. по 1961 г. прошел летные испытания и в 1962 г. был принят на вооружение. На базе ракетного комплекса П-5Д был создан наземный мобильный комплекс С-5 на автомобильном шасси высокой проходимости, принятый на вооружение в 1961 г.

Для стрельбы за радиогоризонт ракета комплекса П-6 после старта набирала высоту до 7000 м и летела в режиме «поиск цели». После того, как оператор лодки находил цель, ракета снижалась до 100 м и летела горизонтально в режиме самонаведе-

ния до момента поражения цели. Дальность стрельбы составляла 250 км, скорость полета – до 1650 км/час. В июле 1964 г. комплекс П-6 был принят на вооружение атомных подводных лодок.

На Северном флоте в июле 1962 г. в присутствии Н.С.Хрущева был произведен успешный демонстрационный пуск КР комплекса П-35 с ракетного крейсера. Комплекс П-35 (с дальностью до 300 км) был принят на вооружение в 1962 г.

На базе комплекса П-35 были разработаны и приняты на вооружение береговые ракетные комплексы «Утес» (стационарный) и «Редут» (мобильный на самоходной пусковой установке).

Советские противокорабельные комплексы с КР были действительно асимметричным ответом на развертывание американцами авианосных ударных групп. За создание комплексов П-6 и П-35 В.Н. Челомей был награжден второй Золотой Звездой Героя Соцтруда. Такой же высокой награды удостоился и С.Н. Хрущев.

Для подводных лодок требовалось новое оружие – крылатые ракеты, стартующие из-под воды. Это обеспечивало скрытность и внезапность атаки и повышало живучесть подводных лодок.

Первой в мире такой ракетой стала КР «Аметист», которая разрабатывалась согласно правительственному постановлению от 1 апреля 1959 г. Старт ракеты производился с подводной лодки с глубины до 30 м из контейнера, предварительно заполненного забортной водой. Ракета выбрасывалась из ТПК, сразу же под водой раскрывались крылья, работали 4 стартовых двигателя подводного хода, после выхода ракеты из воды включались 4 стартовых двигателя воздушного полета, а затем маршевый РДТТ.

Максимальная дальность полета КР «Аметиста» составляла 70 км, максимальная скорость полета – до 1300 км/час, высота – 60 м. Комплекс «Аметист» был принят на вооружение атомных подводных лодок в июне 1968 г.

С учетом опыта разработки «Аметиста» был создан более совершенный комплекс «Малахит», ракета которого оснащалась маршевым РДТТ и обладала большей дальностью полета (в 1,5 раза), более точной и помехозащищенной системой наведения на цель. На вооружение малых ракетных кораблей «Малахит» был поставлен в 1972 г., а на вооружение атомных подводных лодок – в 1977 г. Это была первая ракета, которая могла стартовать в подводном и надводном положении лодки.

В период сдачи на вооружение комплексов П-6 и П-35 была начата разработка нового комплекса «Базальт» – большой дальности (до 550 км) и высокой скорости полета (до 2-х скоростей звука), который предназначался для борьбы с самыми мощными корабельными группировками, включая авианос-

ные. Комплекс «Базальт» готовился на замену комплекса П-6, для этого пришлось сохранить надводный тип старта. Комплекс был принят на вооружение в 1977 г. на первом корабле серии авианесущих крейсеров типа «Киев».

Еще во время разработки комплексов «Аметист» и «Малахит» В.Н. Челомей выступил с предложением о разработке нового комплекса с крылатыми ракетами, способными стартовать из-под воды, а по дальности и скорости полета не уступающими крылатым ракетам комплекса «Базальт». Новый комплекс получил название «Гранит». Им предполагалось оснащать как подводные лодки, так и надводные корабли. Это был последний комплекс с крылатой ракетой, разработанный при жизни Генерального конструктора В.Н. Челомея.

КБ приступило к его разработке в 1969 г. Комплекс «Гранит» обладал рядом качественно новых свойств. Впервые была создана ракета большой дальности стрельбы с автономной очень «умной» системой управления. Впервые была решена сложная инженерная задача запуска двигателя за очень короткое время при выходе ракеты из воды. Максимальная дальность стрельбы комплекса составляет 550 км, а максимальная скорость полета в 2,5 раза превышает скорость звука. Ракета имеет сверхзвуковой маршевый турбореактивный двигатель КР-93, разработанный в КБ Уфимского моторостроительного производственного объединения, кольцевой твердотопливный ускоритель в хвостовой части, начинающий работу под водой. «Гранит» может запускаться как с подводной лодки, так и с надводного корабля. Ракета способна самостоятельно выбрать цель на фоне любых помех на основе заложенных в памяти БЦВМ силуэтов кораблей. В залпе ракет последние способны обмениваться в полете между собой информацией о целях, ракета может быть оснащена ядерной боеголовкой мощностью 0,5 Мт, а также обычной боеголовкой весом около 1000 кг. Сбить такую ракету практически невозможно. (Следует заметить, что один подводный крейсер стоит на порядок дешевле авианосца ВМС США типа «Нимитц»).

Новый универсальный ракетный комплекс третьего поколения «Гранит» был принят на вооружение 12 марта 1983 г. Ракетами комплекса «Гранит» были вооружены, в частности, 12 атомных подводных лодок, каждая – с 24 пусковыми установками, в том числе подводная лодка «Курск», потерпевшая катастрофу 12 августа 2000 г.

Космические системы. К концу 1959 г. ОКБ-52 приступает к проектированию космических аппаратов (КА) и ракет-носителей (РН) для них. Космические аппараты – космоплан, ракетоплан, управляемый спутник, управляемая боеголовка, истребитель

спутников-разведчиков противника – первые проекты ОКБ-52 в новом тематическом направлении.

На основе поисковых работ, выполненных проектными и конструкторскими подразделениями, В.Н. Челомей вырабатывает концепцию создания управляемых КА, прежде всего оборонного назначения, и РН для них.

«В апреле 1960 г. завершилась разработка технических предложений по семейству РН с различными весами полезной нагрузки – от 4 до 85 т при стартовых весах ракет – от 150 до 1950 т» [6].

23 июня 1960 г. вышло постановление ЦК и Совмина СССР, открывающее для ОКБ-52 с его космическими проектами дорогу в космос.

Для этих работ нужна была мощная проектно-конструкторская, производственная и экспериментальная база, которой у В.Н. Челомея не было. Развитие его организации под патронатом Н.С. Хрущева шло, в первую очередь, за счет передачи в ОКБ-52 лучших предприятий авиапрома с готовыми специалистами высокой квалификации. Так, например, 3 октября 1960 г. в ОКБ-52 передается в качестве филиала №1 ОКБ-23 В.М. Мясищева – главного конструктора стратегических бомбардировщиков, и завод им. Хруничева (Москва, Фили). В.Н. Челомею досталось богатое наследство В.М. Мясищева – конструкторские и технологические наработки КБ и завода, и коллективы с высокой авиационной культурой проектирования и производства.

Общая численность работников ОКБ-52 и его филиалов к 1965 г. достигла 25 тысяч (!) человек [6], была создана мощная лабораторно-испытательная база. Несомненный организаторский талант В.Н. Челомея позволил сплотить большие коллективы разработчиков и нацелить их на решение общих задач.

Разработка комплекса П-6 для загоризонтного поражения кораблей противника поставила на повестку дня создание систем разведки и целеуказания. Первая система такого рода – «Успех» – была разработана в Киеве с использованием бомбардировщиков, которая могла решать ограниченные локальные задачи.

В.Н. Челомей впервые в мире выступил с идеей создания системы глобальной морской космической разведки и целеуказания в мировом океане. В состав системы управляемых спутников (УС), орбиты и количество которых были рассчитаны с участием академика М.В. Келдыша, должны были входить КА двух типов: 4 аппарата УС-А («активный») с бортовой радиолокационной станцией для всепогодной круглосуточной разведки кораблей противника и ядерной энергоустановкой и 3 аппарата УС-П («пассивный») с бортовой системой радиотехнической разведки и энергоустановкой на солнечных батареях.

Выводить спутники на орбиту по замыслу В.Н. Челомея должна новая универсальная ракета-носитель УР-200, разработку которой В.Н. Челомей поручит филиалу № 1 в Филях (руководитель В.Н. Бугайский).

КА «УС-А» являлся первой работой ОКБ-52 в области космических систем и на десятилетие опередил подобную разработку США и стал первым в мире управляемым КА активного наблюдения с ядерной энергоустановкой на борту (с реактором на быстрых нейтронах) для энергоснабжения локатора и других бортовых систем.

Бортовая РЛС обеспечивала обзор акватории мирового океана с высоты в среднем 265 км.

«УС-П» стал первым в мире КА радиотехнической разведки, который позволял пеленговать и идентифицировать надводные корабли противника с высоты 440 км по работе их радиосредств.

Одновременно в ОКБ-52 велась разработка системы противоспутниковой обороны «ИС» – «истребитель спутников» для поражения спутников-разведчиков противника.

Поскольку разработка носителя отставала от разработки КА, первые летные испытания первых образцов этих КА были начаты на королевской «семерке».

Первые летные испытания спутников упрощенной комплектации были успешно проведены 28 декабря 1965 г. (Космос-102) и 20 июля 1966 г. (Космос-125).

1 ноября 1963 г. «семерка» вывела на орбиту первый спутник системы «ИС», получивший открытое название «Полет-1». Это был первый в мире маневрирующий КА. Второй запуск «ИС» состоялся 12 апреля 1964 г. («Полет-2»).

После отставки Н.С. Хрущева В.Н. Челомей лишился возможности продолжить работы по управляемым спутникам, передали их в другие организации для продолжения работ, и «пересадили» на янгелевский носитель «Циклон».

Системы были приняты на вооружение в 1970-х: «УС-А» – в 1975 г., «УС-П» – в 1978 г. Система «ИС» была принята в опытную эксплуатацию в 1973 г., а в 1978 г. – в эксплуатацию войсками ПВО.

Разработки МБР. В 1961г. в ОКБ-52 и его филиале № 1 начались работы в области МБР и РН на высококипящих компонентах топлива.

В целях освоения новой для себя баллистической тематики генеральный конструктор ОКБ-52 организовал поездку ведущих специалистов КБ и филиала № 1 на полигон Капустин Яр для знакомства с первой янгелевской ракетой Р-12 (8К63), в частности – с ее двигательной установкой, с подготовкой старта и стартом ракеты. Затем ведущие специалисты съездили в г. Днепропетровск в ОКБ-586

М.К. Янгеля, где ознакомились с разработками КБ и процессом производства ракет на базовом заводе № 586. Вопреки воле главного конструктора М.К. Янгеля, по указанию Н.С. Хрущева в ОКБ-52 передаются 3 экземпляра ракеты Р-14 и конструкторская документация на ракету Р-14 и первую МБР Р-16.

При создании своих МБР В.Н. Челомей имел возможность учитывать опыт и задел Особого конструкторского бюро № 586 М.К. Янгеля. Эти два КБ начинали с сотрудничества, которое в конце 60-х перерастает в борьбу проектов и яростную конфронтацию – она получит неофициальное название «спора века» или «малой гражданской войны» (об этом в своих воспоминаниях писали Б.Е. Черток, Ю.А. Можжорин, В.Ф. Уткин, С.Н. Конюхов, Л.В. Андреев и др.).

Разработка первой универсальной ракеты УР-200 (8К81) ОКБ-52 была начата по постановлениям ЦК КПСС и СМ СССР от 16 марта и 1 августа 1961 г.

В соответствии с решениями правительства ракета УР-200 разрабатывалась как ракета-носитель космических аппаратов «ИС» и «УС», как МБР, а также как орбитальная (или глобальная) МБР с неманеврирующей или маневрирующей в атмосфере головной частью. Рассматривались и другие перспективные варианты развития УР-200.

Эта была двухступенчатая жидкостная ракета, выполненная по тандемной схеме с максимальной дальностью 14 000 км и боевым блоком массой до 4-х тонн. Для УР-200, впервые в мире, разрабатывалась маневрирующая авиационная баллистическая головная часть АБ-200, которая после отделения должна была совершать полет по низкой орбите (150 км) и при движении к цели совершать маневр в атмосфере за счет аэродинамического качества для преодоления ПРО противника.

Маршевые ЖРД первой и второй ступеней УР-200 впервые в СССР и в мире выполнялись по схеме с дожиганием генераторного газа. Разработчик – ОКБ – 154 в Воронеже (ныне – КБ химавтоматики), главный конструктор – Косберг Семен Ариевич. После его смерти в 1965 г. (вследствие автокатастрофы) КБ возглавил А.Д. Конопатов. Привлечение ОКБ С.А. Косберга было вызвано плотной загрузкой ОКБ В.П. Глушко, заказами С.П. Королева и М.К. Янгеля и желанием подключить к группе разработчиков ЖРДУ еще одно авиационное двигательное КБ. ДУ первой ступени включала 4 однокамерных ЖРД с поворотными камерами двигателей: три РД-0203 и один РД-0204. ДУ второй ступени включала однокамерный маршевый ЖРД РД-0206 и четырехкамерный рулевой двигатель РД-0207, выполненный по открытой схеме.

Летно-конструкторские испытания (ЛКИ) ракеты УР-200 проводились на Байконуре с 4 ноября 1963 г. по 20 октября 1964 г., для чего на левом фланге полигона был построен стартовый комплекс (два старта). Из 9 пусков ракеты по полигону «Кура» на Камчатке (6300 км) только первый был аварийный. Результаты ЛКИ подтвердили реализуемость заданных тактико-технических характеристик.

Однако постановлением ЦК и Совмина от 7.07.65 г. разработка УР-200 и всех ее вариантов была прекращена де-юре в связи с тем, что ракета по своим тактико-техническим характеристикам ненамного превосходила уже стоящую на вооружении ракету Р-16. Де-факто решение в пользу новой янгелевской ракеты Р-36 было принято Н.С. Хрущевым еще во время его пребывания на Байконуре в сентябре 1964 г., незадолго до отставки, во время демонстрации ракетной техники высшему руководству страны. Именно тогда был произведен успешный пуск ракеты Р-36 на максимальную дальность по акватории Тихого океана.

В.Н. Челомей продемонстрировал Н.С. Хрущеву и сопровождавшим его лицам полноразмерный 42-метровый макет УР-500 на пусковом столе и макет шахтной пусковой установки для нее в уменьшенном масштабе, что было полной неожиданностью и для Д.Ф. Устинова, и для руководства авиапрома, и для военных – это была инициативная разработка В.Н. Челомея. Н.С. Хрущев задал риторический вопрос: «Так что мы будем строить – коммунизм или шахты для УР-500?».

Тем не менее, было принято решение о строительстве двух ШПУ для УР-500. До строительства шахт дело не дошло – после прихода к власти нового руководства страны в порядке борьбы с «волюнтаристскими решениями» Н.С. Хрущева в области ракетной техники ставится вопрос о прекращении работ по УР-500. Эта ракета со стартовой массой до 600 т разрабатывалась в вариантах МБР с тяжелой головной частью с термоядерным зарядом в 30 Мт (та самая «кузькина мать», которую Н.С. Хрущев грозился показать всем супостатам), глобальной ракеты и ракеты-носителя космических аппаратов массой до 13 т. Твердая позиция президента АН СССР академика М.В. Келдыша позволила ему отстоять УР-500 (8К82), но уже не как боевую ракету, а как ракету-носитель космических аппаратов.

Окончательная компоновка многоблочной первой ступени УР-500 является уникальной. На центральный бак окислителя диаметром 4,1 м навешивались 6 баков горючего диаметром 1,6 м. Каждый бак горючего оснащался самым мощным на то время однокамерным ЖРД-253 (11Д44) на высококипящих компонентах топлива с тягой 150 т. Двига-

тель был выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа и разрабатывался в ОКБ Валентина Петровича Глушко для ракеты-носителя Н-1, но был отвергнут С.П. Королевым из-за токсичности компонентов топлива. Вторая ступень оснащалась ДУ разработки ОКБ-154 на базе ДУ первой ступени ракеты УР-200 с доработкой двигателей в части повышения их высотности. Конструкция ракеты УР-500 обеспечивала возможность ее поблочной транспортировки с завода на полигон и ускоренной сборки в монтажно-испытательном корпусе. Наземный стартовый комплекс состоял из двух стартовых позиций. В качестве полезной нагрузки для первого пуска УР-500 был разработан тяжелый, массой в 12 т, спутник-лаборатория, названный «Протоном» и предназначенный для изучения космических частиц высоких энергий. В то время это был самый тяжелый в мире космический объект. Название «Протон» закрепилось и за ракетой-носителем. Первый пуск ракеты УР-500 состоялся 16 июля 1965 г.

В 1965 г. состоялись первые, и при том успешные, старты двух самых известных баллистических ракет, разработанных в филиевском филиале ОКБ-52 под руководством генерального конструктора В.Н. Челомея – легкой, со стартовым весом 42,3 т, УР-100 и тяжелой УР-500.

Для выведения КА на высокие орбиты и отлетные траектории филиалом № 1 ЦКБМ и заводом им. Хруничева проводилась разработка трехступенчатого варианта РН «Протон».

На базе результатов этих работ в июле 1965 г. было выпущено постановление Совмина о прекращении работ по двухступенчатой ракете УР-500 и о создании трехступенчатого варианта РН УР-500К, а также о разработке в КБ С.П. Королева IV ступени РН УР-500К (на базе пятой ступени РН Н-1).

Датой рождения трехступенчатой РН УР-500К с разгонным блоком (РБ) «Д» считается 10.03.67 г., когда был выведен на орбиту КА (в открытой печати – «Космос-146»).

С помощью этого носителя в 1967 – 1973 гг. были выведены на орбиты КА «Зонд» (№ 4-8), «Луна» (№ 15-21), «Марс» (№ 2-7), несколько КА серии «Космос», станции «Протон-4», «Салют-1,2» и др. К середине 1974 г. был разработан разгонный блок ДМ с собственной системой управления для запуска высокоорбитальных и геостационарных КА.

Только в 1978 г. РН «Протон-К» с ее техническим и стартовым комплексами была принята в серийную эксплуатацию официально.

Семейство «соток». Согласно концепции головного института отрасли – ЦНИИМАШ группировка РВСН должна была включать большое количество МБР легкого класса (40-100 т.) и в несколько раз меньшее количество тяжелых МБР (стартовая

масса около 200 т).

Предложение о создании наземного ракетного комплекса с МБР легкого класса УР-100 (стартовый вес 42,3 т) было доложено В.Н. Челомеем руководству страны и Вооруженных сил на заседании Совета обороны в феврале 1963 г. («Совет в Филях»). По результатам заседания было принято решение о разработке ракетных комплексов с МБР УР-100 В.Н. Челомея и с тяжелой ракетой Р-36 М.К. Янгеля. Предложение М.К. Янгеля по МБР легкого класса Р-26 не получило развития, а проекты ракет этого же класса Р-37, Р-38 были отклонены, несмотря на опыт успешных разработок боевых ракет в ОКБ-586.

С помощью универсальной МБР УР-100 легкого класса с дальностью полета ~11000 км В.Н. Челомей предлагал решение трех важнейших оборонных задач страны:

- массового развертывания МБР наземного базирования в ответ на развертывание в США твердотопливных ракет «Минитмен-1»;
- использования ракеты УР-100 с боезарядом в 10Мт в качестве противоракеты «длинной руки» в системе ПРО СССР «Таран»;
- использования УР-100 как МБР для подводных лодок.

Заметим, что по третьему варианту применения УР-100 В.Н. Челомей выступил как конкурент В.П. Макеева. Н.С. Хрущев отдал предпочтение разработке В.П. Макеева.

Ракетные комплексы с МБР УР-100 (8К84), развертываемые в большом количестве, должны были обеспечить гарантированный ответный удар МБР, выживших после ядерной атаки вероятного противника, каковым в те годы были США, развернувшие сотни ракетных комплексов с твердотопливными ракетами «Минитмен-1».

Для радикального уменьшения диспаритета между США и СССР сложившегося в середине 1960-х годов (900 МБР США и около 200 МБР СССР) требовались ракетные комплексы нового, второго поколения, обладающие такими качествами, как пригодность к массовому развертыванию, высокая боеготовность и защищенность.

Одним из определяющих требований к комплексу было обеспечение длительного хранения (не менее 5 лет) и удобства эксплуатации ракеты в заправленном состоянии в ШПУ «одиночного старта» путем принятия специальных технических решений по ампулизации ракеты и размещению ее в герметизированном транспортно-пусковом контейнере.

Длительное хранение в заправленном состоянии, как считают специалисты КБ В.Н. Челомея – впервые в практике боевого ракетостроения, достигалось ампулизацией ракеты. Разработанные в ОКБ-52 решения

позволили обеспечить гарантийный срок хранения жидкостной ракеты в заправленном состоянии 5 лет (впоследствии он был продлен до 7 – 10 лет).

УР-100 – двухступенчатая однокалиберная ракета тандемной схемы на высококипящих компонентах топлива «амил – гептил» (АТ-НДМГ).

Первая ступень оснащалась четырьмя маршевыми ЖРД с поворотными камерами сгорания и регулируемой тягой разработки ОКБ-154: РД-0216 (3 шт.) и РД-0217 (1шт.) с агрегатами наддува бака горючего. Двигательная установка второй ступени состояла из неподвижно установленного маршевого однокамерного ЖРД 15Д13 и четырехкамерного рулевого двигателя 15Д14 разработки ленинградского ОКБ-117 (главный конструктор – С.П. Изотов).

УР-100 стала одной из первых советских МБР, оснащенных комплексом средств противодействия ПРО.

Первый пуск УР-100 с экспериментальной наземной пусковой установки космодрома Байконур состоялся 19 апреля 1965 г., а из шахтной пусковой установки – 17 июля 1965 г.

21 июля 1967 г. комплекс с ракетой УР-100 был принят на вооружение.

МБР УР-100 и ее модификация УР-100 УТТХ стала самой массовой МБР в СССР и в мире: максимальное количество этих МБР, одновременно находившихся в эксплуатации, составляло 950 единиц [6].

Были разработаны модификации МБР УР-100: УР-100М, УР-100К (15А20), УР-100У (15А20У). Главной особенностью ракет УР-100К и УР-100У, принятых на вооружение в 1974 г., было применение разделяющейся головной части (РГЧ) с тремя боевыми блоками без индивидуального наведения блоков на цели. Это был ответ на американские твердотопливные МБР с РГЧ.

Каждая последующая модификация УР-100 в чем-то была лучше предыдущей: значительно упрощалась эксплуатация ракетного комплекса, повышалась боеготовность и эффективность боевого применения. В работах по модернизации «сотов» В.Н. Челомей пользовался безоговорочной поддержкой маршала А.А. Гречко, министра обороны СССР с 1967г. до 1976 г., который был самым влиятельным сторонником проектов Челомея. Новый министр обороны СССР, Член Политбюро ЦК КПСС Д.Ф. Устинов делал все, чтобы ограничить сферу деятельности Генерального конструктора В.Н. Челомея.

Всего за период испытаний и эксплуатации было выполнено около 170 успешных пусков УР-100 всех модификаций, что подтвердило высокую надежность комплексов.

Разработка МБР третьего поколения в 1969 –

1976 гг. с улучшенными характеристиками и с разделяющимися головными частями индивидуального наведения (РГЧ ИН) была ответной мерой на создание в США МБР «Минитмен-3» и «Посейдон С-3» с РГЧ ИН.

Основное внимание при этом в СССР уделялось повышению защищенности ШПУ, боеготовности и точности попадания, созданию РГЧ ИН с более эффективными средствами преодоления ПРО.

В конце 1960-х – начале 70-х годов в СССР в руководстве Вооруженных сил и военно-промышленного комплекса, в ракетно-космической отрасли возникла дискуссия о направлениях дальнейшего развития ракетно-ядерного оружия.

Предложения КБ «Южное» заключались в том, что ответом на усилившуюся стратегическую угрозу должно стать развертывание новых тяжелых ракет Р-36М и замены ракет УР-100 и УР-100К новыми ракетами МР-УР-100 (~ 80 т) в существующих ШПУ с предварительным повышением их стойкости. Ракеты оснащались РГЧ ИН – с 8-ю боевыми блоками на Р-36М и 3-4 – на МР УР-100. Старты этих ракет предполагалось осуществлять с помощью пороховых аккумуляторов давления (так называемый минометный старт). При этом из конструкции ШПУ исключались газоходы, что позволило повысить стойкость ШПУ за счет наращивания толщины стенок строительного сооружения ШПУ. В системы управления предполагалось ввести БЦВМ. Предположения КБЮ соответствовали военной доктрине нанесения гарантированного ответного удара.

Предложения ЦКБМ, которые более соответствовали доктрине ответно-встречного удара, заключались в сохранении значительного количества развернутых ракет УР-100 и УР-100К в слабозащищенных ШПУ (~ 1000 шт.) и создания нового ракетного комплекса с МБР УР-100Н условно легкого класса (~ 100 т) с РГЧ ИН с 6 боевыми блоками. Предлагалось сохранить газодинамический старт этих ракет как в доработанных в части повышения стойкости ШПУ ракет УР-100 – УР-100К, так и в ШПУ повышенной стойкости новой разработки.

Борьба двух концепций приобрела настолько острый характер, что разделила военных и гражданских специалистов – от руководителей высшего ранга до рядовых исполнителей – на два противоборствующих лагеря и получила в литературе название “спора века” или “малой гражданской войны”. При этом спор не получил разрешения ни на уровне КБ и отрасли, ни после вмешательства комиссии АН СССР, ни на уровне ВПК и был вынесен на Совет обороны. 27 августа 1969 г. на заседании Совета обороны под председательством Л.И. Брежнева выступили со своими концепциями Генеральный конструктор ЦКБМ В.Н. Челомей и Главный

конструктор КБ “Южное” М.К. Янгель. Участники Совета по разному трактуют его результаты и принятые решения: одни – как победу концепции М.К. Янгеля, другие, и мне кажется это более правильным – как компромисс между двумя концепциями. В соответствии с решениями Совета обороны в разработку были заданы комплексы с новыми ракетами Р-36М (15А14), МР-УР-100 (15А15) и УР-100Н (15А30), а также комплекс с ракетами УР-100НУ (15А35) в ШПУ повышенной защищенности, перестраиваемых из ШПУ для ракет УР-100К. Было принято также решение о сохранении значительного количества комплексов с ракетами УР-100К.

Разработка МБР МР-УР-100 (15А15) и УР-100Н (15А30) велась на конкурсной основе и, таким образом, В.Н. Челомей выступил как конкурент М.К. Янгеля и В.Ф. Уткина, занявшего пост главного конструктора КБ “Южное” после внезапной смерти М.К. Янгеля в день своего 60-летия 25 октября 1971 г.

Оба указанных комплекса должны были размещаться вместе с ТПК в ШПУ одиночного старта ракеты УР-100. Забегая вперед, скажем, что ракета МР-УР-100 (янгелевский вариант модернизации УР-100) получилась в полтора раза легче “конкурента” – УР-100Н, но с меньшим числом боевых блоков (4 против 6), при этом дальность стрельбы была несколько большей. Совершенствование обоих комплексов позволило повысить их защищенность последовательно в два, а затем и в три раза.

Д.Ф. Устинов выступал за ракетный комплекс В.Ф. Уткина, а А.А. Гречко – за комплекс В.Н. Челомея.

В самом конце 1975 г. по решению Совета обороны, а практически – его председателя, Л.И. Брежнев, склонного к компромиссам, были приняты на вооружение оба конкурирующих ракетных комплекса третьего поколения для ракетных войск стратегического назначения. Это означало конец «малой гражданской войны», в которой не было побежденных.

Ракету УР-100Н (15А30) и ее модификацию УР-100НУ (15А35) относят к семейству «сотки», так как сохранялась компоновочная схема ракеты. Но фактически это была новая ракета со ступенью разведения шести боевых блоков. Стартовый вес ракеты удвоился (103-105,6 т), были разработаны новые ДУ первой и второй ступеней (в КБХА, главный конструктор А.Д. Конопатов) и новая система управления с БЦВМ на базе системы управления ракеты Р-36М.

Разработка ракетного комплекса с МБР УР-100Н началась в 1967 г. Значительный объем наземной отработки пришелся на подтверждение реализуемости газодинамического старта (при оставшемся

ся неизменным внутреннем диаметре ШПУ существенно возросла тяга двигателей первой ступени) и заданных характеристик стойкости элементов комплекса поражающим факторам ядерного взрыва. Летные испытания проводились на Байконуре с июня 1973 по декабрь 1974 г.

Комплексы с ракетами УР-100Н были приняты на вооружения в конце декабря 1975 г.

К 1979 г. было изготовлено 240 ракет. В 1982 г. они были заменены ракетами УР-100НУ (15А35).

Разработка ракеты УР-100НУ была задана постановлением ЦК и Совмина от 16 августа 1976 г., летные испытания проходили с 28 сентября 1977 г. по 26 июня 1979 г.

Приращение характеристик ракеты и комплекса достигалось за счет внедрения новой системы управления, совершенствования боевого оснащения ракеты, внедрением ШПУ высокой защищенности новой разработки. В декабре 1980 г. комплекс был принят на вооружение и к 1984 г. в ШПУ ОС было установлено 360 ракет.

Комплекс с МБР УР-100НУ (15А35) обладает высокими показателями надежности. За время его эксплуатации было проведено более 150 испытательных и учебно-боевых пусков.

Реализация комплексной программы НИР и ОКР по продлению сроков эксплуатации позволило продлить их с 10 – 15 до свыше 25 лет.

Об участии В.Н. Челомея в лунных программах. Если лунная программа США была открытой национальной программой, то лунные программы СССР были скрыты тяжелой завесой секретности. В СССР еще во времена Н.С. Хрущева началась реализация двух лунных программ: облета Луны и экспедиции на Луну. Американцы тоже планировали сначала облет Луны, а потом – высадку на Луне с помощью одного ракетно-космического комплекса (РКК) «Сатурн-5-Аполлон». В СССР программы облета и экспедиции на Луну предполагалось осуществить на основе двух различных РКК.

Советские лунные программы стали ареной соперничества, но и сотрудничества В.Н. Челомея и С.П. Королева. В КБ Королева с начала 60-х годов прорабатывается два лунных проекта: проект облета Луны (с использованием носителя на базе «семерки») по многопусковой схеме со стыковками трех КА на околоземной орбите и проект новой сверхтяжелой РН «Н-1» с лунным кораблем в качестве полезной нагрузки.

В.Н. Челомей, располагая более мощным носителем УР-500, подключается к лунной тематике и инициирует решение на высшем уровне. Постановлением ЦК и Совмина от 3 августа 1964 г. ОКБ-52 поручалось разработать проект облета Луны пилотируемым кораблем «ЛК» по однопусковой схеме,

используя в качестве средства выведения РН УР-500 в трехступенчатом варианте. 11 ноября 1964 г. в филиевском филиале ОКБ-52 В.Н. Челомей делает доклад по аванпроекту лунного корабля «ЛК» на ракете УР-500К в присутствии М.В. Келдыша и С.П. Королева, который выступил категорически против проекта, тем более, что В.Н. Челомей лишился могущественной поддержки Н.С. Хрущева. 30 июня 1965 г. военно-промышленная комиссия (ВПК) назначает научно-техническую экспертную комиссию во главе с М.В. Келдышем, которая рекомендовала проект к практической реализации, при этом представители ОКБ-1 С.П. Королева записали особое мнение о нецелесообразности дальнейшей разработки корабля ЛК. ОКБ-1 явно стремилось сохранить свое монопольное положение в области пилотируемых полетов. 8 сентября 1965 г. С.П. Королев, понимая бесперспективность своего проекта облета Луны, приглашает В.Н. Челомея и его специалистов на техническое совещание, на котором предлагает одним пуском РН УР-500К с разгонным блоком Д своей РН Н-1 производить облет Луны кораблем 7К (т.е. «Союзом») с экипажем из двух человек. 25 октября 1965 г. выходит постановление, которым предписывалось ОКБ-52 сосредоточить усилия на создании носителя УР-500К, а ОКБ-1 поручалось создание космического корабля для облета Луны (7К-Л1). Работы по челомеевскому проекту лунного корабля были прекращены.

13 декабря 1965 г. С.П. Королев и В.Н. Челомей утверждают «Основные положения по космическому комплексу УР-500К – 7К-Л1» (точнее УР-500К-РБД-КА 7К-Л1).

Космический корабль 7К-Л1 в беспилотном варианте получил название «Зонд».

Первый удачный облет Луны кораблем «Зонд-5» состоялся в сентябре 1968 г., после ряда неудачных пусков по причине неотработанности РН и корабля. В этом полете впервые в мире КА возвращается на Землю со второй космической скоростью после облета Луны 18 сентября 1968 г., спускаемый аппарат приводняется в Индийском океане, вернувшись на Землю живых черепашек – они были первыми обитателями Земли, облетевшими Луну. Казалось бы – очередное достижение СССР в космосе, но оно слишком запоздало, США уже не догнать: в том же 1968 г., в конце декабря, американцы на космическом корабле «Аполлон-8» совершают первый пилотируемый облет Луны (Борман, Ловелл, Андерс). Полеты «Зондов» с переменным успехом продолжают до конца октября 1970 г. как бы по инерции. Особого смысла, особенно после высадки американцев на Луну в июле 1969 г. (Нил Армстронг, Баз Олдрин), они уже не имели.

Зато СССР получил свой мощный и функцио-

нирующий по сей день космический носитель УР-500К в трех- и четырех ступенчатом вариантах.

Программу облета Луны УР-500К-7К-Л1 хоть в какой-то степени можно считать успешной и то только в беспилотном варианте. В программе Н1-Л3 вовремя и в полном объеме, включая летные испытания, был отработан блок Е для посадки и взлета с Луны одного космонавта. По просьбе С.П. Королева этот блок и ЖРД для него были разработаны в ОКБ М.К. Янгеля. Главным конструктором двигателей блока Е (основного 11Д411 и резервного 11Д412) был Иван Иванович Иванов. Пригодился и разгонный блок Д (пятая ступень РН Н-1) – в качестве четвертой ступени РН «Протон К».

Все летные испытания РН Н-1 (а их было четыре), закончились аварией во время работы ДУ первой ступени (четвертый полет состоялся 24 ноября 1972 г. и был нормальным до 107 секунды). Эта двигательная установка включала тридцать однокамерных двигателей НК-15, тягой 150 тонн, главного конструктора Н.Д. Кузнецова, который до этого разрабатывал только авиационные двигатели, и не успел довести свой первый ЖРД до приемлемого уровня надежности. Главный конструктор ЖРД В.П. Глушко напрочь отказался от разработки кислородно-керосиновых двигателей для ракеты Н1 С.П. Королева и это привело к разрыву их отношений – даже Н.С. Хрущев не смог их помирить.

По заданию В.Н. Челомея в Реутове и в филиевском филиале первые проектные проработки сверхтяжелого носителя УР-700 начались в 1962 г. Тогда же В.П. Глушко начал работы по новому, сверхмощному, с тягой 640 т, однокамерному ЖРД схемы «газ – газ» (с двумя газогенераторами и двумя ТНА) на компонентах топлива АТ-НДМГ, который позже получит обозначение РД-270 (8Д420). Основной вариант РН УР-700 предполагал использование именно этого двигателя. В октябре 1967 г. было проведено первое огневое испытание экспериментального двигателя, которое вселяло надежду в то, что двигатель с заданными характеристиками состоится. Разработка эскизного проекта РКК УР-700-ЛК-700 была начата в соответствии с постановлением Совмина от 17 ноября 1967 г., проект комплекса включал развернутый эскизный проект двигателя 8Д420. РН УР-700 (11К87) должна была иметь стартовую массу в 4823 т и выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку массой 151 т (больше, чем у РН «Сатурн-5» Вернера фон Брауна). ДУ первой ступени состояла из 6 двигателей 8Д420, ДУ второй ступени – из 3-х таких же двигателей, при этом на старте двигатели первой и второй ступеней запускались одновременно. На третьей ступени – 3 двигателя 11Д44. Это были хорошо отработанные двигатели первой ступени УР-500 главного конструктора

В.П. Глушко.

Первая и вторая ступени РН УР-700 компоновались из однотипных блоков диаметром 4,1 м по пакетной схеме: 6 блоков (3 двояных блока) – на первой ступени и три блока – на второй ступени; третья ступень выполнена по компоновочной схеме первой ступени УР-500: центральный бак окислителя и три подвесных бака горючего (диаметром 2 метра) с двигателями. Таким образом, третья ступень включала освоенные в производстве элементы. Все блоки РН могли транспортироваться по железной дороге. Проектными работами в Филях по РН УР-700 руководил Владимир Константинович Карраск.

Эскизный проект РКК УР-700-ЛК-700 был утвержден В.Н. Челомеем 30 сентября 1968 г. Результаты эскизной проработки комплекса показывали реальную возможность осуществления лунной экспедиции в 1972 г., из чего следует, что обгонять американцев Челомей не собирался.

Эскизный проект комплекса был утвержден В.Н. Челомеем 30 сентября 1968 г. и являлся альтернативным по отношению к королевскому проекту Н1-Л3, который был представлен в середине 1966 г. и имел мощную поддержку в лице Д.Ф. Устинова, Л.В. Смирнова, и др.

Несмотря на положительную оценку реалистичного и более технологичного (по сравнению с королевским) эскизного проекта Челомея – Глушко и поддержку группы главных конструкторов, работы по комплексу не были развернуты – слишком большие средства уже были вложены в Н-1, да и его «промоутеры» были посильнее.

Только на бумаге остался и марсианский аванпроект Челомея «Аэлита» с ракетой носителем УР-700М (УР-900) и марсианским кораблем МК-700М (1969 г.), и проект РН УР-530 (1977 г.) со стартовой массой примерно 1200 тонн и массой полезной нагрузки до 36 тонн на базе использования элементов ракет УР-500К и УР-100Н (15А30).

В 1975 г. В.Н. Челомей, в развитие своих прежних наработок по ракетоплану, предлагал свой экономичный вариант многоразовой транспортной космической системы (МТКС) – легкий космический самолет (ЛКС) с массой 20 т и полезной нагрузкой 4 т, с экипажем из двух человек, для выведения которого на орбиту используется готовая ракета-носитель РН «Протон К». Особенностью ЛКС было теплозащитное покрытие, применявшееся на многоразовом возвращаемом аппарате комплекса «Алмаз» и рассчитанное на сто полетов, вместо дорогостоящего и недостаточно надежного плиточного покрытия «Спейс Шаттла» и «Бурана».

В 1980 г. на основании результатов эскизного проектирования был изготовлен полноразмерный макет ЛКС, однако дальнейшие работы были прекращены из-за принятия решения о разработке в

СССР МТКС «Энергия-Буран».

«Алмазы» Челомея. Уже в начале 1960-х годов военное и политическое руководство сверхдержав – США и СССР – пришло к пониманию важности использования космоса в военных целях и прежде всего для глобальной разведки.

Сначала появились первые беспилотные (т.е. автоматические) спутники-разведчики, затем задумались и о пилотируемых космических аппаратах.

В конце 1963 г. новый президент США Джонсон, занявший этот пост после убийства Кеннеди, заявил о проекте разработки пилотируемой орбитальной лаборатории с задачами разведки, который американские журналисты тут же окрестили «одним из наиболее значительных политических решений космического века».

Ответный ход СССР не заставил себя ждать. 12 октября 1964 г., за два дня до окончания «хрущевской эры», Генеральный конструктор В.Н. Челомей поставил перед ведущими специалистами своего КБ задачу создать орбитальную пилотируемую станцию (ОПС) военного (но также научного и народнохозяйственного) назначения, которой он дал название «Алмаз». Ракетно-космический комплекс должен был включать разрабатываемую под руководством В.Н. Челомея трехступенчатую ракету-носитель УР-500К грузоподъемностью 20 т, ОПС со сроком активного существования 1-2 года и сменяемым экипажем из 2 – 3 человек. Постановлением Совмина от 1 июня 1966 г. ЦКБМ было определено головным исполнителем по комплексу «Алмаз».

О масштабах работы можно судить по тому, что эскизный проект насчитывал более 100 томов и защищался в июле 1967 г. перед комиссией из 70 известных ученых, руководителей НИИ и КБ промышленности и Министерства обороны.

На ОПС «Алмаз», кроме уникальной фотоаппаратуры «Агат-1» (длиннофокусный телескоп, совмещенный с широкоформатным трехканальным фотоаппаратом для наблюдения и съемки с орбиты стратегически важных наземных объектов), имелись оптический визир с возможностью остановки «бега» Земли, панорамно-обзорное устройство и перископ кругового обзора для наблюдения обстановки вокруг станции.

Фотопленку шириной 42 см одного из каналов можно было обработать на борту станции с помощью аппаратуры «Печора» и передать на Землю по телевизионному каналу. Остальная фотопленка должна была спускаться на территорию СССР в капсуле специнформации (КСИ), которая представляла собой спускаемый КА, для чего на станции имелись шлюзовая и пусковая камеры.

Станция должна была оборудоваться также системой радиолокационной разведки «Меч-А» и большой антенной с синтезированной апертурой.

Для управления аппаратурой наблюдения на станции имелись две мощные БЦВМ «Аргон-16».

На станции были предусмотрены космические пушки для защиты от непрошенных «гостей», средства медико-биологического обеспечения экипажа и ряд других систем общим количеством более 70.

Двигательная установка имела в своем составе сферические топливные баки с металлическими диафрагмами, баллоны сжатого азота, ЖРД для коррекции орбиты разработки КБХА, ЖРД малых тяг для стабилизации станции.

В эскизном проекте ЦКБМ были также представлены материалы по многоразовому возвращаемому аппарату (ВА) для станции и большому транспортному кораблю снабжения (ТКС), грузоподъемностью до 8 т, хотя первоначально для доставки экипажей и грузов на станцию военные предполагали использовать транспортный корабль на базе корабля «Союз».

Постановлением Совмина от 16 июня 1970 г. была задана разработка ракетно-космического комплекса «Алмаз», включающего орбитальную станцию, ТКС, ВА.

К середине 1969 г. появились сообщения о планах запуска в США в начале 70-х годов станции «Скайлэб» («Небесная лаборатория»).

В докладе руководителя СССР Л.И. Брежнева 7 ноября 1969 г. прозвучало: «орбитальные станции – магистральный путь развития космонавтики». Советский Союз (в лице руководителей) жаждал реванша за проигрыш лунной гонки.

У В.Н. Челомея успешно шли работы по корпусной части ОПС «Алмаз», но работы по ее «начинке» и по ТКС шли с задержками, в основном – по вине смежников.

Проектант королевских космических кораблей и космонавт К.П. Феоктистов, по-видимому, первым озвучил идею, которая состояла в следующем. Быстрее всего можно создать пилотируемую орбитальную станцию, если взять корпус ОПС «Алмаз», установить на него переходной отсек, поставить солнечные батареи, двигательную установку и другие системы корабля «Союз», доработать его стыковочный узел. Средство выведения станции на орбиту – РН «Протон-К», средство доставки экипажа на орбиту – доработанный космический корабль «Союз» и РН Р-7А.

Феоктистов доложил непосредственно Д.Ф. Устинову об идее, позволяющей создать орбитальную станцию в короткие сроки, примерно за год. Как политический деятель и главный куратор ракетно-космической отрасли, Устинов сразу понял: появился реальный шанс сразу «убить трех зайцев»: опередить американцев, сделать подарок XXIV съезду КПСС, а это – март-апрель 1971 г., да еще, по выражению Феоктистова, «дать по мозгам Чело-

мею», который при Хрущеве позволял себе выходить на самый верх мимо Устинова, чего тот не прощал никому.

И сам Д.Ф. Устинов, а также М.В. Келдыш, Л.В. Смирнов и С.А. Афанасьев, решительно поддерживали Феоктистова.

ЦКБМ срочно выпускает проект долговременной орбитальной станции (ДОС) 17К. Далее, по указанию Д.Ф. Устинова заместитель В.Н. Челомея В.Н. Бугайский выпускает доработанные чертежи по проекту ДОС-17К, забросив разработку ТКС РКК «Алмаз», что в дальнейшем стало причиной разрыва сотрудничества В.Н. Челомея и В.Н. Бугайского.

По приказу министра отрасли С.А. Афанасьева у В.Н. Челомея забрали все восемь готовых корпусов ОПС «Алмаз» для доработки в стендовые и летные экземпляры станции ДОС.

Из книги воспоминаний К.П. Феоктистова: «Челомей не без оснований рассматривал подключение своего филиала к нашим работам как пиратский набег на его остров с нашей стороны. Конечно, элемент пиратства тут был».

Несмотря на сильное сопротивление В.Н. Челомея и апеллирование к военным, все его аргументы отменялись – вопрос решен на самом верху. В.Н. Челомею пришлось смириться; такой ход событий затормозил работу по «Алмазу» на два года.

А первая станция ДОС, которой В.П. Мишин дал название «Салют», была запущена позже обещанного срока – 19 апреля 1971 г.

Тем временем в ЦКБМ и на заводе им. Хруничева (ЗИХ) продолжались работы над первой ОПС «Алмаз», которую 25 декабря 1972 г. отправили спецшелоном на Байконур.

В начале 1973 г. ОПС «Алмаз» начали готовить к первому полету, который состоялся 3 апреля 1973 г. Станцию «Алмаз-001» в открытой печати называли «Салютом-2», дабы скрыть ее военное предназначение.

Таким образом, в 1970-е годы в СССР одновременно выполнялись две различные программы разработки ОПС – «Алмаз» и «Салют», но в открытой печати они носили одно общее название – «Салют».

ОПС «Алмаз-1» функционировала в космосе в автоматическом режиме в апреле 1973 г., полет был прекращен из-за разгерметизации станции.

«Алмаз-2» и «Алмаз-3» под названием «Салют-3» и «Салют-5» работали на орбите как в автоматическом режиме, так и с экипажами на борту: «Алмаз-2» – с конца июля 1974 г. по конец января 1975 г., «Алмаз-3» – с 22 июня 1976 г. по 8 августа 1977 г. Была получена ценная информация в интересах Главного разведывательного управления Генштаба.

После окончания основной 90-суточной про-

граммы полета ОПС «Алмаз-2» капсула специнформации с двумя рулонами по 500 м заснятой фотопленки была сброшена на Землю и доставлена в Москву – она стала первой в СССР посылкой из космоса.

Станция «Салют-5» («Алмаз-3») завершила свой полет продолжительностью в 412 суток 8 августа 1977 г. над заданным районом Тихого океана. Как оказалось, это был последний полет ОПС «Алмаз».

В 1978 г. Д.Ф. Устиновым было принято решение о прекращении работ по ОПС «Алмаз».

Испытания транспортного корабля снабжения и возвращаемых аппаратов продолжались. Впервые ТКС выполнил все свои функции, включая успешную посадку трехместного ВА в 1983 г. Завершающим этапом «алмазной» эпопеи В.Н. Челомея была разработка на базе ОПС «Алмаз» автоматических станций «Алмаз-Т» для ведения радиолокационной разведки и «Алмаз-К» для фоторазведки.

Первая станция «Алмаз-Т» была изготовлена на ЗИХ'е и отправлена на космодром 27 ноября 1980 г. По указанию Д.Ф. Устинова подготовленная к пуску станция осталась на Земле.

Постановлением от 19 декабря 1981 г. все работы ЦКБМ по орбитальным станциям «Алмаз» и вообще по космической тематике были прекращены. Тезис Д.Ф. Устинова о том, что В.Н. Челомею нет места в космосе, наконец был реализован. Д.Ф. Устинов считал, что В.Н. Челомей должен заниматься только крылатыми ракетами.

Станция «Алмаз-Т» была запущена 29 ноября 1986 г. уже после смерти и В.Н. Челомея, и Д.Ф. Устинова.

Из-за аварии РН УР-500К станция на орбиту не вышла. Зато второй пуск «Алмаза-Т» под именем «Космос-1870» был вполне успешным – в течение 2-х лет на Землю передавались радиолокационные снимки высокого разрешения.

В.Н. Челомей: открытые публикации 1950-1980 гг. Педагогическая деятельность. Начиная с 1941 г., научные работы В.Н. Челомея очень редко появляются в открытой печати.

Удивительно не то, что их мало, а то, что они вообще были, принимая во внимание колоссальную нагрузку Главного, а потом Генерального конструктора, выполнение им обязанностей профессора, а позже – зав. кафедрой МВТУ, депутата Верховного Совета СССР и т.д.

Напомним кратко открытые работы ученого этого периода.

Три статьи посвящены изложению теории пневматических (1954 г., 1955 г.) и гидравлических (1958 г.) сервомеханизмов с золотниковым распределением, применяемых в качестве рулевых машин летательных аппаратов.

В Докладах АН СССР в 1956 г. опубликована

небольшая по объему (сам автор называет ее заметкой), но глубокая по содержанию статья фундаментального характера с парадоксальным, на первый взгляд, названием: «О возможности повышения устойчивости упругих систем при помощи вибраций». Это изящное теоретическое исследование в дальнейшем получило развитие в работах других авторов. Некоторые аспекты этой статьи были доложены В.Н. Челомеем на конференции по асимптотическим методам интегрирования нелинейных дифференциальных уравнений в АН УССР в Киеве 28 июня 1955 г.

В 1960 г. В.Н. Челомей основал в МВТУ им. Баумана кафедру «Аэрокосмические системы» и бессменно руководил ею до конца своей жизни. Учебный процесс и научные работы сотрудников кафедры были тесно связаны с разработками его КБ. На кафедре В.Н. Челомей блестяще читал курс лекций «Теория колебаний».

На одной из лекций В.Н. Челомей скажет своим студентам: «Не думайте, что все уже открыто и сделано в механике, в этой одной из древнейших наук. Здесь также много неоткрытого и необъясненного. Только мы часто проходим мимо совершенно необычных явлений, не замечая их. Очень важно научиться видеть эти необычные явления, а потом понять их и объяснить». И еще он считал – «важно не пропустить талант». В.Н. Челомей был классическим профессором: очень требовательным и строгим. Как вспоминал академик Е.А. Федосов, «бедные его аспиранты стонали, потому что диссертации он заставлял переделывать по несколько раз. Он лично читал каждую главу научной работы».

К числу значительных академических достижений В.Н. Челомея следует отнести вышедший в изд. «Машиностроение» фундаментальный справочник в 6-ти томах «Вибрации в технике» (1978 – 1981 гг.) для инженерно-технических работников. В.Н. Челомей был председателем редакционного совета и главным редактором издания. Справочник неоднократно переиздавался.

Последней научной работой В.Н. Челомея, а она вызвала большой интерес, в том числе и за рубежом, была опубликованная в Докладах АН СССР в 1983 г. небольшая статья «Парадоксы в механике, вызываемые вибрациями».

Эта работа посвящена необычным явлениям, наблюдаемым в специально поставленных экспериментах, когда под воздействием высокочастотных вибраций тяжелые тела, находящиеся в жидкости, могут всплывать, а легкие тонуть; в других экспериментах твердое тело переходит как бы в состояние невесомости.

(Если следовать определению А.С. Пушкина о том, что «гений – парадоксов друг», то Владимир Николаевич Челомей был гением).

Парадоксы в механике, вызываемые вибрация-

ми, которые демонстрировал В.Н. Челомей, не имели тогда теоретического обоснования. Он собирался изложить «теорию этого сложного динамического процесса» в отдельной публикации», но не успел – оторвавшийся тромб, как пуля, оборвал его жизнь 8 декабря 1984 г. в 8 часов утра во время телефонного разговора с женой из Кремлевской больницы (куда он попал с неопасной для жизни, как казалось, травмой – переломом ноги). Его последняя фраза – «Знаешь, я такое придумал!». Мы никогда не узнаем наверняка, что придумал тогда Владимир Николаевич Челомей.

Посмертно академик В.Н. Челомей в 1986 г. стал соавтором открытия (вместе с д.т.н. О.Н. Кудриным и А.В. Квасниковым) «Явления аномально высокого прироста тяги в газовом эжекционном процессе с пульсирующей активной струей». Открытие зарегистрировано в Государственном реестре открытий СССР под номером 314.

Владимир Николаевич Челомей ушел из жизни 25 лет тому назад, но и сегодня на вооружении ВМФ и армии Российской Федерации стоят ракетные комплексы с крылатыми ракетами и межконтинентальными баллистическими ракетами 15А35, разработанными под руководством Генерального конструктора.

Продолжает выполнять разнообразные задачи практической космонавтики модернизированная ракета-носитель «Протон». Модули станции «Мир» и Международной космической станции – прямые потомки комплекса «Алмаз».

Если Россия вернется к полетам на Луну и замахнется на Марс – наверное, есть смысл оттолкнуться от проектов В.Н. Челомея.

Имя В.Н. Челомея вошло в историю не только советской, но и мировой ракетно-космической техники.

Литература

1. Челомей В.Н. *Избранные труды* / В.Н. Челомей. – М.: Машиностроение, 1989. – 336 с.
2. Карпенко А.В. *Отечественные стратегические ракетные комплексы* / А.В. Карпенко, А.Ф. Уткин, А.Д. Попов. – СПб.: Невский бастион, 1999. – 288 с.
3. Евтеев И.М. *Опережая время. Очерки* / И.М. Евтеев. – М.: Биоинформсервис, 1999. – 527 с.
4. Asif Siddiqi. *Challenge To Apollo: The Soviet Union and the Space Race, 1945-1974* / Siddiqi Asif. – NASA, 2000. – 1010 p.
5. Губанов Б.И. *Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т. 1. «Летающий огонь»* / Б.И. Губанов. – Нижний Новгород: Нижегородский институт экономического развития, 2000. – 420 с.
6. *60 лет самоотверженного труда во имя мира* / Коллектив авторов. – М.: ИД «Оружие и технологии», 2004. – 332 с.
7. *Материалы интернет-сайтов.*

Поступила в редакцию 30.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук С.В. Тарасов, Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Днепрпетровск, Украина.

АКАДЕМІК В.М. ЧЕЛОМЕЙ – ГЕНЕРАЛЬНИЙ КОНСТРУКТОР РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ СИСТЕМ

В.А. Задонцев

Наведені матеріали про життя і діяльність двічі Героя Соціалістичної праці, лауреата Ленінської і Державних премій, Генерального конструктора морських крилатих ракет, космічних апаратів та систем, міжконтинентальних балістичних ракет і космічних ракет-носіїв з рідинними ракетними двигунами академіка В.М. Челомея (1914-1984).

Ключові слова: академік В.М. Челомей, ракетно-космічні системи.

GENERAL DESIGNER OF SPACE-ROCKET SYSTEMS ACADEMICIAN N.V. CHELOMEY

V.A. Zadontsev

The materials about life and occupation of academician N.V. Chelomey, twice awarded with The Title of Hero of Socialist Labour and Laureate of State Prizes and Leninsky Prize, General Designer of naval cruise missiles, spacecrafts and systems, Intercontinental ballistic missiles and Space Launch Vehicles with Liquid Propellant Rocket Engines are given.

Key words: academician N.V. Chelomey, space-rocket systems.

Задонцев Владимир Антонович – д-р техн. наук, профессор, главный научный сотрудник Института транспортных систем и технологий НАНУ, Днепрпетровск, Украина.

УДК 621.7.044+629.7

М.К. КНЯЗЕВ¹, О.Б. КИВИРЕНКО¹, А.Б. ШОПЕН²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ООО «Научно-производственное предприятие ПЛАСТАР», Харьков, Украина

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ИЗОЛЯТОРОВ ИЗ СТЕКЛОПЛАСТИКОВ ДЛЯ ЭЛЕКТРОГИДРОИМПУЛЬСНОЙ ШТАМПОВКИ

Проведен анализ условий работы изоляторов электродов в разрядной камере. Рассмотрены механизмы их разрушения при воздействии высоких импульсных давлений и температур. Выполнена оценка стойкости различных материалов при разрядах с относительно низким и высоким напряжением. Установлено, что полиэтиленовые изоляторы обладают высокой стойкостью при относительно низком зарядном напряжении (до 10 кВ), однако при высоких напряжениях (15 – 35 кВ) стойкость резко снижается. Стеклопластиковые электроды обладают более высокой стойкостью при высоком напряжении. Проведен анализ, который позволил определить механизм разрушения стеклопластикового изолятора и существенную роль угла намотки ровинга на сопротивление действию ударной волны. Установлено, что при постоянной подаче ровинга укладывается на токоведущий стержень с малым углом к его оси. При такой укладке воздействие ударной волны приводит к разрушению и вымыванию связующего между волокнами. Предложены процессы намотки с переменной подачей для обеспечения постоянного оптимального угла укладки ровинга и переменного угла с оптимизацией по диаметру изолятора. Разработаны рекомендации по совершенствованию технологии намотки

Ключевые слова: стеклопластик, намотка, угол укладки ровинга, подача, электрод, разряд, ударная волна.

Введение

Электрогидроимпульсная штамповка (ЭГШ), один из способов импульсного ресурсосберегающего формообразования листовых деталей, переживает второй подъем и находит все более широкое применение в условиях единичного, мало- и среднесерийного производства.

Широкому применению ЭГШ в крупносерийном производстве препятствуют относительно большой цикл обработки и низкая стойкость изолированных изоляторов, размещаемых в разрядных камерах и подвергаемых воздействию высокого импульсного давления и точечной высокой температуры.

Сокращение цикла обработки обеспечивают совмещением вспомогательных процессов, применением штамповки без слива воды и другими приемами [1].

Однако проблема обеспечения достаточной стойкости изолятора электродов до настоящего времени не решена. По оценкам специалистов достаточной стойкостью считается длительность работы без отказов в течение одной смены – 8 часов непрерывной работы при уровне выделяемой энергии 2–10 килоджоулей и зарядном напряжении 15 – 30 киловольт. Это означает, что изолятор должен выдерживать 3 – 5 тысяч разрядов при допустимом износе,

который существенно не снижает эффективность разрядов (существенно не повышает предпробойные потери).

Производственники считают, что ремонт и замену изоляторов или электродов в целом можно произвести по окончании смены без ущерба для производственного процесса.

В настоящей работе поставлена цель повысить стойкость стеклопластиковых изоляторов, получаемых способом намотки. Для этого необходимо выполнить анализ условий работы изолятора электрода, вскрыть механизм его разрушения и предложить технические решения, позволяющие увеличить длительность его работы.

1. Материалы изолятора и механизмы его разрушения

Вопросы повышения стойкости электродов и уменьшения потерь рабочего времени, связанного с заменой электродов, решаются несколькими путями: а) применением новых материалов и конструкций; б) уменьшением времени замены электрода при низкой его стойкости; в) применением инициированного разряда; г) использованием рабочих сред, увеличивающих срок службы электрода и т.п. [2].

Наиболее распространенными в настоящее время являются два первых направления. Примене-

ние инициированного разряда при всех его преимуществах перед пробоем разрядного промежутка сдерживается из-за отсутствия компактного и достаточно надежного механизма автоматической подачи инициатора.

Стойкость полиэтиленовых изоляторов на прессах «Удар-12» при напряжении 10 кВ, емкости конденсаторов 200 мкФ и индуктивности разрядного контура 1,6 мкГн была невысокой, до 500 разрядов. Применение новой конструкции изолятора с водяным зазором вокруг токоведущего стержня обеспечило повышение стойкости в 8 – 10 раз.

Разрушение полиэтиленовых изоляторов при относительно низком зарядном напряжении (до 10 – 15 кВ) начинается с образования углеродистых дорожек, по которым развиваются стримеры и проходит канал разряда. Затем наступает стадия механического разрушения.

Применение полиэтиленовых изоляторов оправдано для относительно низкого зарядного напряжения и выделяемой энергии (до 10 кДж). При таких условиях стойкость составляет примерно 5 тысяч разрядов [2].

Однако при работе на более высоких напряжениях (15 – 35 кВ) стадия механического разрушения полиэтиленовых изоляторов наступает очень быстро, уже после 300 – 500 разрядов даже при относительно малой энергии разрядов (4 – 6 кДж). Это связано с тем, что величина пикового давления в ударной волне, генерируемой каналом разряда, примерно пропорциональна величине зарядного напряжения. Полиэтилен – низкопрочный и пластичный материал. Однако при высокоскоростном нагружении полиэтилен ведет себя как хрупкий материал и, обладая малой прочностью, разрушается через малое количество разрядов даже при работе на сжатие. Здесь единственным преимуществом полиэтилена является возможность его повторного использования для изготовления изолятора.

В качестве изоляторов в ЭГШ использовали также вакуумную резину. Однако она имеет те же недостатки, что и полиэтилен при работе на высоких напряжениях.

Высокое напряжение разряда позволяет получать более интенсивные ударные волны, что существенно расширяет технологические возможности ЭГШ. Установлено, что в таких условиях более высокой стойкостью обладают стеклопластики при их относительно низкой стоимости.

2. Анализ условий работы и механизмов разрушения стеклопластикового изолятора

При появлении и развитии канала электроразряда на начальной стадии от него отходит ударная

волна высокой интенсивности с пиковым давлением в десятки и, даже, сотни атмосфер. Известно, что максимальная напряженность электрического поля возникает на границе перехода от оголенной поверхности токоведущего стержня к изолятору [3]. Поэтому канал разряда проходит вплотную к поверхности изолятора (рис. 1), подвергая его воздействию высоких температур и давлений.

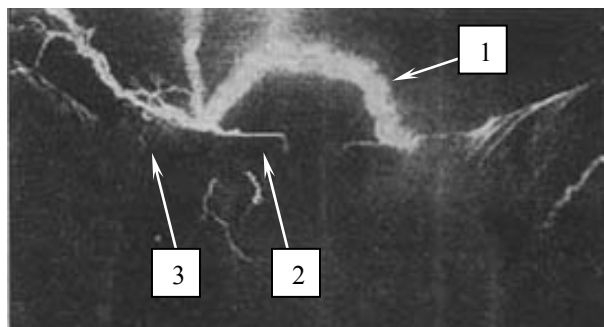


Рис. 1. Электрический высоковольтный разряд между двумя электродами:

1 – канал электроразряда; 2 – оголенная часть токоведущего стержня; 3 – изолятор

Высокое импульсное давление подвергает электрод общему силовому нагружению, а также локальному импульсному удару потоком жидкости (воды). В рассматриваемой постановке задачи рабочий конец электрода можно считать консольно жестко закрепленной балкой под воздействием распределенной неравномерной неосесимметричной нагрузки (рис. 2). Прилагаемая нагрузка (эпюра давления) носит относительный характер, построена по примерному соотношению пиковых давлений ударной волны на различных участках изолятора. Здесь нужно учитывать, что пиковые нагрузки прилагаются к поверхности изолятора не одновременно: сначала воздействию ударной волны интенсивностью P_1 подвергается торцовый участок площадью A_1 , затем нагрузка P_2 распространяется на боковой участок площадью A_2 . Это соответствует пространственному расположению канала разряда относительно электродов (см. рис. 1). Процесс нагружения прямой ударной волной быстротечный и занимает всего лишь до нескольких десятков микросекунд. За это время давление возрастает от статического в жидкости до пикового, а затем более плавно снижается опять до статического давления в разрядной камере. Здесь не учитывается действие отраженных ударных волн и других энергосиловых факторов.

В начальный момент электрод подвергается неосесимметричному сжатию, что вызывает его изгиб. По мере распространения ударной волны вдоль поверхности изолятора усилие нагружения становится поперечным и напряжения изгиба увеличиваются.

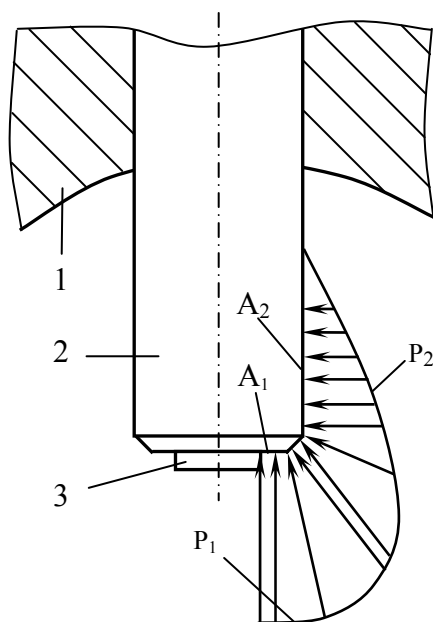


Рис. 2. Приведенная схема нагружения электрода ударной волной:

1 – корпус разрядной камеры; 2 – изолятор; 3 – токоведущий стержень; A_1 – площадь торцового участка изолятора, нагружаемая давлением P_1 ;

A_2 – площадь боковой поверхности изолятора, нагружаемая давлением P_2

При определенном соотношении прочностных характеристик рабочей части электрода и нагружающего импульса высокие изгибные напряжения превышают допустимые и приводят к пластической деформации токоведущего металлического стержня и разрушению (трещине) стеклопластикового изолятора, как менее пластичного по сравнению с металлом, по сечению у основания закрепления. В этом случае проблему прочности решают путем увеличения диаметра стержня и, иногда, увеличением толщины (наружного диаметра) изолятора.

Так, в разрядных камерах серийного пресса ПЭГ-25, оснащенных одной парой электродов, при диаметре стального токоведущего стержня 10 мм разрушение электрода от изгиба происходило через 100 – 150 разрядов при работе с энергией близкой к максимальной (25 кДж) и максимальным вылетом рабочего конца в наибольшей разрядной камере. Диаметр стержня увеличили до 12 мм без изменения наружного диаметра изолятора и этого оказалось достаточно.

В многоэлектродном технологическом блоке опытной установки УЭГШ-2 при применении стальных стержней диаметром 10 и 12 мм его пластический изгиб и нарушение сплошности изолятора происходили через 400 – 600 разрядов при энергиях 5 – 10 кДж и напряжениях 15 – 35 кВ. Здесь диаметр стержня увеличили до 16 и даже 20 мм с увеличени-

ем наружного диаметра изолятора с 38 до 42 мм.

Разрушения по торцевой поверхности изолятора имеют другие механизмы и их невозможно устранить простыми конструктивными способами.

Как видно на рис. 1 канал разряда проходит по торцевой поверхности изолятора. Ни один из известных материалов не может выдержать воздействие высокой температуры разряда (10 – 20 тысяч Кельвин). Высокая температура приводит к деструкции материала поверхностного слоя изолятора: диссоциация молекул стекловолокон и связующего, испарение, эрозия, нарушение адгезионных связей и другие процессы.

Разрушение торцевой поверхности под действием высоких импульсных давлений усиливается следующими факторами. Упругие деформации электрода вызывают нарушение адгезионной связи между стеклопластиком и токоведущим стержнем. Это приводит к вымыванию связующего между стержнем и внутренней поверхностью изолятора с образованием каверн в дополнение к тем, которые образовались из-за термического воздействия. Схлопывание каверн, которые заполняются газами, выделившимися при разряде, приводит к кумулятивному эффекту и ускоренному разрушению изолятора вдоль стержня электрода (рис. 3).



Рис. 3. Разрушение торца изолятора, характерное для вертикального расположения электрода

Структура стеклопластикового изолятора также способствует разрушению по границе контакта стержня и изолятора. При намотке стеклянного ровинга с постоянной подачей каретки угол намотки различен для внутренних и наружных слоев (угол намотки определяется как угол между касательной к винтовой линии намотки осью изделия). Причем для малого диаметра, определяемого диаметром стержня, угол намотки α_c гораздо меньше, чем α_n для большого наружного диаметра, определяемого по-

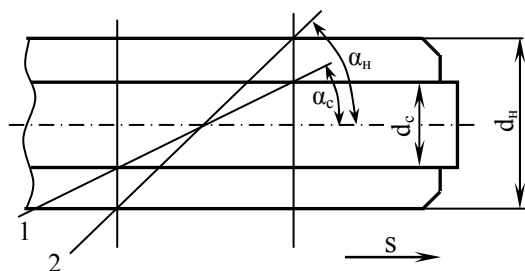


Рис. 4. Схема к определению углов укладки ровинга: 1 — касательная к винтовой линии ровинга на внутреннем диаметре изолятора; 2 — касательная к линии ровинга на наружном диаметре; s — подача каретки для укладки ровинга; d_c — диаметр стержня; d_n — наружный диаметр изолятора; α_c — угол намотки ровинга на внутреннем диаметре изолятора; α_n — угол намотки ровинга на наружном диаметре

требной толщиной изоляции (рис. 4). Это означает, что ровинг по внутреннему диаметру укладывается под малым углом к оси стержня и торцевая поверхность изолятора формируется торцами перерезанных стеклонитей с соответствующим заполнением промежутков между ними связующим. При воздействии импульса давления в торец нитей они распушиваются, связующее вымывается потоком жидкости, и образуются каверны, в которых собираются газы и воздух. При последующих разрядах процесс разрушения интенсифицируется за счет эффекта кумуляции на газовых полостях, образовавшихся по торцу изолятора вблизи стержня.

Наружные слои, в отличие от внутренних, имеют большую окружную направленность, то есть, расположены поперек линии действия ударной волны. Они «защищают» связующее от вымывания, препятствуют образованию каверн и, соответственно, имеют большую стойкость, что подтверждается типовым образцом на рисунке 3.

3. Оптимизация структуры и технологии намотки стеклопластикового изолятора

Проведенный анализ показал несовершенство структуры изолятора, получаемого намоткой с постоянной подачей, для условий работы электрода в составе разрядной камеры оборудования ЭГШ.

Для повышения стойкости изолятора необходимо, как минимум, выдержать угол укладки ровинга $\alpha_{\text{опт}}$ постоянным и оптимизированным по параметрам изгибной прочности и стойкости к воздействию ударной волны. Для этого необходимо выполнить условие кинематической связи между подачей s и диаметром изолятора d в процессе намотки

$$\alpha_{\text{опт}} = \text{const}; s = \pi d / \text{tg} \alpha_{\text{опт}}. \quad (1)$$

Из уравнения (1) следует, чтобы сохранить угол

укладки ровинга постоянным, нужно пропорционально увеличивать подачу с увеличением диаметра намотки.

Еще большего эффекта можно добиться, если угол намотки α_n на большом диаметре сделать малым (близким к нулю), а угол α_c на малом диаметре сделать близким к 90° . При этом наружные слои будут лучше воспринимать изгибные напряжения, так как волокна ровинга будут расположены почти параллельно оси электрода, а внутренние слои будут лучше работать под импульсной нагрузкой со стороны ударной волны.

В этом случае условие кинематической связи между подачей s и диаметром изолятора d в общем виде можно представить как

$$\alpha = \text{var}; s = \pi d / \text{tg} \alpha(d). \quad (2)$$

Функциональная зависимость $\alpha(d)$ в уравнении (2) должна быть оптимизирована по результатам экспериментальных исследований. Не менее важно также определить оптимальные предельные значения угла намотки, соответствующие предельным значениям диаметра $\alpha(d_c) = \alpha_{c-\text{опт}}$ и $\alpha(d_n) = \alpha_{n-\text{опт}}$.

Технология намотки стеклопластиковых изоляторов и применяемые материалы (ровинг, связующее, отвердитель) должны учитывать особенности ЭГШ и специфические условия работы электродов. Во-первых, изоляторы должны обладать высокой электрической прочностью, а она существенно зависит от отсутствия или наличия пор и их вида (открытые или закрытые). Для повышения электрической прочности необходимо обеспечить хорошую пропитку ровинга и вытеснение из него воздуха в процессе намотки. Также необходимо использовать такие связующее и отвердитель, которые не выделяют газы в процессе полимеризации. Кроме того, связующее и отвердитель не должны содержать компонентов, которые могут резко снизить электрическую прочность при воздействии высокого напряжения.

Связующее должно иметь высокую адгезию к ровингу для обеспечения высокой прочности стеклопластика. С целью обеспечения высокой ударной прочности применяют добавки пластификаторов.

Заключение

В работе рассмотрены условия работы изоляторов электродов ЭГШ. Проведен анализ механизмов разрушения изоляторов и определяющих факторов. Определены направления оптимизации структуры стеклопластиков и технологии их намотки. Установлено, для обеспечения оптимального постоянного угла укладки ровинга необходимо изменять подачу в процессе намотки. Большей стойкости изолятора можно добиться, если угол намотки на большом

диаметре сделать малым, а угол на малом диаметре сделать близким к 90° .

Для определения оптимальных углов намотки $\alpha_{\text{опт}}$, $\alpha_{\text{с-опт}}$, $\alpha_{\text{н-опт}}$ и функциональной зависимости $\alpha(d)$ необходимо провести экспериментальные исследования при различных условиях разрядов.

Литература

1. Голованова М.А. Efficiency improvements of batch production of sheet parts with method of

electrohydroimpulse forming / М.А. Голованова, Б. Гонсалес, М.К. Князев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 11 (47). – С. 232-239.

2. Оборудование и технологические процессы с использованием электрогидравлического эффекта / Под ред. Г.А. Гулого – М.: Машиностроение, 1977. – 320 с.

3. Наугольных К.А. Электрические разряды в воде / К.А. Наугольных, Н.А. Рой. – М.: Наука, 1971. – 155 с.

Поступила в редакцию 29.05.2009

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

ОПТИМІЗАЦІЯ СТРУКТУРИ ІЗОЛЯТОРІВ З СКЛОПЛАСТИКІВ ДЛЯ ЕЛЕКТРОГІДРОІМПУЛЬСНОГО ШТАМПУВАННЯ

М.К. Князев, О.Б. Ківиренко, О.Б. Шопен

Проведено аналіз умов роботи ізоляторів електродів в розрядній камері. Розглянуто механізми їх руйнування при дії високих імпульсних тисків і температур. Виконано оцінку стійкості різних матеріалів при розрядах з відносно низькою і високою напругою. Установлено, що поліетиленові ізолятори мають високу стійкість при відносно низькій зарядній напрузі (до 10 кВ), однак при високих напругах (15-35 кВ) стійкість різко знижується. Склопластикові електроди мають більш високу стійкість при високій напрузі. Проведено аналіз, який дозволив визначити механізм руйнування склопластикового ізолятора і суттєву роль кута намотки ровінга в опорі дії ударної хвилі. Встановлено, що при постійній подачі ровінг укладається на струмоведучий стержень з малим кутом до його осі. При такій укладці дія ударної хвилі приводить до руйнування та вимивання зв'язуючого поміж волокнами. Запропоновано процеси намотки зі змінною подачею для забезпечення постійного оптимального кута укладки ровінга і змінного кута з оптимізацією по діаметру ізолятора. Розроблено рекомендації щодо удосконалення технології намотки.

Ключові слова: склопластик, намотка, кут укладки ровінга, подача, електрод, розряд, ударна хвиля

OPTIMISATION OF FIBREGLASS INSULATORS STRUCTURE FOR ELECTROHYDROIMPULSE FORMING

М.К. Knyazev, O.B. Kivirenko, O.B. Shopen

Analysis of operation conditions of electrodes insulators in discharge chamber is performed. Mechanisms of their destruction under the action of high impulse pressures and temperatures are considered. Estimation of service life of various materials at discharges with relatively low and high voltage is performed. It is determined that polyethylene insulators possess high endurance at relatively low charge voltage (up to 10 kV); however at high voltage (15-35 kV) the service life is abruptly shortened. Fibreglass electrodes possess higher endurance at high voltage. Analysis, which allowed to determine the mechanism of destruction of fibreglass insulator and essential role of roving wind angle in resistance to action of shock wave, was conducted. It is determined that at constant feed of winding the roving is laid on current-conductive rod at small angle to its axis. At such a winding the action of shock wave causes destruction and washing-out of binding agent between fibres. Processes for winding with varying feed value for providing the permanent optimal wind angle of roving and varying angle with optimisation along insulator diameter are suggested. Recommendations on improvements of winding technology are developed.

Key words: fibreglass, winding, roving winding angle, feed, electrode, discharge, shock wave

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

Кивиренко Олег Борисович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры авиационного материаловедения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kivirenko@mail.ru.

Шопен Александр Борисович – главный инженер ООО «Научно-производственное предприятие ПЛАСТАР», Харьков, Украина, e-mail: absh@kharkov.ukrtel.net.

УДК 621.914.1-185.4:621.9.06-529

Р.В. ВАРНАС, В.В. КОМБАРОВ

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

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ФРЕЗЕРОВАНИЯ НА МОДЕРНИЗИРОВАННОМ ОБОРУДОВАНИИ С ЧПУ

Необходимость повышения производительности механической обработки определяет потребность применения высокоскоростной обработки (HSC – High Speed Cutting). Высокая стоимость оборудования, реализующего HSC, сдерживает применение этой технологии на отечественных предприятиях, особенно в условиях экономического кризиса. Модернизация существующего оборудования может обеспечить повышение характеристик оборудования до уровня, необходимого для реализации HSC. Авторы провели экспериментальное исследование возможности высокоскоростной обработки на модернизированном станке модели MA655. В процессе эксперимента изготовили управляющие консоли аэродинамической модели. Проведенные исследования подтвердили возможность реализации HSC на модернизированном оборудовании. Для рассмотренного типа станка минимально необходимым объемом модернизации является применение высокоскоростного шпинделя прямого действия и компьютерной системы ЧПУ (СЧПУ).

Ключевые слова: высокоскоростная обработка, HSC, модернизация оборудования с ЧПУ, СЧПУ.

Введение

Обострение конкуренции на высокотехнологических рынках требует от предприятий сокращения сроков и соответственно длительности производственного цикла. В этой связи HSC является чрезвычайно привлекательной для авиационной промышленности [1]. Большое количество публикаций посвящено особенностям нового оборудования, инструмента, систем управления и CAD/CAM систем, которые позволяют реализовывать технологию высокоскоростной обработки [2 – 4]. Однако высокая стоимость оборудования сдерживает применение этой передовой технологии предприятиями. Одним из возможных направлений сокращения затрат может стать модернизация существующего станочного оборудования с ЧПУ [5 – 6]. По оценкам экономистов в США при стоимости станка свыше \$125 000 для предприятия может оказаться выгоднее проведение модернизации, чем покупка нового оборудования [6]. Выполнение глубокой модернизации позволяет в 2 раза увеличить скорости подачи, и в 3 – 4 раза увеличить частоту вращения шпинделя.

Наиболее часто модернизация заключается только в замене системы управления на более современную. Многие предприятия в США производят такую замену приблизительно раз в 5 – 7 лет [6]. На отечественных предприятиях основной парк оборудования с ЧПУ формировался в 80-х годах. Большинство из этих станков по своему техническому состоянию пригодны к эксплуатации. Установка

современной системы управления может повысить технологические возможности станка. В центре САПР и ИТ ХАИ проводятся исследования возможности реализации режимов высокоскоростной обработки на модернизированном оборудовании.

1. Обработка экспериментальных образцов

Исследования проводили на примере изготовления руля управления аэродинамической модели (рис. 1).

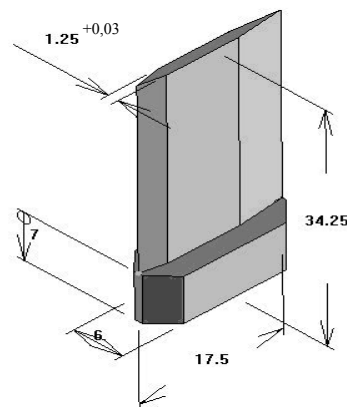


Рис. 1. Аналитический эталон руля управления аэродинамической модели

Деталь имеет толщину 1,25 мм при длине консоли 27 мм. Передняя и задняя кромка профиля выполнены без радиуса закругления. Для обеспечения прочности и жесткости при малой толщине профиля

деталь выполнена из стали 30ХГСА с термообработкой до твердости 45 – 49 HRC_э, $\sigma_b = 1400 – 1600$ МПа. С целью недопущения возможного коробления детали и выгорания острых кромок при термообработке, изготовление руля осуществлялось из заготовки закаленной до требуемой твердости.

Обработку осуществляли на станке модели МА655 1990 г. выпуска. Станок эксплуатировался с электродвигателями постоянного тока и электроприводами типа ЭКЗМ, установленными заводом изготовителем. В качестве СЧПУ использовали компьютерную систему управления, обеспечивающую плавное управление скоростью движения и жесткое следование заданной траектории.

Плавность управления скоростью движения органов станка обеспечивалась за счет применения функции предварительного просмотра траектории (look-ahead), и использования S-образного экспоненциального закона разгона торможения [7]. Функция просмотра траектории автоматически уменьшала рабочую подачу в тех случаях, когда обнаруживалось приближение точки смены направления движения. Использование S-образного экспоненциального закона разгона торможения обеспечивало плавный разгон и плавное торможение, что исключило инерционные забросы по положению в точках останова управляющей программы.

Жесткое следование заданной траектории обеспечивалось за счет применения ПИД (пропорционально интегрально дифференциального) регулятора в СЧПУ. Настройка коэффициентов ПИД регулятора осуществлялась по методике, обеспечивающей рациональные динамические характеристики управляемых координат.

Для проведения эксперимента станок был оснащен скоростным шпинделем, выполненным на базе коллекторного двигателя от фрезерной машины «Makita» для работ по дереву. Мощность шпинделя 1,8 кВт с возможностью регулирования оборотов в диапазоне от 9000 до 23000 об/мин. Инструмент закреплялся с помощью цангового патрона. Посадочное место под цангу выполнено в торце вала шпиндельного двигателя.

Обработка осуществлялась 6-перой концевой твердосплавной фрезой Ø10 с углом подъема витка 35° (рис. 2).

Технологические параметры обработки для 4-х образцов приведены в табл. 1.

Для образцов №4, №5, №6 обработка осуществлялась сразу в окончательный размер без разделения на черновые, чистовые проходы. Глубина резания для всех образцов составляла 0,2 мм. Ширина резания соответствовала величине полного припуска и в соответствии с размерами использованной

заготовки составляла 2,5...3 мм. Траектория обработки одного слоя для описываемых образцов, приведенная на рис. 3. Сопряжения линейных участков осуществлялось по дуге окружности, что обеспечивало плавное сопряжение всех участков траектории движения инструмента.

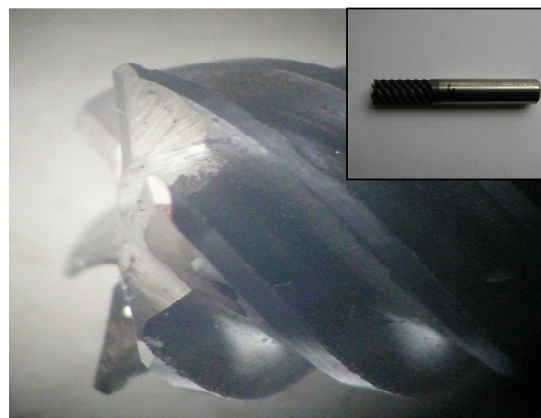


Рис. 2. Концевая твердосплавная фреза.
Состояние зубьев до обработки

Таблица 1
Технологические параметры обработки образцов

	Образец			
	№4	№5	№6	№7
№ инструмента	1	2	3	4
Диаметр инструмента (мм)	10	10	10	10
Скорость резания (м/мин)	283	283	283	283
Глубина резания a_p (мм)	0,2	0,2	0,2	0,2
Ширина резания a_e (мм)	2,5	2,5	2,5	2,0/0,5
Контурная подача F (мм/мин)	2160	1800	1500	2500/ 1200
Подача на зуб F_z (мм)	0,04	0,033	0,0278	0,0463/ 0,022
Удельный съем материала (по технологическому времени) (см ³ /мин)	0,14	0,125	0,12	0,08
Удельный съем материала (по времени резания) (см ³ /мин)	0,41	0,34	0,33	0,23
Тип охлаждения	без охлаждения			
Средняя температура детали после завершения обработки (°C)	38–40			
Максимальное отклонение контролируемого размера (1,25 ^{+0,03})	+0,03	+0,026	+0,02	+0,015

Плавное сопряжение исключило необходимость замедления подачи на границе кадров и обеспечило возможность выполнения программы с постоянной заданной контурной скоростью и соответственно с постоянной подачей на зуб. При обработке образца №7 в каждом слое осуществлялся черно-

вой и чистовой проход. Ширина резания при черновом проходе составляла 2...2,5 мм, а при чистовом 0,5 мм. Контурная подача составляла для чернового прохода 2500 мм/мин, а для чистового 1200 мм/мин.

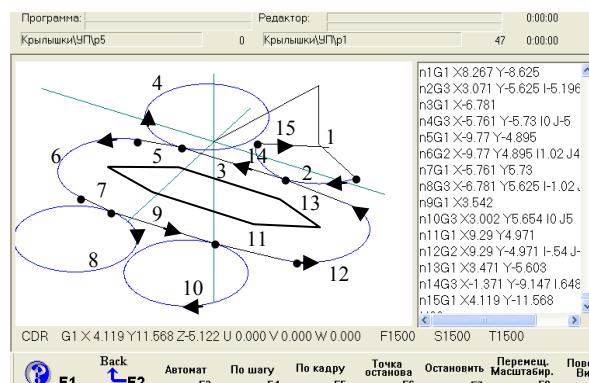


Рис. 3. Траектория обработки одного слоя для образцов № 4, № 5, № 6

2. Анализ результатов обработки

Обработка образцов осуществлялась со скоростью резания 283 м/мин. Полученная скорость резания превысила традиционные скорости резания для материала 30ХГСА и скорость резания, рекомендуемую производителями современного инструмента для HSC, для сталей, закаленных до твердости 50HRC. Температура стружки, судя по цвету свечения искр, составляла 700...800 °С (рис. 4).



Рис. 4. Процесс обработки руля управления аэродинамической модели

Температура детали сразу после завершения обработки не превышала 40 °С. Характеристики процесса обработки свидетельствуют о том, что при

изготовлении образцов реализован режим высокоскоростного фрезерования.

Все изготовленные образцы не зависимо от режимов обработки соответствовали требованиям конструкторской документации. Толщина изготовленного профиля соответствует допуску контролируемого размера ($1,25^{+0,03}$). Однако на образцах № 4, № 5, № 6 наблюдается неплоскостность отдельных участков поверхности (рис. 5).

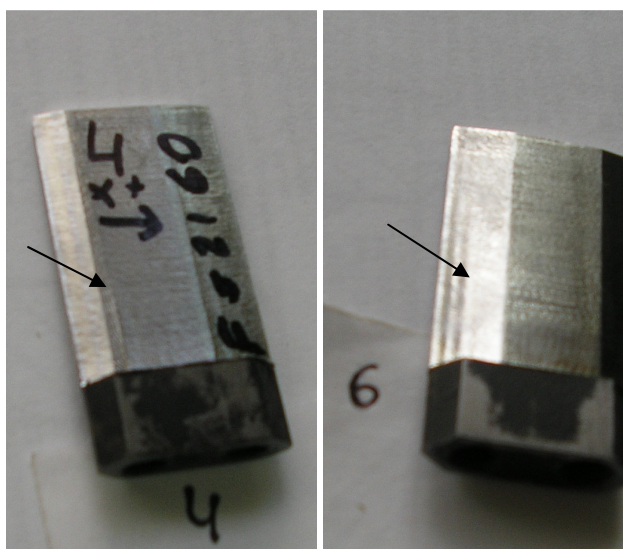


Рис. 5. Неплоскостность поверхности образца № 4 и № 6

Для рассматриваемых образцов величина отклонения не превысила величины максимального отклонения контролируемого размера 30 мкм, но «отблеск» поверхности свидетельствует о систематическом характере причины, которая привела к соответствующему дефекту поверхности. Проведенный обмер образца № 4 показал, что при максимальном отклонении толщины профиля в 30 мкм величина неплоскостности составляет 14 мкм.

На образцах № 4, № 5, № 6 при 28-кратном увеличении выявлены следы ударов фрезы по поверхности детали (рис. 6), которые свидетельствуют о малой жесткости и вибрации шпинделя.

Следы ударов фрезы по поверхности присутствуют и на поверхности образца № 7 (рис. 7), но их глубина значительно меньше глубины следов на образцах № 4, № 5, № 6. Это объясняется меньшей амплитудой колебаний шпинделя, возникающих при выполнении чистового прохода.

Подробное исследование результатов регистрации параметров движения органов станка, произведенное в процессе обработки детали, позволило определить, что причиной выявленного дефекта является динамическая погрешность позиционирования органов станка. Отсутствие дефекта неплоско-

стности поверхности образца № 7 (рис. 7) объясняется значительным уменьшением динамической

погрешности позиционирования при снижении подачи чистового прохода до 1200 мм/мин.

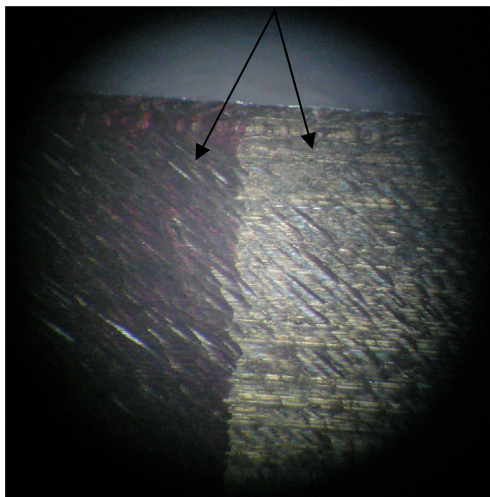


Рис. 6. Следы ударов фрезы по поверхности образца №4

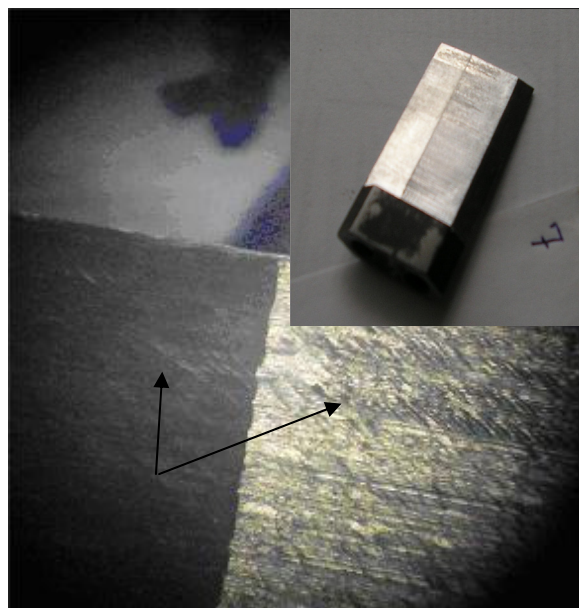
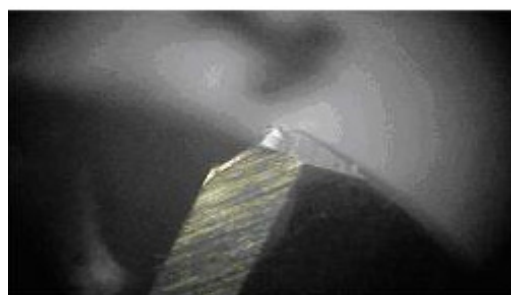


Рис. 7. Внешний вид боковой поверхности и следы ударов фрезы по поверхности образца №7



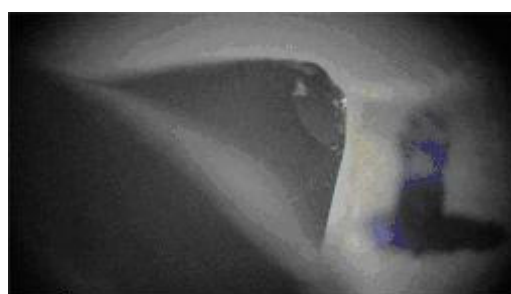
а



б



в



г

Рис. 8. Износ зуба фрезы:

- а – истирание при максимальной подаче на зуб. Фрез № 1, зуб 5 вид с торца;
- б – истирание при максимальной подаче на зуб. Фрез № 1, зуб 5 вид сбоку;
- в – износ при минимальной подаче на зуб. Фрез № 4, зуб 1 вид с торца;
- г – износ при минимальной подаче на зуб. Фрез № 4, зуб 1 вид сбоку

Для оценки производительности произведенной обработки рассчитаны коэффициенты удельного съема материала по технологическому времени и по времени резания. Съем материала по технологическому времени определен как отношение объема снятого материала к общему технологическому времени выполнения программы с учетом времени выполнения вспомогательных функций и холостых проходов по воздуху. Съем материала по времени резания определен как отношение объема снятого материала к времени выполнения непосредственно резания без учета затрат на выполнение технологических операций и холостых проходов по воздуху. По данным публикаций [3] при обработке тестовой детали концевыми фрезами различных фирм производителей была достигнута производительность съема материала порядка $0,8 \dots 1,3 \text{ см}^3/\text{мин}$. Полученная нами производительность съема материала составила $0,3 \dots 0,4 \text{ см}^3/\text{мин}$.

Характер износа режущей кромки инструмента свидетельствует о недостаточной жесткости примененного шпинделя и завышенной скорости резания. Все образцы обрабатывались при одинаковой скорости резания.

Для образцов № 4, № 5, № 6 режим обработки отличался только подачей на зуб.

Для образца № 7 черновой и чистовой проходы выполнялись при одной скорости резания, но с разной подачей на зуб и шириной резания.

При обработке с максимальной подачей на зуб (образец № 4, фрез № 1) наблюдалось истирание зуба (рис. 8, а, б).

При снижении нагрузки на зуб наблюдались сколы режущей кромки. Сколы режущей кромки зуба можно объяснить колебаниями оси шпинделя, при которых режущий зуб выходил из контакта с поверхностью и скалывался при последующем соударении о поверхность.

Максимальное количество сколов наблюдалось на фрезе № 4 при обработке образца № 7 (рис. 8, в, г). Характер закругления режущей кромки свидетельствует о значительном завышении скорости резания для примененного инструмента.

Заключение

Проведенные исследования на станке модели МА655 (1990 г.в.) показали, что замена системы управления на компьютеризированную СЧПУ позволяет производить обработку закаленных сталей

на режимах соответствующих высокоскоростной обработке.

Приводные двигатели, примененные в конструкции станка заводом-изготовителем, вполне пригодны для перемещения на рабочих подачах, необходимых при высокоскоростном фрезеровании закаленных сталей. Алгоритмы управления, примененные в модернизированной СЧПУ, обеспечивают необходимую плавность управления скоростью и жесткость следования заданной траектории. Исползованная система управления позволила получить достаточно высокую точность обработки при рабочих подачах порядка 2500 мм/мин.

При промышленном использовании модернизируемого оборудования можно рекомендовать, помимо замены системы ЧПУ, осуществлять применение высокоскоростного шпинделя, предназначенного для эксплуатации в металлорежущих станках.

Литература

1. Сергеева Е.В. *Высокоскоростная обработка. Определение, особенности и примеры применения в авиакосмической промышленности* [Электронный ресурс] / Е.В. Сергеева // HSC Consulting – Режим доступа к док.: <http://www.sergeev-hsc.de/>.
2. Степанов А. *Высокоскоростное фрезерование в современном производстве* / А. Степанов // CAD/CAM/CAE Observer. – 2003. – № 4 (13). – С. 2-8.
3. Степанов А. *Высокоскоростное фрезерование в современном производстве* / А. Степанов // CAD/CAM/CAE Observer. – 2004. – № 1 (14). – С. 71-78.
4. Потапов В.А. *Минимум СОЖ и максимум скорости* [Электронный ресурс] / В.А. Потапов. – Режим доступа к док.: <http://www.stankoinform.ru>.
5. Авраамов А.А. *Варианты модернизации токарного оборудования для небольших цехов: американский опыт: пер. с англ.* [Электронный ресурс] / А.А. Авраамов. – Режим доступа к документу: <http://www.stankoinform.ru>.
6. Потапов В.А. *Опыт американских и германских фирм по ремонту, восстановлению и модернизации станочного оборудования* [Электронный ресурс] / В.А. Потапов // Режим доступа к док.: <http://www.stankoinform.ru>.
7. Раисов Ю. *Управление скоростью приводов подач по S-образным законам для систем CNC* / Ю. Раисов, И. Бычков, В. Комбаров // Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті. – 2006. – № 1 (57). – С. 24-28.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии производства летательных аппаратов В.С. Кривцов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина..

ЗАСТОСУВАННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ВИСОКОШВИДКІСНОГО ФРЕЗЕРУВАННЯ НА МОДЕРНІЗОВАНОМУ ОБЛАДНАННІ З ЧПК

Р.В. Варнас, В.В. Комбаров

Потреба підвищення продуктивності механічного оброблення окреслює потребу в застосуванні високошвидкісної обробки (HSC – High Speed Cutting). Висока вартість обладнання, яка реалізує HSC, стримує застосування цієї технології на вітчизняних підприємствах, особливо в умовах економічної кризи. Модернізація існуючого обладнання може забезпечити підвищення характеристик обладнання до необхідного рівня для реалізації HSC. Автори здійснили експериментальне дослідження можливості високошвидкісної обробки на модернізованому верстаті моделі MA655. В процесі експерименту виготовили керуючі консолі аеродинамічної моделі. Проведені дослідження підтвердили можливість реалізації HSC на модернізованому обладнанні. Для розглянутого типу верстат мінімально необхідним об'ємом модернізації є застосування високошвидкісного шпинделя прямої дії т комп'ютерної системи ЧПК (СЧПК).

Ключові слова: високошвидкісна обробка, HSC, модернізація обладнання з ЧПК, СЧПК.

USING HIGH SPEED MILLING TECHNOLOGY ON MODERNIZED EQUIPMENT WITH CNC SYSTEM

R.V. Varnas, V.V. Kombarov

Necessity of machining productivity improvement determines requirement for application of using HSC – High Speed Cutting. High cost of HSC equipment holds back the application of this technology in native manufacturing enterprises, especially at conditions of economic crisis. Modernization of existent equipment can provide equipment characteristics increasing up to the level required for HSC realization. Authors carried out experimental investigations of HSC feasibility on the modified machine of MA655 type. Control consoles of aerodynamic model were machined during tests. Experiments confirmed HSC feasibility on modified equipment. For the tested type of machine the minimal volume of modification is application of high-speed spindle of direct action and computer NC system.

Key words: High Speed Cutting. High, HSC, modernization equipment CNC, NC system.

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

Комбаров Владимир Викторович – научный сотрудник кафедры технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kombarov_v@mail.ru.

УДК 621.43

Е.К. ГОРДИЕНКО¹, А.В. БЕЛОГУБ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ОАО «АВТРАМАТ», Харьков, Украина

ПОВЫШЕНИЕ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ И ТОЧНОСТИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ БОКОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПОРШНЕЙ ДВС

Рассматривается вопрос одновременного повышения точности и производительности механической обработки трехмерной поверхности поршней ДВС на двухкоординатном оборудовании. Проводится комплексный анализ существующей технологической оснастки на предмет неиспользованных резервов по повышению точности готового изделия и производительности обработки, а также численный анализ сил, действующих в приспособлении. Особое внимание уделено модернизации имеющейся оснастки, снижения инерционности её движущихся частей, повышения жесткости и повышения кинематической точности.

Ключевые слова: копирное приспособление, щуп, рычаг, копир, точность, производительность, кинематическая точность, инерционность, поршень, боковая поверхность поршня, прямая задача, обратная задача.

Постановка проблемы в общем виде

Боковая поверхность поршня, по сути, является трехмерной поверхностью. Обработка такой поверхности не представляет особой сложности на оборудовании с количеством управляемых координат три и более. Но стоимость такого оборудования значительно выше, чем двухкоординатного.

Для ОАО «АВТРАМАТ» до сих пор остается актуальным использование существующего парка оборудования. В основном это токарные станки с дополнительной технологической оснасткой для объемного копирования, которая позволяет получить необходимую трехмерную поверхность. При этом общее снижение себестоимости продукции за счёт увеличения производительности при повышении точности геометрических параметров является современной тенденцией машиностроения.

Анализ последних исследований. В работе [1] проведен анализ копирного приспособления на предмет кинематических погрешностей, возникающих в процессе обработки боковой поверхности поршня, и предложена методика устранения возникающих погрешностей корректировкой формы самого копира. В [2] была проведена оценка деформации системы «рычаг – копир – щуп» и ее влияние на точность обработки готового изделия. Было показано, что погрешности от деформации системы при заданных граничных условиях соизмеримы с допуском на получаемый размер.

Целью данной работы является комплексный анализ факторов, влияющих на формообразование

боковой поверхности поршня; выявление преимуществ и недостатков схем обработки и отражение их на конструкции оснастки; численная оценка силовых факторов; подготовка теоретической базы процесса получения боковой поверхности поршня.

Основная часть

Существует несколько схем копирных обработок. Остановимся на схемах, которые применяются на ОАО «АВТРАМАТ» (рис. 1).

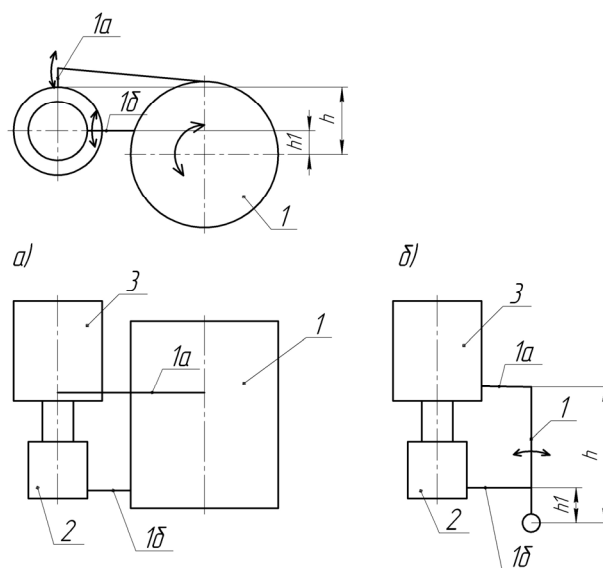


Рис. 1. Схемы копирной обработки:
1 – рычаг (передающее звено); 1а – щуп;
1б – резец; 2 – деталь; 3 – копир

Приспособление, изображенное на рис. 1, а, имеет ось качания, направленную вдоль оси вращения заготовки. Особенностью такого приспособления является изменение главного переднего угла резания во время обработки. В копирном приспособлении с осью качания, перпендикулярной оси вращения детали (рис. 2, б), при отработке движений по копиру имеет место так называемое «рыскание» резца, что с точки зрения резания характеризуется изменениями главного и вспомогательного углов в плане в процессе обработки. В дальнейшем мы будем рассматривать приспособление, изображенное на рис. 2, б.

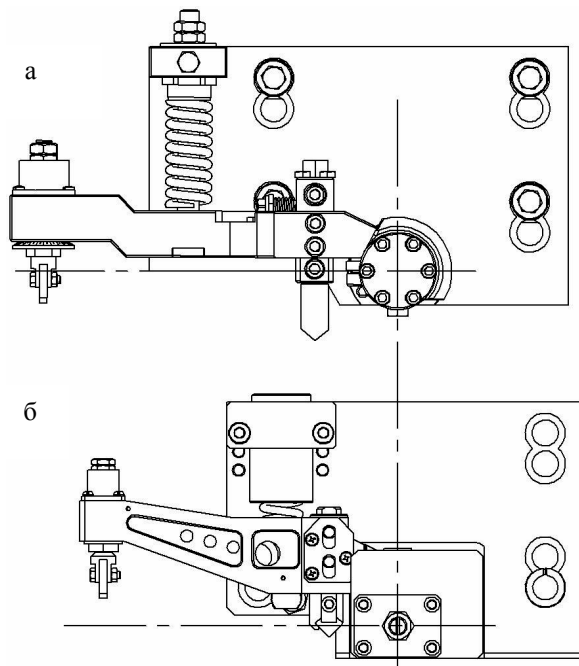


Рис. 2. Модернизация копирного приспособления

Копирное приспособление

Рассмотрим принцип работы копирного приспособления. Копир закреплен на шпинделе станка и вращается вместе с ним. Геометрия копира в сечениях плоскостями, проходящими через ось его вращения, представляет собой профиль в виде «бочки», а в сечениях плоскостями, перпендикулярными оси вращения, – овал. Суппорт станка, на котором установлено копирное приспособление, движется вдоль оси вращения шпинделя (копира) с определенной подачей, которая зависит от оборотов шпинделя.

Щуп, расположенный на рычаге приспособления, безотрывно движется по копиру. Благодаря трехмерной поверхности копира, рычаг совершает качательные движения в плоскости, параллельной плоскости движения суппорта и пересекающейся с осью вращения шпинделя. Резец, закрепленный на

рычаге, обрабатывает деталь по копиру. Поверхность копира переносится не «один к одному», а с некоторым передаточным отношением $h1/h$ (рис. 1). Это используется для уменьшения погрешности изготовления копира, которая переносится на поверхность.

Нас интересует комплексное повышение точности готового изделия и производительности обработки. Поэтому удобно условно разделить все, связанные с этим, факторы на:

- кинематические (влияющие на теоретическую точность переноса формы с поверхности копира на деталь);
- динамические (влияющие на инерционность движущихся элементов).

Модернизации было подвергнуто приспособление, изображенное на рис. 2, а (приспособление после модернизации – рис. 2, б).

Среди нововведений, которые отражаются на кинематической точности (рис. 3), можно отметить использование схемы с максимальным приближением вершины резца к оси качания рычага (рис. 3, б). Использование такого подхода уменьшает отклонения передаточного отношения от номинального значения при таких же углах качания, как и на схеме (рис. 3, а).

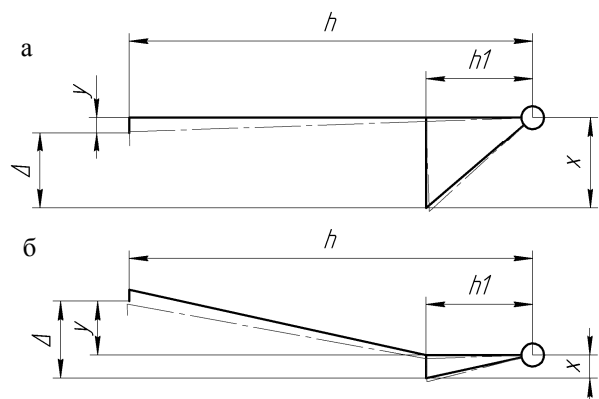


Рис. 3. Изменения с точки зрения кинематики

Другая часть нововведений посвящена уменьшению массы движущихся частей приспособления, как раз это и позволит увеличить производительность обработки.

На рычаг с одной стороны действуют переменные силы со стороны щупа и резца, а с другой – они должны быть скомпенсированы усилием пружины.

Запишем уравнение моментов для рычага, относительно оси качания:

$$F_{\text{пр}} \cdot h_{\text{пр}} = F_{\text{рез}} \cdot h1 + F_{\text{инерц}} \cdot h, \quad (1)$$

где $F_{\text{пр}}$ – усилие, развиваемое пружиной;

$F_{\text{рез}}$ – радиальная составляющая силы резания;

$F_{\text{инерц.}}$ – сила инерции рычага, приведенная в плоскость щупа;

$h_{\text{пр}}$, h_1 , h – плечи действия сил $F_{\text{пр}}$, $F_{\text{рез.}}$,

$F_{\text{инерц.}}$ относительно оси качания рычага.

Закон движения щупа по копиру можно выразить:

$$r(t) = f[R(\varphi, z), \varphi(t), z(t)]; \quad (2)$$

$$\varphi(t) = 2\pi n_{\text{шп}} t; \quad (3)$$

$$z(t) = \frac{S}{2\pi} \varphi(t), \quad (4)$$

где $R(\varphi, z)$ – функция изменения формы копира;

$\varphi(t)$ – закон изменения угла поворота копира от времени;

$n_{\text{шп}}$ – обороты шпинделя (копира);

$z(t)$ – закон перемещения щупа вдоль копира от времени;

t – время;

S – подача.

Силы $F_{\text{рез.}}$, $F_{\text{инерц.}}$ носят переменный характер и могут быть выражены через функцию изменения формы копира (2):

$$F_{\text{рез.}}(t) = 0,4 \cdot 10 \cdot C_p \cdot \left(r(t) \cdot \frac{h_1}{h} + T \right)^X \cdot S^Y; \quad (5)$$

$$F_{\text{инерц.}}(t) = \frac{d^2(r(t))}{dt^2} \cdot m_{\Sigma}, \quad (6)$$

где C_p , x , y – табличные данные, зависящие от вида обработки и свойств материала;

h_1/h – передаточное отношение;

T – постоянная составляющая глубины резания;

m_{Σ} – суммарная масса движущихся частей, приведенная в плоскость щупа.

Из вышеприведенного следует, что для повышения оборотов шпинделя и, следовательно, производительности при неизменном усилии пружины необходимо уменьшать движущиеся массы m_{Σ} .

Усилие пружины, с одной стороны, должно обеспечить безотрывное движение щупа по копиру, а с другой – усилие необходимо снижать, для увеличения стойкости щупа, т.е. стабильности получаемых размеров.

Изменения конструкции, улучшающие динамические свойства приспособления:

1. Доработка рычага (рис. 4):

– применен алюминиевый сплав, как и в случае, показанном на рис. 2, а, только жесткость рычага была увеличена:

а) максимальный прогиб уменьшился в 5,4 раза при усилии 1000 Н, развиваемом пружиной, при

значительном уменьшении его массы (рис. 4, б);

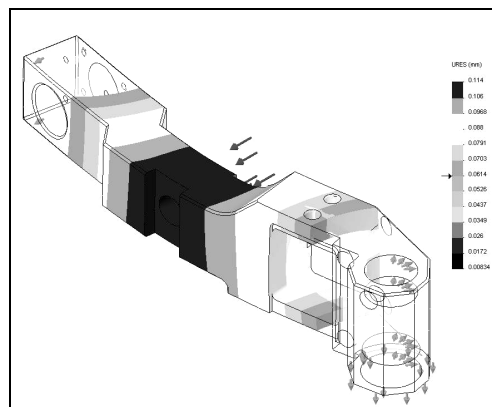
б) максимальный прогиб вдоль оси крепления реза уменьшился с 0,065 мм до 0,0135 мм;

– уменьшение момента инерции рычага с 136,9 кг/см² до 76,39 кг/см²;

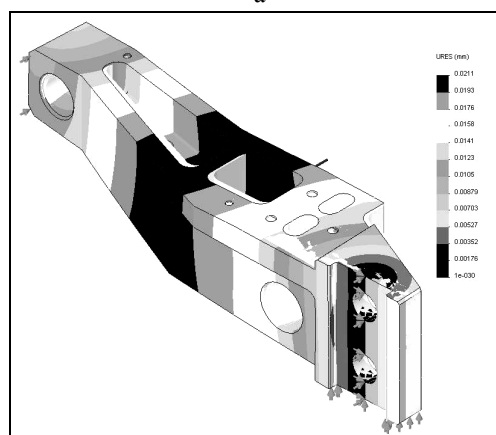
– при неизменном передаточном отношении уменьшено расстояние от центра качания до оси щупа с 228,4 мм до 189,7 мм.

2. Доработан узел щупа, его масса снижена с 295 г до 137,5 г.

3. Доработан узел пружины. Пружина той же жесткости имеет меньшую массу, сам узел сдвинут ближе к оси качания рычага, что благоприятно сказывается на значениях приведенной массы. Внутри пружины отсутствует стальной шток, который ранее качался вместе с рычагом. Эти мероприятия способствуют уменьшению момента инерции качающегося узла. Усилие, развиваемое пружиной, теперь регулируется в широком диапазоне.



а



б

Рис. 4. Доработка рычага:
а – до доработки; б – после доработки

Численный анализ сил, действующих в приспособлении

Численный анализ необходим для определения оптимального усилия пружины, исходя из условия безотрывного движения щупа по копиру. Опреде-

лим это усилие из уравнения (1) на примере копира для поршня 21128 - 1004015Н (рис. 5).

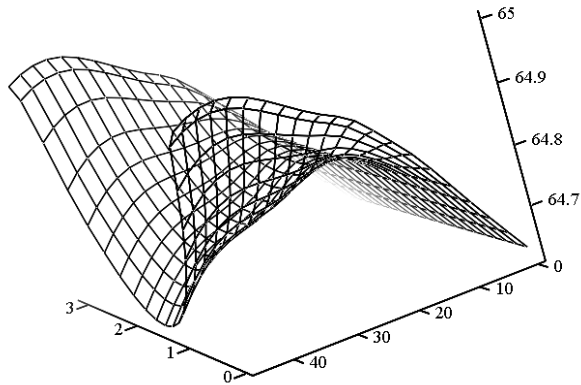


Рис. 5. Профиль копира

Продифференцировав функцию профиля по каждой из координат (рис. 6), получим скорости и ускорения щупа.

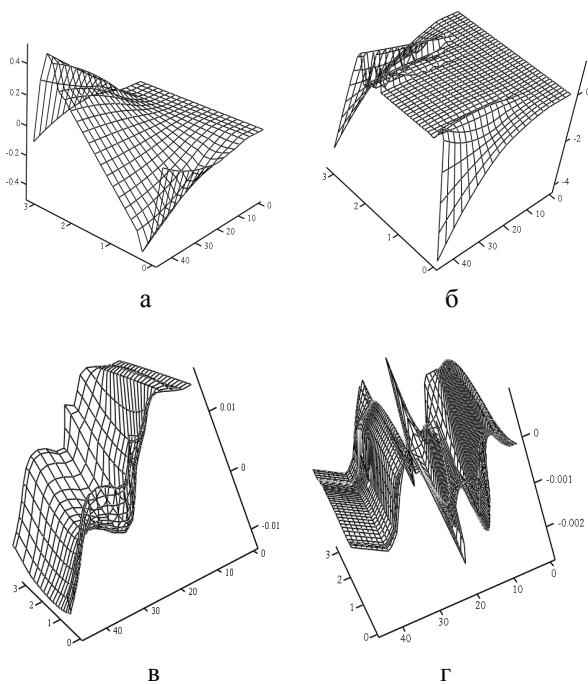


Рис. 6. Частные производные 1-го и 2-го порядков функции формы профиля по каждой из переменных:
а, б – по углу поворота;
в, г – по перемещению вдоль оси копира

Анализируя поверхности ускорений (рис. 6, б, г), заметим, что ускорение щупа в большей степени определяется изменением овала, чем изменением профиля. Это означает, что максимальные значения сил инерции будут в сечении с наиболее выраженным овалом, т.е. для $z = 45$ мм. На основании рассчитанных по (6) максимальных значений сил инерции в зависимости от оборотов построим характери-

стику для движущихся масс обоих копирных приспособлений (рис. 7). Пунктирная линия соответствует приспособлению до модернизации.

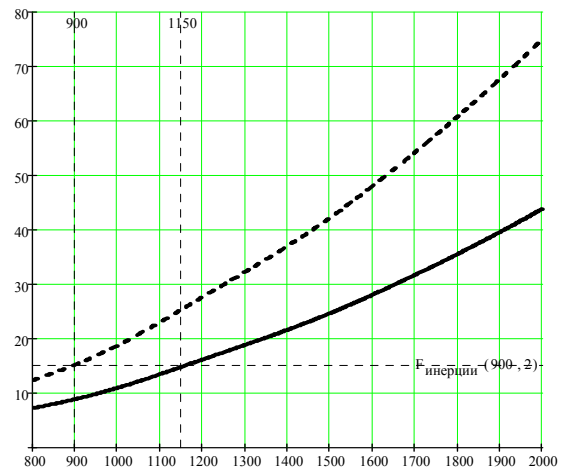


Рис. 7. Зависимость максимальных значений сил инерции (Н) от оборотов шпинделя (об/мин)

Очевидно, что благодаря уменьшению инерционности движущихся частей приспособления, мы можем увеличить частоту вращения шпинделя на 27,8% (с 900 до 1150 об/мин).

Радиальная составляющая силы резания рассчитывается по эмпирической формуле (5), взятой из [3]. В данной формуле не учтена зависимость силы резания от скорости резания. Максимальные значения силы резания соответствуют максимальной глубине резания. В нашем случае это сечения $z = 0$ мм и $z = 45$ мм. Т.к. нас интересует максимальное суммарное значение моментов сил, которым противодействует пружина, то в дальнейшем будем рассматривать сечение $z = 45$ мм.

Определим силы инерции, радиальные силы резания и усилие пружины для «половинки» копира в сечении $z = 45$ мм, учитывая плечи на которых действуют эти силы (рис. 8) при $n = 1150$ об/мин.

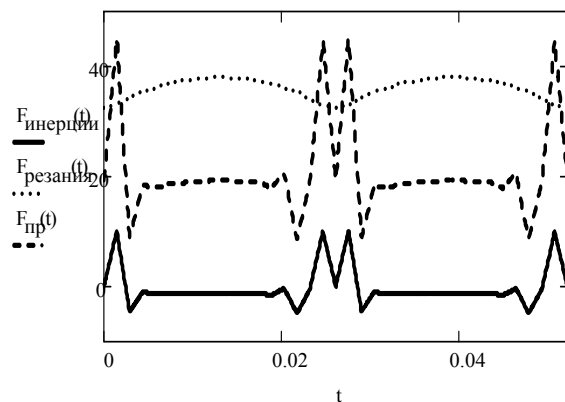


Рис. 8. Силы, действующие в приспособлении

Подготовка теоретической базы процесса формообразования боковой поверхности поршня ДВС

За основу расчёта формы копира взята методика, описанная в [1]. Она подразумевает два допущения:

- сила прижатия щупа к копиру постоянна;
- при первом пробном проходе построения идеального копира так называемым «острым» щупом передаточное отношение неизменно.

А также износ щупа учитывается в плоскости профиля (рис. 5, а), а в плоскости овала не учтен (рис. 5, б).

Предлагается, дополнив существующую методику износа щупа и взяв в учет силы резания и силы инерции, подготовить теоретическую базу процесса формообразования боковой поверхности поршня ДВС, основные принципы которой описаны ниже:

1. Решение обратной задачи. С помощью существующих расчетных пакетов для анализа кинематики и динамики механизмов (например, Cosmos Motion) проводится пробный проход для создания идеального копира с учетом изменения передаточного отношения во время обработки («рыскания» щупа вдоль копира). Резец безотрывно обкатывается по поршню, а щуп нулевой толщины при этом «рисует» профиль идеального копира.

2. Проводится силовой анализ приспособления: на основании режимов резания определяются силы действующие в приспособлении. Силы прикладываются к узлам приспособления. Если погрешности вследствие деформации соизмеримы с допуском на размер, то в дальнейшем они должны быть учтены.

3. Моделируется износ щупа по уточненной методике, подразумевающей учет формы в обоих направлениях (рис. 9, А, Б) и переменную силу прижатия к копиру. Получаем поверхность изношенного щупа.

4. Решение прямой задачи. Полученный в п.1 копир, уточняется исходя из формы изношенного щупа (см. п. 2) и деформаций рычага (см. п. 3). С использованием того же расчетного пакета по вновь полученному копиру «обкатывается» щуп под влиянием силы резания, сил инерции и силы прижатия пружины. Максимальные обороты выбираются по одному из критериев:

- отрыв щупа от копира;
- ограничение по скорости резания.

Решением прямой задачи является полученная форма поршня.

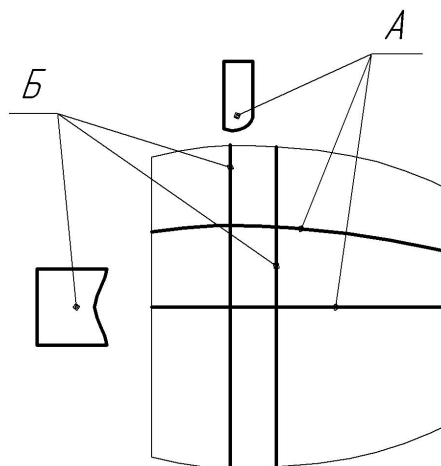


Рис. 9. Износ щупа от соприкосновения с копиром:

А – в плоскости профиля «бочки»;

Б – в плоскости овала

Выводы

1. Силовой анализ позволяет более точно определить граничные условия для дальнейшей оценки деформаций в приспособлении.

2. Сила резания определена эмпирически, во внимание взят тот факт, что она изменяет своё значение во времени. В дальнейшем планируется провести эксперимент и сопоставить полученные значения с расчётными.

3. Инерционная составляющая сил, действующих на рычаг, уменьшена, что позволит увеличить частоту вращения шпинделя на 27,8%.

Литература

1. К вопросу о финишных операциях при обработке поршня: *Авиационно-космическая техника и технология* // А.В. Белогуб, О.А. Солоха, А.Г. Щербина, А.С. Стрибуль, Ю.А. Гусев // Сб. науч. тр. Харьковского авиационного института. – Х., 2003. – Вып. 40. – С. 146-149.
2. Сатич Н.Л. Учет технологических факторов, влияющих на точность получения внешней поверхности юбки поршня и оценка возможности снижения брака в производстве / Н.Л. Сатич, А.В. Белогуб, А.С. Стрибуль // *Двигатели внутреннего сгорания*. – 2005. – № 2. – С. 70-73.
3. Справочник технолога-машиностроителя. В 2-х т. / Под ред. А.М. Дальского, А.Г. Косиловой, Р.К. Мецгерякова, А.Г. Суслова. – 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение-1, 2001. – Т. 2. – С. 371-372.

Поступила в редакцию 30.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.А. Гусев, Харьковский национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПІДВИЩЕННЯ ПРОДУКТИВНОСТІ ТА ТОЧНОСТІ МЕХАНІЧНОЇ ОБРОБКИ БОКОВОЇ ПОВЕРХНІ ПОРШНІВ ДВЗ

Є.К. Гордієнко, О.В. Білогуб

Розглядається питання одночасного підвищення точності та продуктивності механічної обробки трьох-мірної поверхні поршнів ДВЗ на двохкоординатному обладнанні. Проводиться комплексний аналіз існуючих технологічної оснастки на предмет невикористаних резервів по підвищенню точності готового виробу та продуктивності обробки, а також чисельний аналіз сил, котрі діють в оснастці. Особливу увагу приділено модернізації наявної оснастки для зниження її інерційності, підвищення жорсткості та підвищення кінематичної точності.

Ключові слова: копіювальний пристрій, щуп, копір, точність, продуктивність, кінематична точність, інерційність, поршень, бокова поверхня поршня, пряма задача, обернена задача.

INCREASING OF EFFICIENCY AND ACCURACY OF THE MACHINING OF THE LATERAL SURFACE OF PISTONS OF INTERNAL COMBUSTION ENGINES

E.K. Gordienko, A.V. Belogub

The question of increasing of the efficiency together with increasing of the accuracy of the machining of three-dimensional surface of pistons of an internal combustion engines is examined on the two-axis-controlled equipment. The complex analysis of available technological equipment is realised for detection the unused reserves for the expansion of the accuracy of finished product and efficiency of the machining, and the numerical analysis of the forces which are have an actions in the device is also examine. Particular attention is given to modernization of available technological equipment for its inertance decrease, increasing of inflexibility and kinematic accuracy.

Key words: contour follower, probe, profile templet, accuracy, productivity, kinematic accuracy, time lag, piston, lateral surface of piston, direct problem, inverse problem.

Гордієнко Евгений Константинович – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: gordienko_ek@mail.ru.

Білогуб Александр Витальевич – канд. техн. наук, технический директор ОАО «АВТРАМАТ», Харьков, Украина, e-mail: a_belogub@mail.ru.

УДК 629.73 – 03.03 (045)

А.П. УМАНСКИЙ, Е.П. ПУГАЧЕВСКАЯ, А.Н. ХИМКО

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ НАНЕСЕНИЯ НОВЫХ ИЗНОСОСТОЙКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ УПРОЧНЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Изучена кинетика массопереноса электродов из разработанного композиционного материала на основе диборида титана-хрома с никель-хромовой связкой на подложку из титанового сплава BT-22 с целью выбора оптимального режима нанесения покрытий. Исследованы физико-механические свойства и триботехнические характеристики электроискровых покрытий на основе диборида титана-хрома. Проведена сравнительная характеристика исследуемых покрытий с ранее известным твердым сплавом ВК6. Показана перспективность использования разработанных композитов в качестве материалов для нанесения износостойких покрытий для работы в экстремальных условиях эксплуатации.

Ключевые слова: композиционный материал, кинетика массопереноса, электроискровые покрытия, фреттинг-коррозия, микротвердость, износостойкость.

Введение

В современном мире все большее внимание уделяется проблеме продления ресурса техники, в частности, увеличение срока службы, повышение надежности и долговечности машин. Одним из актуальных вопросов является увеличение ресурса деталей авиационной техники при уменьшении их стоимости. С этой целью используются различного рода защитные и восстанавливающие покрытия. Они позволяют продлить ресурс деталей авиационной техники, а также, за счет использования недорогих компонентов, повысить ее рентабельность.

К перспективным методам повышения износостойкости относится электроискровое легирование (ЭИЛ), которое применяется для упрочнения деталей машин и рабочих кромок режущего инструмента. Данный метод имеет ряд преимуществ по сравнению с плазменным и детонационным методами, которые используются для упрочнения деталей авиационной техники, изготовленных из титановых сплавов. К таким преимуществам относится существенная экономия материала для нанесения износостойких покрытий, а также простота и удобство получения покрытий, что свидетельствует о высокой технологичности использования данного метода. Недостаточность данных по износостойкости электроискровых покрытий, отсутствие общих областей их оптимального технико-экономического применения является одной из причин, не позволяющих широко внедрять этот прогрессивный метод поверхностного упрочнения в авиационной промышленности. Таким образом, требуется разработка комплек-

са методик по созданию новых композиционных электроискровых покрытий для упрочнения деталей авиационной техники.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач

В работе [1] приводятся результаты исследования на износ покрытий из материалов ВК6М и Т5К10, образованных электроискровым легированием. В работе [2] изучены триботехнические и физико-механические особенности электроискровых покрытий системы TiN-Ni в зависимости от фазового и структурного состава материала электрода. В статье [3] приведены экспериментальные данные по износостойкости электроискровых покрытий алюминиевого сплава Ал-25 медным электродом.

В работе [4] исследован процесс электроискрового легирования композиционным материалом на основе AlN-ZrB₂ с добавкой ZrSi₂ титанового сплава BT6 и сталей. В статье [5] изучен массоперенос, состав, структура, а также трибологические и коррозионные свойства покрытий, полученных при электроискровом легировании титанового сплава BT6 и сталей 45, 40X электродными материалами систем Ti – Al и TiN – AlN с разными соотношениями компонентов. В работе [6] исследовано формирование электроискровых покрытий на основе композиционного материала TiB₂ – AlN.

В выше приведенных публикациях не достаточно внимания уделяется разработке новых композиционных материалов, которые бы удовлетворяли не только высоким физико-механическим и эксплуата-

ционными свойствам, а также были экономически целесообразны в использовании в условиях жестких рыночных отношений. Недостаточно изучено упрочнение авиационных титановых сплавов, в частности применение электроискрового легирования для упрочнения титановых сплавов, которые используются для изготовления лопаток ГТД, подверженных повышенному износу в условиях фреттинг-коррозии.

Постановка задачи данного исследования

Основываясь на выше сказанном, ставились следующие задачи:

- изучение кинетики массопереноса электрода из композиционного материала на основе диборида титана хрома на подложку из титанового сплава ВТ-22 с целью выбора оптимального режима и времени нанесения покрытий;
- определение физико-механических свойств полученных покрытий;
- изучение триботехнических характеристик электроискровых покрытий в условиях фреттинг-коррозии.

Изложение основного материала

Износостойкость деталей машин, которые упрочняются электроискровым легированием, значительно зависит от режимов упрочнения и материала упрочняющего электрода.

Для нанесения электроискровых покрытий использовался разработанный композиционный материал (КМ) на основе диборида титана-хрома с никель-хромовой связкой. На основании исследования контактного взаимодействия диборида титана-хрома со сплавами никеля с добавками хрома в концентрационном диапазоне 5 – 30 мас. % был выбран оптимальный состав металлической связки КМ: Ni – 15%Cr. Разработанный материал обладает высокими физико-механическими и трибологическими свойствами. Таким образом, данный материал был предложен в качестве электродов для нанесения износостойких покрытий.

Для нанесения покрытий были выбраны три состава композиционного материала: ТБХН30 (TiCrB₂ – 30%(Ni – Cr)), ТБХН40 (TiCrB₂ – 40%(Ni – Cr)), ТБХН50 (TiCrB₂ – 50%(Ni – Cr)). Варьирование металлической связки в композиционном материале покрытия позволит оценить влияние состава материала на технологичность процесса нанесения и свойства полученных покрытий. Электроды получали методом прессования и спекания композиционных материалов при температуре 1500 – 1550°C в печи СШВ в вакууме с выдержкой 1 час.

Исследования проводились на образцах титанового сплава ВТ-22, которые подвергались электроискровому легированию на установке «Алиер-52».

Эта установка позволяет наносить покрытия на 7 режимах. Для оптимизации исследования кинетики массопереноса были выбраны два граничных и один средний режим, то есть 1, 4 и 7. Для определения характера массопереноса покрытия наносили на образцы площадью 1 см² в течении 1 минуты. Эксперимент повторялся в среднем 6 – 8 раз, чтобы оценить на каком интервале времени происходит максимальный массоперенос и с какого момента происходит обратный процесс, то есть разрушение покрытия. Эти параметры оценивались путем взвешивания электрода и катода после каждого интервала времени. По полученным данным были построены кинетические зависимости изменения массы катода $\Sigma\Delta k$ и анода $\Sigma\Delta a$, рассчитаны коэффициенты массопереноса ($K_n = \Sigma\Delta k / \Sigma\Delta a \cdot 100\%$).

В результате исследований были получены следующие закономерности.

При нанесении покрытия электродом из ТБХН30 на 1 режиме процесс массопереноса условно можно разделить на три стадии

На первой стадии (1-3 интервал времени) происходит приработка поверхности и образования легирующего слоя, прирост по массе и по толщине при этом незначителен (рис. 1). Легирующий слой представляет собой комбинацию компонентов подложки и материала покрытия. Далее наблюдается вторая стадия (3-5 интервал времени), когда происходит интенсивный массоперенос с образованием на поверхности легирующего слоя покрытия. В этом случае электрод взаимодействует уже не с подложкой, а с образовавшимся легирующим слоем. Этот процесс продолжается до наступления третьей стадии (5-8 интервал времени), когда прироста катода фактически не наблюдается.

Покрытие, нанесенное на 4 режиме электродом ТБХН30 характеризуется плохой сплошностью (рис. 2), а с третьего интервала времени происходит его разрушение.

Нанесение покрытия электродом ТБХН30 на 7 режиме характеризуется сильным растрескиванием электрода. Это может быть обусловлено тем, что электрод содержит всего 30% металлической связки, а 7 режим отличается высокими энергетическими параметрами (I, U). Электропроводность материала напрямую связана с этими параметрами: чем больше связки, тем выше электропроводность.

Микрорентгеноспектральный анализ зоны взаимодействия покрытия, нанесенного электродом ТБХН30 на 7 режиме, и подложки показал, что в процессе взаимодействия происходит сегрегация материала покрытия (рис. 3).

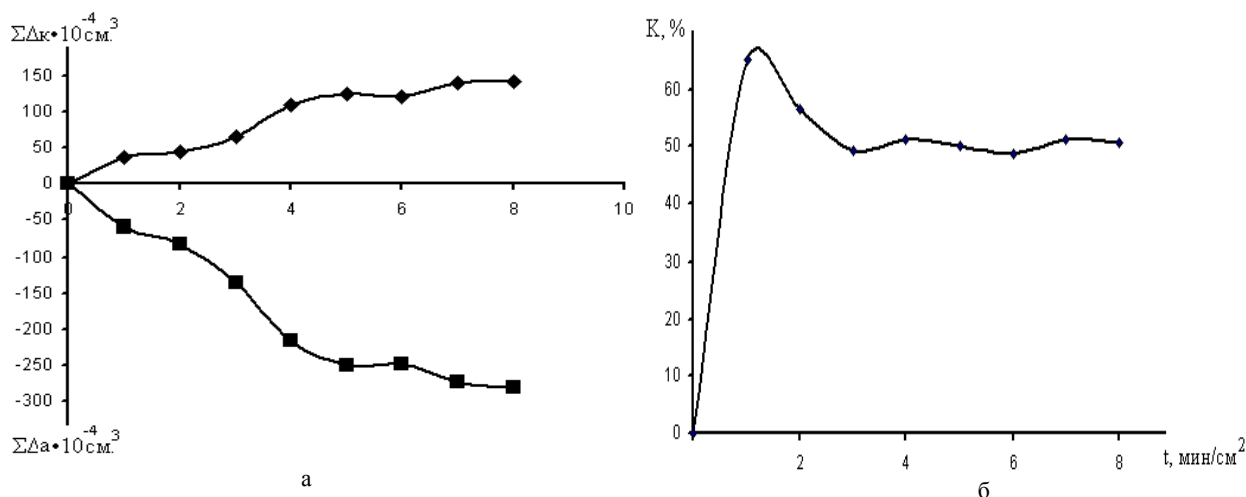


Рис. 1. Кинетика массопереноса при ЭИЛ титанового сплава ВТ-22 композиционным материалом ТБХН30 (1 режим): а – прирост катода и эрозия анода; б – коэффициент массопереноса

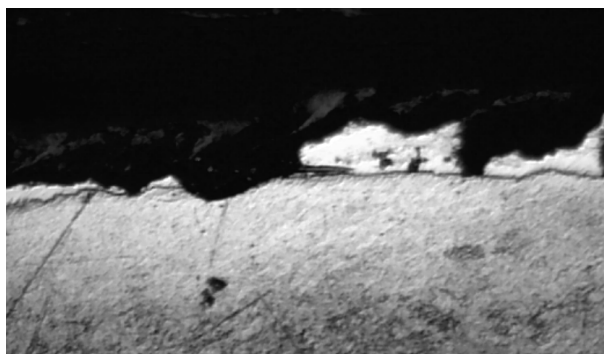


Рис. 2. Вид покрытия ТБХН30, нанесенного на 4 режиме, в разрезе на приборе Micron-gamma

То есть, на начальном этапе взаимодействия на поверхности подложки закрепляются частицы металлической фазы, адгезионно более прочно связанные с титановым сплавом, из которого изготовлена подложка. Тугоплавкая фаза при этом располагается на поверхности полученного покрытия, что обеспечивает более высокую твердость покрытия и таким образом более высокую износостойкость. Однако данное покрытие не сможет работать в условиях постоянных нагрузок и фреттинг-коррозии, так как данное распределение фаз приведет к охрупчиванию материала.

При рассмотрении покрытий из КМ ТБХН40, нанесенных на тех же трех режимах, можно отметить хорошую кинетику массопереноса, стабильность процесса и отношение прироста катода и эрозии анода. При чем покрытия, полученные на всех трех режимах, характеризуются общей тенденцией (рис. 4).

Наибольший прирост катода и эрозия анода наблюдается у покрытия ТБХН40 (7 режим), а коэффициент массопереноса – у покрытия ТБХН40 (4 режим). Другими словами, максимальный прирост покрытия обеспечивается на 7 режиме, а экономичность использования материала – на четвертом.

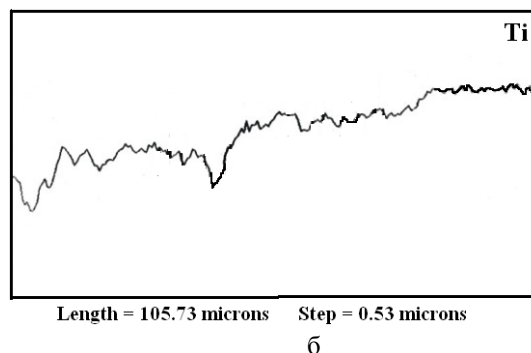
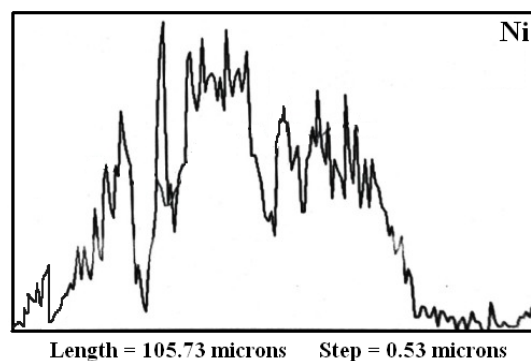
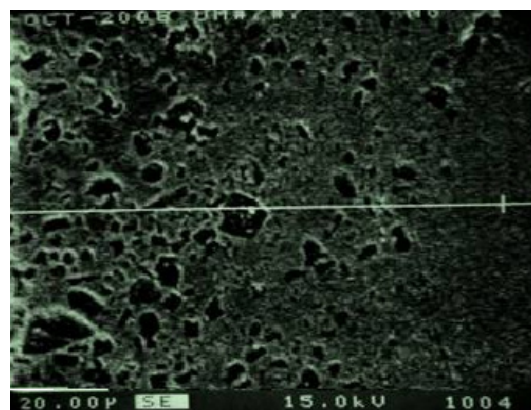


Рис. 3. Микроструктура зоны взаимодействия покрытия на основе ТБХН30 и подложки и распределение в ней элементов: а – никель; б – титан

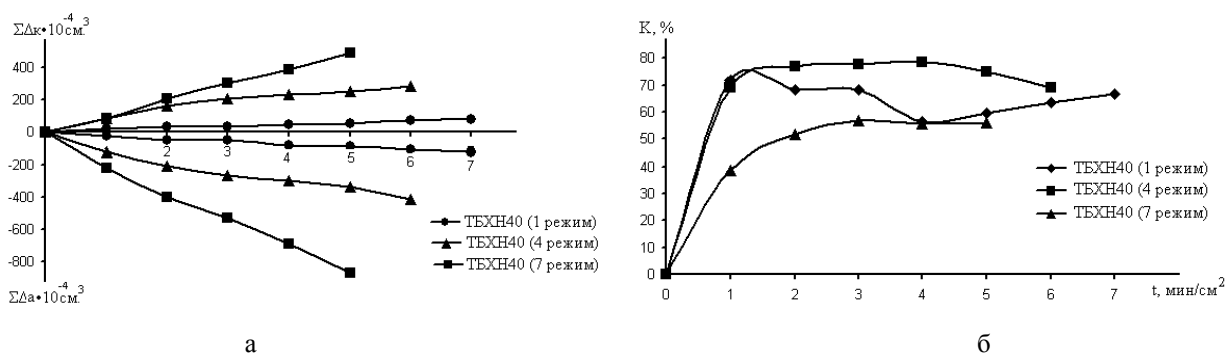


Рис. 4. Кинетика массопереноса при ЭИЛ титанового сплава ВТ-22 электродом ТБХН40: а – прирост катода и эрозия анода; б – коэффициент массопереноса

Металлографический анализ показал, что покрытие ТБХН40 представляет собой матричную структуру, состоящую из сплава Ni – Cr, в котором равномерно распределены зерна тугоплавкой составляющей TiCrB_2 . Темная фаза представляет собой диборид титана хрома, а светлая – это металлическая связка Ni – Cr (рис. 5). В ходе исследования не были обнаружены конгломераты тугоплавкой фазы, что свидетельствует об отсутствии сегрегаций. Покрытие характеризуется высокой сплошностью и низкой пористостью.

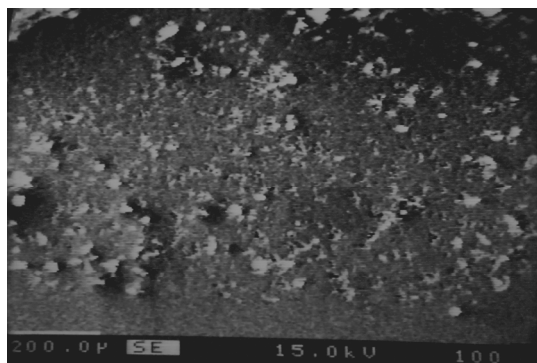


Рис. 5. Микроструктура покрытия ТБХН40

Характерной особенностью процесса ЭИЛ является тот факт, что с увеличением толщины покрытия снижается его адгезия. Это может быть обусловлено сегрегацией материала электрода. Электрод состоит из композиционного материала, в состав которого входит тугоплавкая твердая фаза (TiCrB_2) и металлическая пластичная связка (Ni – Cr). В процессе искрового разряда температура электрода и катода значительно повышается, металлическая связка плавится значительно быстрее тугоплавкой и поэтому быстрее оседает на катоде. Недостаточное количество связки может стать причиной низкой адгезии. В этом случае будет приоритетным использовать материал электрода с более высоким содержанием металлической связки. В нашем случае это КМ ТБХН50 (50% (Ni – Cr)).

При рассмотрении покрытий на основе КМ ТБХН50 (рис.6), нанесенных на выбранных режимах, соблюдается такая же тенденция, как и у покрытий на основе ТБХН40. То есть, максимальный прирост катода происходит на 7 режиме нанесения, а максимальная экономичность процесса достигается на 4 режиме.

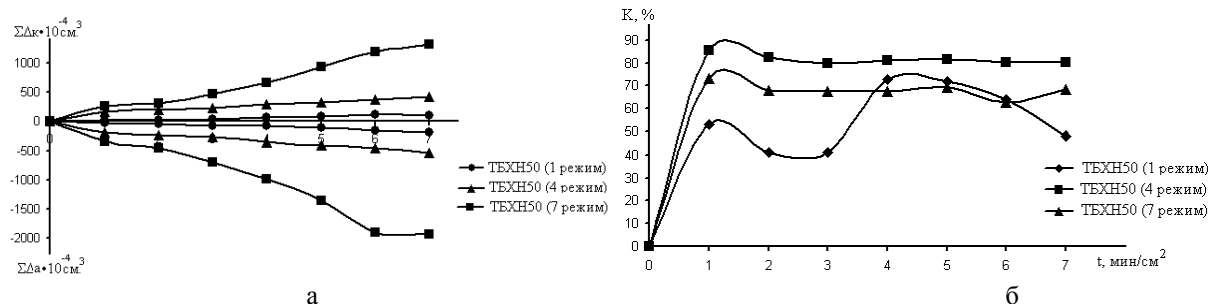


Рис. 6. Кинетика массопереноса при ЭИЛ титанового сплава ВТ-22 электродом ТБХН50: а – прирост катода и эрозия анода; б – коэффициент массопереноса

На электронном микроскопе Camebax SX-50 был проведен качественный анализ покрытий. Анализ показал наличие следующих элементов в покрытии: Cr, Ti, Ni, небольшое количество В (рис. 7).

Таким образом, покрытия сохранили первоначальный состав материала, который использовался для их нанесения, а именно, композиционный материал TiCrB_2 – Ni – Cr.

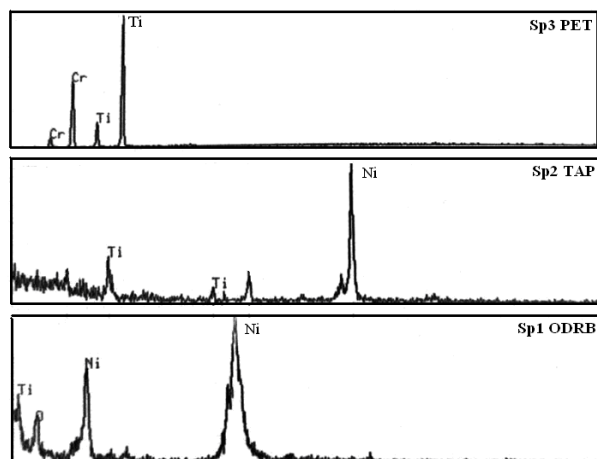


Рис. 7. Качественный анализ покрытий ТБХН

Покрытие на основе материала ТБХН50 представляет собой гетерофазную структуру: темно-серая фаза округлой формы – зерна TiCrB_2 , светло-серая фаза, окружающая зерна TiCrB_2 – сплав $\text{Ni} - \text{Cr}$. Данные заключения можно сделать исходя из микроструктуры покрытия и распределения в ней элементов (рис. 8).

Таким образом, можно сделать вывод, что оптимальным режимом нанесения покрытий является 4 режим, так как при этом соблюдается достаточно высокий прирост материала, а значит и толщина покрытий, а эрозия электрода сопоставима с приростом катода, а это значит, что обеспечивается высокая экономичность процесса.

Покрытия целесообразно наносить в течении 3 минут, так как в этом интервале времени наблюдается максимальный прирост катода.

Покрытия, нанесенные на 4 режиме электродами на основе КМ ТБХН40 и ТБХН50, имеют близкие по значению коэффициенты массопереноса (рис. 9).

Также они характеризуются одинаковой тенденцией прироста катода и эрозии анода. Это говорит о том, что с точки зрения кинетики массопереноса оба состава композиционного материала могут быть использованы для нанесения покрытий.

Толщина полученных покрытий варьируется в среднем от 60 до 100 мкм (табл. 1).

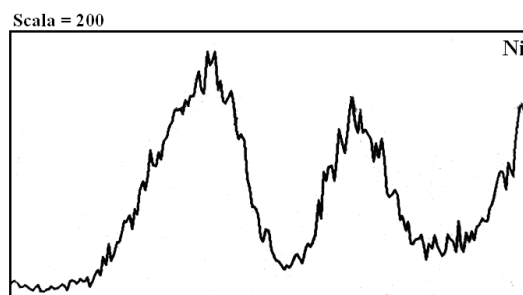
Таблица 1

Толщина полученных покрытий

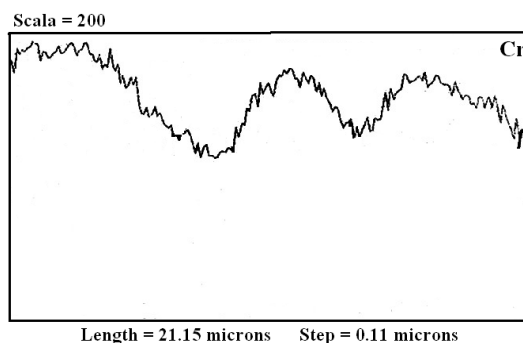
	ТБХН30	ТБХН40	ТБХН50
1 режим	75 мкм	73 мкм	59 мкм
4 режим	68 мкм	112 мкм	108 мкм
7 режим	73 мкм	75 мкм	76 мкм

Как видно из таблицы, на 4 режиме нанесения обеспечивается максимальная толщина покрытий.

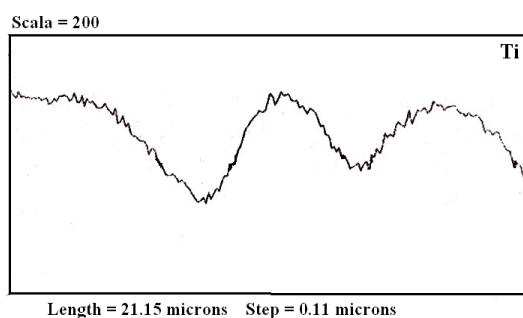
Однако, кроме технологичности процесса необходимо учесть физико-механические и трибологические свойства получаемых покрытий.



а



б



в

Рис. 8. Микроструктура покрытия на основе материала ТБХН50 и распределение в ней элементов:
а – никель; б – хром; в – титан

На приборе Micron-gamma была изучена микротвердость покрытий, нанесенных на 4 режиме. Как видно из гистограммы, микротвердость покрытий зависит от состава композиционного материала, который использовался для их нанесения (рис. 10).

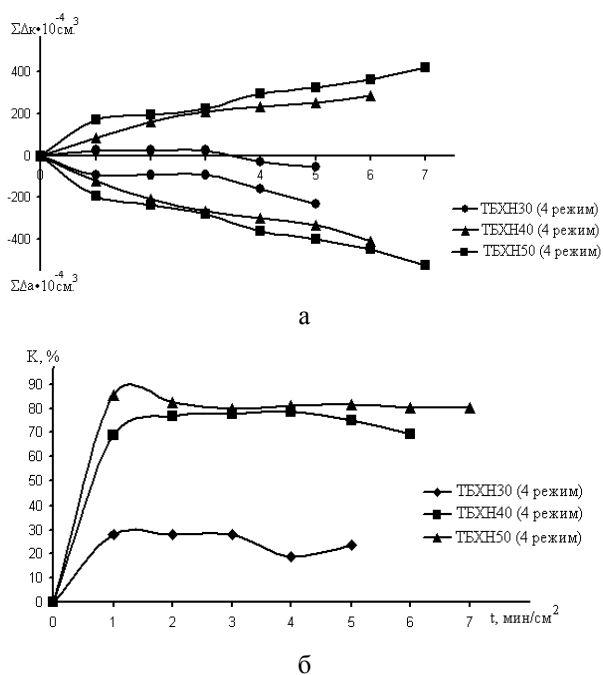


Рис. 9. Кинетика массопереноса при ЭИЛ титанового сплава ВТ-22 композиционными материалами:
а – прирост катода и эрозия анода;
б – коэффициент массопереноса

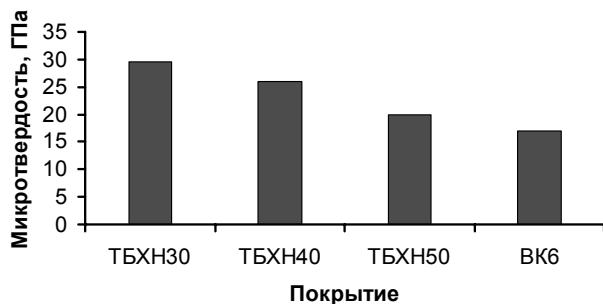


Рис. 10. Микротвердость покрытий из разработанного композиционного материала и стандартного твердого сплава ВК6.

Микротвердость покрытия на основе ТБХН30 порядка 30 ГПа, в то время как покрытие на основе ТБХН50 обладает микротвердостью 21 ГПа. Это обусловлено тем, что в составе материала ТБХН30 для нанесения покрытий наибольшее содержание тугоплавкой составляющей, которая обладает высокой микротвердостью.

Микротвердость покрытия из стандартного сплава ВК6 ниже микротвердости покрытий на основе диборида титана хрома. Это объясняется тем, что в процессе нанесения покрытия из вольфрамового сплава ВК6 электрод подвергался сильному окислению, что в свою очередь вызывало растрескивание и разрушение электрода. Таким образом, покрытия характеризуются низкой сплошностью и, как следствие, низкой микротвердостью.

В условия фреттинг-коррозии были проведены испытания покрытий на износостойкость.

Контрольным во всех испытаниях являлась сталь 95Х18. Были получены следующие результаты (рис. 11).

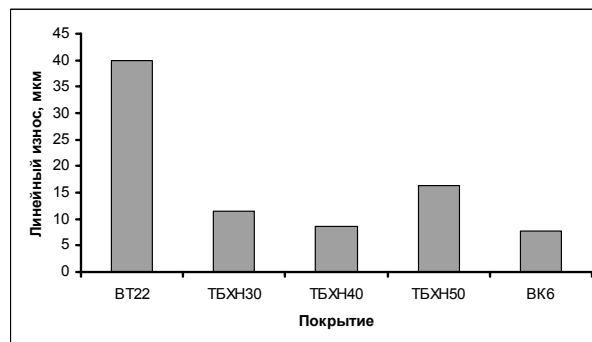


Рис. 11. Износостойкость титанового сплава ВТ-22 и электроискровых покрытий

Наименьший линейный износ у покрытия ТБХН40. Это может быть обусловлено тем, что данный состав материала покрытия является «золотой серединой»: содержание металлической связки в КМ достаточное, чтобы обеспечить хорошую адгезию покрытия и подложки, а также достаточную пластичность.

В тоже время, данное содержание металлической связки не снижает существенно микротвердость материала, что обеспечивает ему высокую износостойкость.

Разработанный композиционный материал покрытий не уступает по свойствам стандартному твердому сплаву ВК6.

В целом, износостойкость разработанных покрытий выше износостойкости титанового сплава ВТ-22 в 3-7 раз, что говорит о перспективности применения данных покрытий для упрочнения деталей авиационной техники, изготовленных из титановых сплавов.

Заключение

Электроискровые покрытия на основе разработанного композиционного материала являются перспективными и не уступают по свойствам известному твердому сплаву.

Оптимальным режимом нанесения покрытий является 4 режим, время нанесения 3 мин.

Покрытия на основе композиционного материала ТБХН40 являются оптимальными по свойствам и технологичности нанесения покрытия.

Разработанные электроискровые покрытия являются перспективными и способны продлить ресурс деталей авиационной техники в 3 – 7 раз.

Литература

1. Исследование износостойких несплошных покрытий, образованных электроискровым легированием / Ю.И. Мулин, А.Д. Верхотуров, Л.А. Климова, В.Д. Власенко // Трение и износ. – 2004. – Т. 25, № 6. – С. 650-654.

2. Паустовский А.В. Оценка триботехнических характеристик электроискровых покрытий, полученных на стали электродными материалами системы TiN-Ni / А.В. Паустовский, В.И. Новикова // Порошковая металлургия. – 2005. – № 5/6. – С.43-45.

3. Моделювання зносостійкості електроіскрових покриттів при відсутності мащення / В.В. Варухно, А.Г. Довгаль, Л.В. Бурдюженко, Є.М. Лісовий // Вісник НАУ. – 2004. – № 2. – С. 63-67.

4. Тепленко М.А. Структура и износостойкость покрытий на титановом сплаве и сталях, полученных при электроискровом легировании материалов AlN-ZrB₂ / М.А. Тепленко, И.А. Подчерняева // Порошковая металлургия. – 2002. – № 3/4. – С. 48-58.

5. Трибологические свойства тонкодисперсных покрытий при электроискровом легировании материалами системы Ti – Al – N / И.А. Подчерняева, А.Д. Панасюк, М.А. Тепленко и др. // Порошковая металлургия. – 2002. – № 11/12. – С. 49-60.

6. Формирование, структура и свойства покрытий на основе TiB₂-AlN, полученных электроискровым и лазерным методами / И.А. Подчерняева, А.Д. Панасюк, В.П. Каташинский, М.А. Тепленко // Порошковая металлургия. – 2000. – №11/12. – С. 39-46.

Поступила в редакцию 15.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой О.А. Тамаргазин, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЇ НАНЕСЕННЯ НОВИХ ЗНОСОСТІЙКИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ ДЛЯ ЗМІЦНЕННЯ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

О.П. Уманський, Є.П. Пугачевська, А.М. Хімко

Вивчена кінетика масопереносу електродів з розробленого композиційного матеріалу на основі диборида титану-хрому з нікель-хромовою зв'язкою на підложку з титанового сплаву BT-22 з метою вибору оптимального режиму нанесення покриттів. Досліджені фізико-механічні властивості та триботехнічні характеристики електроіскрових покриттів на основі диборида титану-хрому. Проведена порівняльна характеристика покриттів, що досліджуються, з раніше відомим твердим сплавом ВК6. Показана перспективність використання розроблених композитів в якості матеріалу для нанесення зносостійких покриттів для роботи в екстремальних умовах експлуатації.

Ключові слова: композиційний матеріал, кінетика масопереносу, електроіскрові покриття, фретінг-корозія, мікротвердість, зносостійкість.

DEVELOPMENT OF PLATING TECHNOLOGY OF NEW WEAR-RESISTANT COMPOSITE COATINGS FOR STRENGTHENING DETAILS OF AVIATION ENGINES

A.P. Umansky, E.P. Pugachevskaya, A.N. Khimko

The kinetics of mass transfer of electrodes from developed composite material on the base of titanium chromium diboride with Ni-Cr bond on substrate from titanium alloy BT-22 has studied. The purpose of studying is choice of optimal mode of plating coatings. The physical and chemical properties and tribotechnical characteristics of electric-spark coatings on the base of titanium chromium diboride have researched. The comparison characteristic of researched coatings with earlier known cemented carbide BK6 is conducted. The perspective of using developed composites as material for plating wear-resistant coatings for operation in extreme conditions of exploitation is shown.

Key words: composite material, kinetics of mass transfer, electric-spark coatings, fretting corrosion, microhardness, wear-resistance.

Уманський Александр Павлович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича (НАНУ), профессор кафедры технологий аэропортов Национального авиационного университета, Киев, Украина.

Пугачевская Евгения Петровна – аспирант, ассистент кафедры технологий аэропортов Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: JaneD2003@ukr.net.

Хімко Андрей Николаевич – канд. техн. наук, доцент кафедры технологий восстановления авиационной техники Национального авиационного университета, Киев, Украина.

УДК 629.78

А.И. КОНДРАТЬЕВ, А.В. ХИТЬКО, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.Г. ДУБОВИК

Днепропетровский национальный университет, Украина

ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК МУСОРОСОБИРАЮЩИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ УЛАВЛИВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Рассмотрен один из способов удаления из космоса мелкого мусора – применение специального космического аппарата – мусоросборщика (МС), снабженного тормозной ЭРДУ. Выведение МС на начальную орбиту предполагается различными ракетами-носителями украинской и российской разработок с разгонными блоками. Затем разворачивается пассивный улавливающий элемент мусоросборщика, включается ЭРДУ, и МС спускается до конечной орбиты. Предполагая форму улавливающего элемента в виде шара, рассчитаны его масса и размер. Показано, что реализация рассматриваемого метода очистки космоса от мелкого мусора практически возможна, так как выводимые МС имеют массу, реальную для их создания.

Ключевые слова: космический мусор, мусоросборщик, пассивный улавливающий элемент, ракета-носитель, разгонный блок, тормозная электроракетная двигательная установка.

Введение

Космический мусор (КМ) – это все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые не функционируют, но представляют опасность для действующих космических аппаратов (КА), а в некоторых случаях и для Земли. Актуальность космической задачи обеспечения безопасности космических полетов и снижения опасности от КМ для Земли с каждым годом возрастает.

В статье рассмотрен один из способов удаления мелкого КМ с применением специального КА – мусоросборщика (МС), снабженного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) [1]. Произведена оценка энергетических, тяговых и массовых характеристик МС и ЭРДУ в зависимости от рассматриваемых ракет-носителей (РН) для выведения МС на необходимую орбиту, диапазона рабочих орбит и параметров ЭРДУ.

Формулирование проблемы

В основном КМ сконцентрирован в двух околоземных поясах. Первый пояс – в диапазоне высот от 850 до 1200 км, второй – в районе геостационарной орбиты. КМ состоит из частиц различных размеров. Считаются мелкими частицы размером от 1 до 10 см. К крупным относятся все остальные, вплоть до элементов РН и КА.

В настоящее время существует несколько идей по борьбе с КМ, но все они далеки от реализации. В данной статье рассматривается возможность созда-

ния специального КА, снабженного ЭРДУ и пассивным элементом для улавливания мелких частиц КМ (ПУЭ) или снижения их скорости в случае, если они оказались им не захваченными. Впоследствии из-за снижения скорости они смогут перейти на низкие орбиты и сгореть. МС функционирует в пределах первого пояса в диапазоне круговых орбит от 500 до 1200 км. МС с помощью РН и разгонного блока (РБ) выводится на круговую орбиту высотой 1200 км. Затем МС переводится на низкую орбиту с помощью ЭРДУ, которая в данном случае выполняет торможение. РБ и обтекатель после окончания работы разгонного блока остаются в составе МС, чтобы не добавлять в космос крупногабаритного КМ. ПУЭ из сложенного положения разворачивается, включается тормозная ЭРДУ, и МС с РБ и обтекателем постепенно опускается до конечной орбиты. Происходит улавливание или торможение КМ до входа в плотные слои атмосферы, где должно произойти его сгорание.

Благодаря низкой тяге ЭРДУ снижение МС происходит медленно и очень долго (до года и более). Из-за этого целевая эффективность предложенного способа ожидается высокой, так как она пропорциональна времени улавливания КМ.

Решение проблемы

Оценка энергомассовых и тяговых характеристик МС проводилась по методике, разработанной в ДНУ. Критерием оценки этих характеристик являлись масса и размер ПУЭ. При этом предполагалась

форма улавливающего элемента в виде шара с удельной массой оболочки в диапазоне от 0,1 до 0,2 кг/м² [2]. Начальная высота орбиты для работы ПУЭ варьировалась в диапазоне от 800 до 1200 км, конечная высота орбиты (конец работы ПУЭ) – от 500 до 700 км.

Для выведения МС на конечную орбиту были рассмотрены РН отечественной разработки – «Циклон-3», «Днепр-1», «Зенит-2», а также РН «Молния», «Союз-2» и «Протон-М» российской разработки с орбитой выведения 200 км.

Исследовались зависимости отношений:

$$\frac{M_{ПН}}{M_0} \text{ и } \frac{M_{ПН}}{M_{МС}} \text{ от } M_0; T_{ЭРД} \text{ от } H_0 \text{ и } H_k;$$

$$R \text{ от } M_0,$$

где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки (масса ПУЭ с элементами разворачивания и крепления);

M_0 – начальная масса, выводимая РН на околоземную круговую орбиту;

$M_{МС}$ – масса мусоросборщика в полной комплектации (без РБ и обтекателя);

$T_{ЭРД}$ – время активной работы мусоросборщика от начальной до конечной орбиты;

H_0 – начальная высота орбиты, с которой начинается работа МС;

H_k – конечная высота орбиты (конец работы ЭРДУ);

R – радиус шара ПУЭ.

Как можно видеть из приведенных ниже графиков (рис. 1), $\frac{M_{ПН}}{M_0}$ и $\frac{M_{ПН}}{M_{МС}}$ слабо зависят от

M_0 , что можно объяснить различным влиянием параметров ЭРДУ и МС, от которых зависят и $M_{ПН}$ и $M_{МС}$.

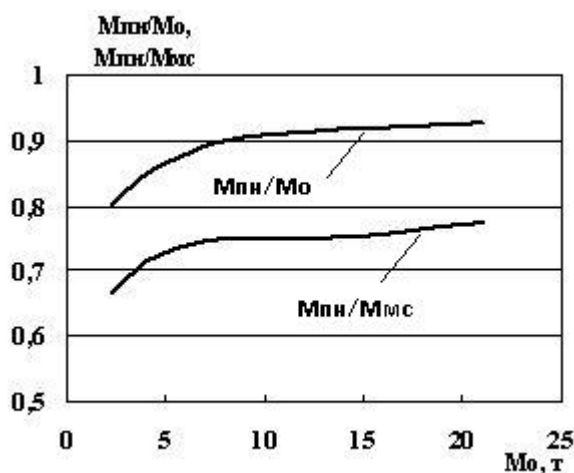


Рис. 1. Зависимости относительной массы полезной нагрузки МС от грузоподъемности РН

Как и ожидалось, зависимости $T_{ЭРД}$ от H_0 (при ограниченной мощности СЭП, равной 5 кВт) и R от M_0 (рис. 2, 3) являются возрастающими. Их близость к линейным предположительно является случайным совпадением параметров МС и ЭРДУ.

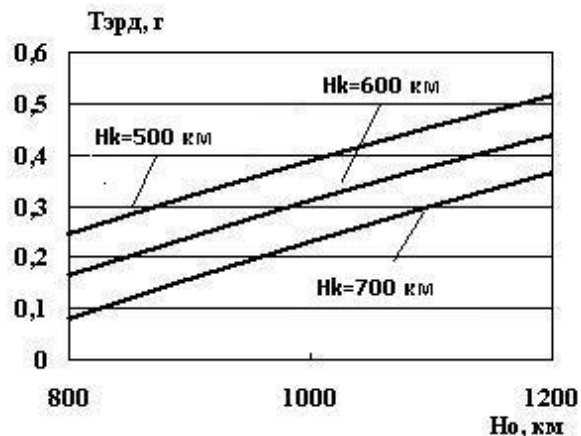


Рис. 2. Зависимости времени работы ЭРД от начальной и конечной высот орбиты

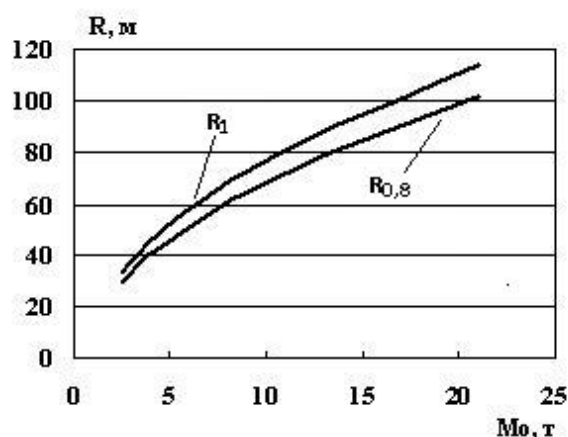


Рис. 3. Зависимость радиуса шара ПУЭ от грузоподъемности РН ($H_0=1200$ км; $H_k=800$ км)

Здесь:

R_1 – радиус шара ПУЭ в идеальном случае (масса элементов его крепления к МС и разворачивания в рабочее положение равна нулю);

$R_{0,8}$ – радиус шара ПУЭ в случае, если масса элементов его крепления к МС и разворачивания в рабочее положение составляет 20 % от общей массы ПУЭ).

Как видно, если задаться формой улавливающего элемента в виде шара с плотностью оболочки 0,2 кг/м², то размер шара может находиться в пределах от 30 до 100 м при том, что масса элементов его крепления и раскрытия составляет 20 % от $M_{ПН}$.

Проведенные расчеты показали, что для РН украинской разработки разрешенная для проектирования масса МС лежит в диапазоне от 3,2 до 10,7 т, а

для РН российской разработки – от 6,7 до 17,4 т, масса ПУЭ соответственно – от 2,5 до 9,7 т и от 6,1 до 16,2 т.

Заключение

Реализация предложенного метода очистки космоса от мелкого мусора на околоземных орбитах лежит в практической плоскости, так как с помощью существующих РН и РБ на требуемую орбиту до 1200 км могут быть выведены МС с массой, значения которой могут быть реальными для создания подобных мусоросборщиков. Проведенные оценки требуемых энергомассовых и тягово-энергетических характеристик ЭРДУ при параметрах реально существующих элементов позволяют проектировать ПУЭ в широком диапазоне по массе и размерам.

Предлагаемые для использования ЭРДУ могут обеспечить функционирование ПУЭ в широком диапазоне по времени, исчисляемого от месяцев до года и более. Длительная эксплуатация МС на орбитах позволяет рассчитывать на высокие значения целевой эффективности метода.

Литература

1. Шевцов А.В. Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы / А.В. Шевцов, А.С. Макарова // *Космічна наука і технологія*. – 2002. – Т. 8, № 1. – С. 176-179.
2. Space vehicle with an electric thruster for gathering fine space debris / A.P. Alpatov, V.P. Gusynin, N.N. Slyunyaev, A.V. Khitko // *Proc. 59-th Int. Astronautical congress*. – Glasgow, Scotland, 2008.

Поступила в редакцию 20.05.2009

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

ОЦІНКА ХАРАКТЕРИСТИК СМІТТЄЗБИРАЛЬНИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ З ЕЛЕКТРОРАКЕТНОЮ РУХОВОЮ УСТАНОВКОЮ ДЛЯ УЛОВЛЮВАННЯ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

О.І. Кондратьев, А.В. Хитко, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик

Розглянуто один з методів видалення з космосу дрібного сміття – застосування спеціального космічного апарата – сміттєзбирача (СЗ), оснащеного гальмівною ЕРПУ. Виведення СЗ на початкову орбіту передбачається різними ракетами-носіями української й російської розробки з розгінними блоками. Потім розгортається пасивний уловлюваний елемент (ПУЕ) сміттєзбирача, вмикається ЕРПУ, і СЗ спускається до кінцевої орбіти. Передбачаючи форму уловлювального елемента у вигляді кулі, розраховано його масу та радіус. Показано, що реалізація розглянутого методу очищення космосу від дрібного сміття практично можлива, тому що виводжуванні СЗ мають масу, яка реальна для їх створення.

Ключові слова: космічне сміття, сміттєзбирач, пасивний уловлюваний елемент, ракета-носій, розгінний блок, гальмівна електроракетна рухова установка.

CHARACTERISTICS OF GARBAGE COLLECTOR SPACE VEHICLES WITH EPS FOR CATCHING SPACE GARBAGE

A.I. Kondratyev, A.V. Khitko, P.G. Horolsky, L.G. Dubovik

One of ways for removing small garbage from space – using the special space vehicle – garbage-gatherer (GG) with breaking EPS supply is considered. GG initial orbit achieving is supposed by using the various carrier rockets with accelerator blocks, made by Ukraine and Russia. After that deploying the garbage collector's passive catching element (PCE) is displayed, engaging the EPS, and GG moving down to final orbit. Assuming the catching element sphere form, its weight and the size are calculated. It is shown, that considered method of clearing space from the small garbage realization is really plausible because arrived GG have a real for their creation weight.

Key words: space garbage, garbage-gatherer, a passive catching element, a carrier rocket, accelerator block, breaking EPS.

Кондратьев Александр Иванович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

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

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

Дубовик Людмила Григорьевна – старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

УДК 629.78

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

Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА С КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Исследовались подходы к оптимизации проектных параметров межорбитального космического буксира, использующего химическую двигательную установку в сочетании с электроракетной двигательной установкой для доставки полезных грузов с низкой начальной орбиты на геостационарную орбиту. Приведены результаты проектно-баллистического анализа выведения КА с использованием разгонного блока с двигателем большой тяги (химическая двигательная установка) и малой тяги (электроракетная двигательная установка). Показано, что двухступенчатый космический буксир позволяет выводить на ГСО полезный груз с массой в 1,5 – 2,5 раза большей, чем одноступенчатый буксир с химическим двигателем.

Ключевые слова: Межорбитальный космический буксир, химическая двигательная установка, электроракетная двигательная установка, выведение на геостационарную орбиту, оптимизация проектных параметров.

Введение

Одним из направлений повышения эффективности транспортных операций выведения КА на высокоэнергетические орбиты, вплоть до геостационарной орбиты (ГСО), является использование электроракетных двигателей (ЭРД), которые позволяют увеличить массу полезной нагрузки (ПН) за счет высокого удельного импульса. Существенно ограничивает применение такого рода двигателей значительная продолжительность выведения ПН на рабочую орбиту. Совместное использование как традиционных химических ракетных двигателей, так и электроракетных двигателей позволяет решить задачу выведения на ГСО за приемлемое время.

Выведение полезной нагрузки с низкой околоземной орбиты, которую обеспечивает носитель, на ГСО производится с помощью межорбитального космического буксира (МКБ). Космический буксир представляет собой двухступенчатую систему: разгонный блок с химическим двигателем и электроракетный транспортный модуль (ЭРТМ) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

Разгонный блок формируется на базе двигателя с тягой 4,5 кН и удельным импульсом тяги 3164 Нс/кг (АКБ-1) или двигателя с тягой 112 кН и удельным импульсом тяги 2914 Нс/кг (АКБ-2) [1, 2]. Вопрос повышения эффективности применения двухступенчатой комбинированной двигательной

установки исследовался в работе [3]. Оптимизация проектных параметров межорбитального космического буксира основывается на проектно-баллистическом анализе альтернативных вариантов разгонных блоков большой тяги на базе двигательных установок АКБ в сочетании со ступенью малой тяги с ЭРД.

1. Проектно-баллистический анализ выведения КА на ГСО с помощью комбинированной двигательной установки

Рассматривается схема перелета на ГСО с высокоэллиптической промежуточной орбиты [4]. Параметры промежуточной орбиты определяются энергомассовыми характеристиками разгонного блока. На промежуточной орбите происходит отделение разгонного блока и включение маршевой ЭРДУ по заданной программе полета. Траектория движения с ЭРДУ – многовитковая трехмерная спираль с медленно изменяющимися параметрами орбиты.

Соотношение характеристических скоростей этапов полета с большой $V_x^{бт}$ и малой тягой $V_x^{мт}$ на ГСО представлено на рис. 1 в виде функции высоты апоцентра промежуточной орбиты H_a при наклоне орбиты $i = 63^\circ$ и высоте перицентра орбиты $H_\pi = 300$ км. Зависимость $V_x^{бт}(H_a)$ характеризует энергозатраты для импульсного перехода на высо-

коэллиптическую орбиту с высотой апоцентра H_a . Зависимость $V_x^{MT}(H_a)$, отражающая энергозатраты на изменение параметров орбиты (высоты апоцен-

тра H_a , высоты перигея H_p и наклонения i), получена аппроксимацией результатов, приведенных в работе [4].

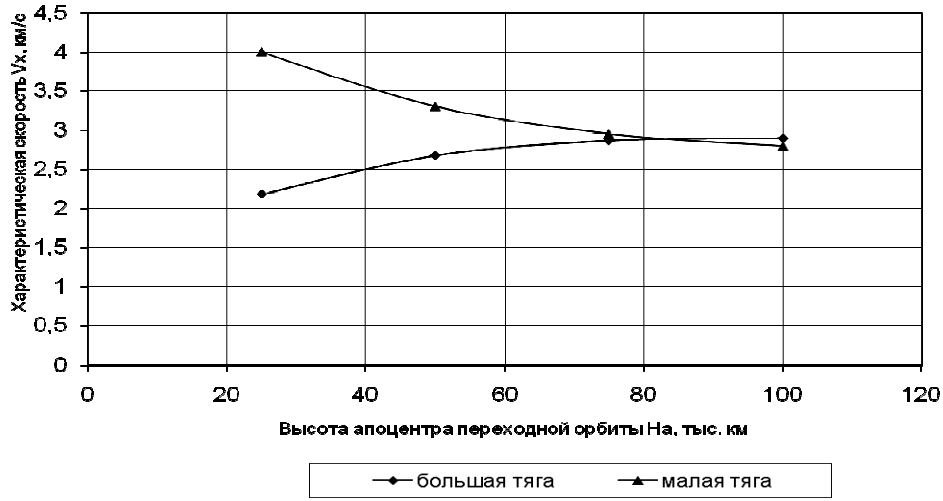


Рис. 1. Характеристическая скорость перелета на ГСО

Относительная масса полезной нагрузки для этапа большой тяги ($\mu_{пн}^{бт} = m_{пн}^1 / m_{01}$, где $m_{пн}^1$ – масса полезной нагрузки первой ступени космического буксира, m_{01} – стартовая масса МКБ на этапе большой тяги) составляет:

$$\mu_{пн}^{бт} = 1 - f_0 \gamma_{д\gamma} - (1 + a_{то}) \left(1 - \exp \left(- \frac{V_x^{бт}}{J_{уд}^{бт}} \right) \right) - \mu_{пр}, \quad (1)$$

где f_0 – реактивное ускорение на этапе большой тяги;

$\gamma_{д\gamma}$ – удельная масса двигательной установки (ДУ) ($\gamma_{д\gamma} = m_{д\gamma} / R$, где $m_{д\gamma}$ – масса ДУ, R – тяга ДУ);

$a_{то}$ – относительная масса топливного отсека ($a_{то} = m_{то} / m_t$, где $m_{то}$ – масса топливного отсека, m_t – масса топлива);

$V_x^{бт}$ – характеристическая скорость для этапа большой тяги;

$J_{уд}^{бт}$ – удельный импульс для этапа большой тяги;

$\mu_{пр}$ – относительная масса прочих систем ($\mu_{пр} = m_{пр} / m_{01}$, где $m_{пр}$ – масса прочих систем, m_{01} – стартовая масса КА на этапе большой тяги).

Относительная масса полезной нагрузки для этапа малой тяги ($\mu_{пн}^{мт} = m_{пн}^2 / m_{02}$, где $m_{пн}^2$ – масса полезной нагрузки второй ступени космического буксира, m_{02} – стартовая масса КА на этапе малой тяги) составляет:

$$\mu_{пн}^{мт} = 1 - n_3 \gamma_3 - (1 + a_6) \left(1 - \exp \left(- \frac{V_x^{мт}}{J_{уд}^{мт}} \right) \right) - \mu_{пр}, \quad (2)$$

где n_3 – энерговооруженность МКБ ($n_3 = N / m_{02}$, где N – мощность энергодвигательной установки (ЭДУ), m_{02} – стартовая масса КА на этапе малой тяги);

γ_3 – удельная масса энергодвигательной установки ($\gamma_3 = m_{эд\gamma} / N$, где $m_{эд\gamma}$ – масса ЭДУ, N – мощность ЭДУ);

a_6 – относительная масса системы хранения и питания (СХП), включая массу бака рабочего тела ($a_6 = m_6 / m_{рт}$, где m_6 – масса СХП, $m_{рт}$ – масса рабочего тела);

$V_x^{мт}$ – характеристическая скорость перелета в режиме малой тяги;

$J_{уд}^{мт}$ – удельный импульс для этапа малой тяги;

$\mu_{пр}$ – относительная масса прочих систем ($\mu_{пр} = m_{пр} / m_{02}$, где $m_{пр}$ – масса прочих систем, m_{02} – стартовая масса на этапе малой тяги).

Реактивное ускорение $f_0^{мт}$ и энерговооруженность n_3 МКБ на этапе малой тяги связаны со временем перелета на ГСО t_n :

$$f_0^{мт} = \frac{J_{уд}^{мт}}{t_n} \left(1 - \exp \left(- \frac{V_x^{мт}}{J_{уд}^{мт}} \right) \right); \quad n_3 = \frac{f_0^{мт} J_{уд}^{мт}}{2 \eta_3}, \quad (3)$$

где η_3 – тяговый к.п.д. ЭРД.

Исходя из условия максимума полезной нагрузки (2) с учетом выражений (3), находится оптимальное значение удельного импульса:

$$J_{уд}^{мт} = \sqrt{\frac{2 \eta_3 (1 + a_6) t_n}{\gamma_3}}. \quad (4)$$

Относительная масса полезного груза космического буксира:

$$\mu_{\text{пн}} = \mu_{\text{пн}}^{\text{бт}} \cdot \mu_{\text{пн}}^{\text{мт}} \quad (5)$$

2. Проектно-конструкторские решения межорбитального космического буксира

Результаты проектно-баллистических исследований эффективности межорбитального космического буксира с комбинированной двигательной установкой позволяют оценить проектные параметры МКБ.

Удельные характеристики первой ступени приведены в табл. 1.

Таблица 1

Удельные характеристики первой ступени МКБ

Вариант разгонного блока	АКБ-1	АКБ-2
Удельный импульс $J_{\text{уд}}^{\text{бт}}$, Нс/кг (удельная тяга, с)	2914 (297)	3164 (322)
Реактивное ускорение f_0 , м/с ²	31,1	1,25
Удельная масса двигательной установки $\gamma_{\text{дв}}$, кг/Н	10^{-3}	0,03
Относительная масса топливно-го отсека $a_{\text{то}}$	0,1	0,07
Относительная масса прочих систем $\mu_{\text{пр}}$	0,08	0,08

Удельные характеристики второй ступени приведены в табл. 2.

Таблица 2

Удельные характеристики второй ступени МКБ

Характеристика	Значение
Удельная масса энергодвигательной установки γ_3 , кг/Вт	0,025
Энерговооруженность КА n_3 , Вт/кг	7,5
Относительная масса системы хранения и питания a_6	0,15
Тяговый к.п.д. ЭРД, %	55 – 65
Относительная масса прочих систем $\mu_{\text{пр}}$	0,2

Зависимость энергомассовых характеристик МКБ от высоты апоцентра промежуточной орбиты H_a для оптимальных значений удельного импульса $J_{\text{уд}}^{\text{мт}}$ и тяги ЭРД R показана в табл. 3 (в числителе значения для варианта 1, в знаменателе – для варианта 2).

Основные характеристики космического буксира для высоты апоцентра промежуточной орбиты $H_a = 35, 50$ и 90 тыс. км (при соответствующих значениях тяги $R = 0,27, 0,30$ и $0,34$ Н и удельного импульса ЭРД $J_{\text{уд}}^{\text{мт}} = 25, 22,4$ и $19,4$ кН/с) приведены в табл. 4 – 6, соответственно.

Таблица 3

Характеристики выведения КА на ГСО

Высота апогея промежуточной орбиты, тыс. км	90	50	35
Удельный импульс тяги ЭРД, кНс/кг (удельная тяга, с)	19,4 (1977)	22,4 (2283)	25 (2548)
Тяга ЭРД, Н	0,34	0,30	0,27
Характеристическая скорость перелета с малой тягой, км/с	2,80	3,35	3,77
Характеристическая скорость перелета с большой тягой, км/с	2,84/ 2,99	2,61/ 2,73	2,41/ 2,51
Относительная масса полезной нагрузки первой ступени	0,21/ 0,25	0,24/ 0,28	0,27/ 0,31
Относительная масса полезной нагрузки второй ступени	0,4/ 0,44	0,44/ 0,49	0,48/ 0,53
Относительная масса полезной нагрузки (на ГСО)	0,08/ 0,11	0,11/ 0,14	0,13/ 0,16

Таблица 4

Проектные параметры МКБ ($H_a = 35$ тыс. км)

Вариант разгонного блока большой тяги	АКБ-1	АКБ-2
Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.	146	162
Стартовая масса МКБ, кг	3600	3600
Конечная масса МКБ на промежуточной орбите, кг	1582	1678
Масса топлива, кг	2018	1922
Стартовая масса МКБ на промежуточной орбите, кг	987	1093
Запас рабочего тела ЭРДУ, кг	136	151
Масса КА на ГСО, кг	851	942
Масса ПН на ГСО, кг	481	572

Таблица 5

Проектные параметры МКБ ($H_a = 50$ тыс. км)

Вариант разгонного блока большой тяги	АКБ-1	АКБ-2
Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.	105	117
Стартовая масса МКБ, кг	3600	3600
Конечная масса МКБ на промежуточной орбите, кг	1471	1579
Масса топлива, кг	2129	2021
Стартовая масса МКБ на промежуточной орбите, кг	886	994
Запас рабочего тела ЭРДУ, кг	121	135
Масса КА на ГСО, кг	765	859
Масса ПН на ГСО, кг	395	489

Таблица 6

Проектные параметры МКБ ($H_a = 90$ тыс. км)

Вариант разгонного блока большой тяги	АКБ-1	АКБ-2
Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.	70	79
Стартовая масса МКБ, кг	3600	3600
Конечная масса МКБ на промежуточной орбите, кг	1357	1466
Масса топлива, кг	2243	2134
Стартовая масса МКБ на промежуточной орбите, кг	772	881
Запас рабочего тела ЭРДУ, кг	105	119
Масса КА на ГСО, кг	667	762
Масса ПН на ГСО, кг	297	392

Схема размещения межорбитального космического буксира с комбинированной двигательной установкой в составе головной части представлена на рис. 2. Межорбитальный космический буксир состоит из отделяемого разгонного блока, включающего химическую двигательную установку 1 с топливным отсеком 2 и электроракетного транспортного модуля, включающего маршевую ЭРДУ 3 и служебную платформу 5 с системой электропитания, в состав которой входит солнечная батарея 4. Космический буксир с полезным грузом 6 размещается под головным обтекателем 7 с газодинамическим экраном 8.

Заключение

Сформирована проектная математическая модель исследования характеристик выведения КА на ГСО с помощью двухступенчатого космического буксира с химической двигательной установкой в качестве первой ступени и двигательной установкой малой тяги с ЭРД – на второй ступени. Проектно-баллистический анализ показал эффективность применения комбинированной двигательной установки для доставки ПН на ГСО.

Целесообразность применения в составе ЭРТМ электроракетной двигательной установки определяется значительным увеличением массы ПН, выводимой на рабочую орбиту. По сравнению с одноступенчатым разгонным блоком большой тяги, двухступенчатый космический буксир позволяет выводить на ГСО в 1,5 – 2,5 раза большую массу полезного груза. Это соответствует результатам, приведенным в работе [5]. С увеличением тяги ЭРД (и соответствующим уменьшением удельного импульса), время выведения уменьшается, но при этом снижается масса ПН. Так, при росте тяге в диапазоне 0,27...0,34 Н удельный импульс соответственно

снижается в диапазоне 25,0...19,4 кНс/кг. При этом время выведения снижается примерно вдвое, а масса ПН уменьшается на ~35%.

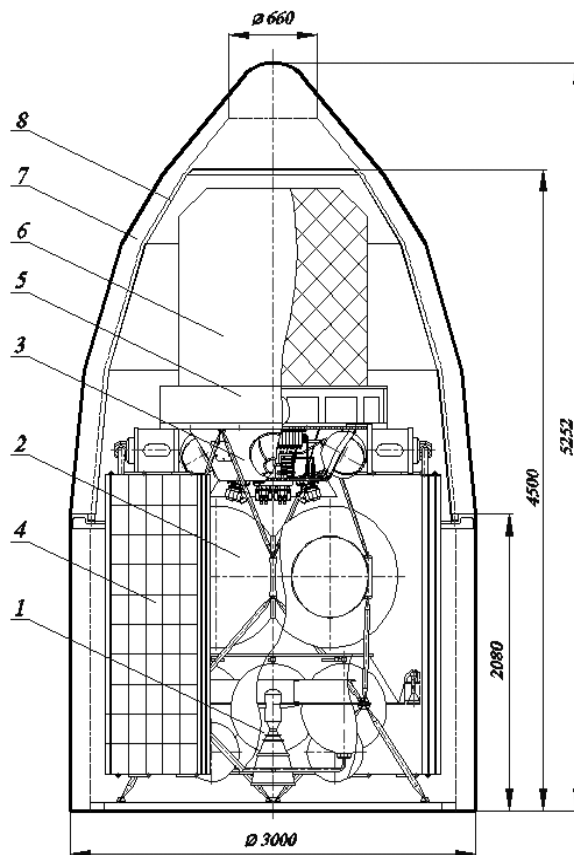


Рис. 2. Межорбитальный космический буксир под головным обтекателем:

- 1 – химическая двигательная установка большой тяги; 2 – топливный отсек; 3 – маршевый ЭРД; 4 – солнечная батарея; 5 – служебная платформа; 6 – полезный груз; 7 – головной обтекатель; 8 – газодинамический экран

Литература

1. Афанасьев И. Пятый пуск «Днепра» / И. Афанасьев // *Новости космонавтики*. – 2005. – № 10. – С. 13-15.
2. Дибриный А.В. Результаты отработки системы обеспечения синхронизации выработки топлива из баков двигательной установки ДУ-802 космического буксира / А.В. Дибриный // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 10 (57). – С. 88-92.
3. Космическая транспортная система на основе комбинированной двигательной установки для доставки полезных грузов на ГСО при использовании ракеты-носителя «Днепр» / А.А. Белик, Ю.Г. Егоров, В.М. Кульков, В.А. Обухов, Г.А. Попов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 10 (57). – С. 40-44.

4. Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами / В.Г. Петухов // *Космические исследования*. – 2004. – Т. 42, № 3. – С. 260-279.

5. Константинов М.С. Применение СПД при

выведении спутников на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей легкого класса / М.С. Константинов, В.Г. Петухов, Г.А. Попов // *Вестник двигателестроения*. – 2003. – № 2. – С. 124-128.

Поступила в редакцию 22.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук, с.н.с. В.Г. Петухов, Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики «НИИ ПМЭ», Москва, Россия.

ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ МІЖОРБІТАЛЬНОГО КОСМІЧНОГО БУКСИРУ З КОМБІНОВАНОЮ РУХОВОЮ УСТАНОВКОЮ

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

Досліджувались підходи до оптимізації проектних параметрів міжорбітального космічного буксира, який використовує хімічну рухову установку в сполученні з електроракетною руховою установкою для доставки корисних вантажів від низької орбіти на геостационарну орбіту. Приведено результати проектно-балістичного аналізу виведення КА з використанням розгінного блока з двигуном великої тяги (хімічна рухова установка) та малої тяги (електроракетна рухова установка). Виявлено, що двохступеневий космічний буксир дозволяє виводити на ГСО корисний вантаж з масою в 1,5 – 2,5 рази більшої, ніж одноступеневий буксир з хімічним двигуном.

Ключові слова: міжорбітальний космічний буксир, хімічна рухова установка, електроракетна рухова установка, виведення на геостационарну орбіту, оптимізація проектних параметрів.

OPTIMIZATION OF DESIGN PARAMETERS FOR AN INTERORBITAL SPACE TUG WITH COMBINED PROPULSION SYSTEM DESIGNED FOR PAYLOAD DELIVERY TO GEO

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

Different approaches were studied for optimizing design parameters of an interorbital space tug equipped with chemical engine system combined with electric propulsion system for the payload delivery from low initial orbit to the geostationary orbit. Results of design review and ballistic analysis for the SC launch by a booster powered by high thrust engines (chemical engine system) combined with low thrust engine (electric propulsion system) are presented. It is shown that a two-stage space tug allows a payload with the mass 1,5 – 2,5 times higher than in the case of a single-stage tug with chemical engine system to be inserted into GEO.

Key words: interorbital space tug, chemical propulsion system, electric propulsion system, insertion into geostationary orbit, optimization of design parameters.

Белик Александр Александрович – канд. техн. наук, начальник сектора Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Егоров Юрий Григорьевич – ведущий конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Кульков Владимир Михайлович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Обухов Владимир Алексеевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, заместитель директора Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Попов Гарри Алексеевич – доктор техн. наук, академик РАН, профессор, директор Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

УДК 621.643

А.Н. РАДЧЕНКО, А.С. МОРОЗОВА

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

БЫСТРООКУПАЮЩИЕСЯ ПРОЕКТЫ ПОВЫШЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ КОМПРЕССОРНЫХ СТАНЦИЙ

Дано обоснование технических решений в основе быстроокупающихся проектов модернизации газотурбинных двигателей компрессорных станций с применением технологий испарительного охлаждения наружного воздуха на входе газотурбинных двигателей. Показано, что внедрение таких энерго-сберегающих технологий следует рассматривать в качестве первого этапа реализации концепции самоокупающихся проектов полной модернизации компрессорных станций. Высокая эффективность технологий сохраняется при эксплуатации станций и после завершения их модернизации.

Ключевые слова: компрессорная станция, газотранспортная система, газотурбинный двигатель, мощность, топливный газ, испарительное охлаждение воздуха.

1. Состояние проблемы, постановка цели исследования

Газотранспортная система Украины включает 72 компрессорные станции (КС) с общим числом газотурбинных двигателей (ГТД), приводящих газоперекачивающие компрессоры, свыше 440. Значительный физический и моральный износ оборудования большинства КС требует огромных капиталовложений на его замену и модернизацию, непосильных для экономики страны. Привлечение же крупных зарубежных инвестиций рассматривается, и не без оснований, как угроза экономической безопасности государства из-за потери права собственности на такую базовую отрасль экономики, как газотранспортная система, либо долговой ямы на десятилетия, перспективы выбраться из которой весьма призрачны.

Из-за значительных тепловых потерь с отработавшими газами, превышающих половину первичной энергии сжигаемого топлива, работа большинства ГТД характеризуется крайне низкой эффективностью. Использование же части теплоты отработавших газов в утилизационных пароводяных котлах (УК) ограничивается собственными потребностями КС: обогрев аппаратов очистки транспортируемого газа, систем подачи и хранения смазочного масла, топливного и пускового газов, нагрев воздуха в системах антиобледенения ГТД и вентиляции, воды систем отопления зданий и укрытий двигателей. Объемы расходования тепловой энергии на эти цели настолько незначительны, не говоря уже об их сезонном характере, что не оказывают заметного

влияния на энергетический баланс газоперекачивающих агрегатов (ГПА). Следствием неэффективной эксплуатации ГТД являются большие расходы топливного газа, сжигаемого в двигателях, составляющие около 5 % транспортируемого газа.

Особенно низкая эффективность эксплуатации КС в теплое время, когда из-за пониженной плотности транспортируемого газа, охлаждаемого в теплообменниках наружным воздухом, сокращается производительность КС. Причиной ее снижения является также падение мощности ГТД. Так, при повышении температуры наружного воздуха на входе ГТД от 15 °С до 35 °С мощность ГТД простого цикла снижается до 75% номинальной, а эффективный КПД – на 3% [1].

Таким образом, **проблема** повышения мощности ГТД ГПА и, следовательно, производительности КС стоит весьма остро, а соответствующая их модернизация в условиях дефицита финансовых ресурсов должна осуществляться в сжатые сроки и без значительных капиталовложений. Очевидно, что в основе таких быстроокупающихся проектов энергетической модернизации КС должны лежать эффективные технические решения, не требующие коренной реконструкции действующих ГПА и, соответственно, значительных капитальных затрат.

Цель исследования – обоснование технических решений в основе быстроокупающихся проектов модернизации КС, обеспечивающих увеличение мощности ГТД, особенно при повышенных температурах наружного воздуха, когда производительность КС резко снижается.

2. Обоснование технических решений в основе быстроокупающихся проектов повышения мощности ГТД компрессорных станций

Малозатратные, с минимальными сроками окупаемости, проекты модернизации ГТД ГПА, должны обеспечивать существенную экономию топливного газа, покупаемого Украиной по мировым ценам, а значит и быстрое накопление финансовых ресурсов для последующей, требующей значительных капитальных затрат, реконструкции ГПА [2 – 4]. Их следует рассматривать как первый этап реализации более общей концепции самоокупающихся проектов полномасштабной реконструкции газотранспортной системы [4]. Исходя из такой постановки проблемы технического перевооружения ГПА, технические решения, реализованные на этапах частичной модернизации КС, должны оставаться эффективными и на последующих этапах реконструкции КС, вплоть до замены физически и морально устаревших ГТД современными высокоэкономичными когенерационными и тригенерационными газотурбинными и газопаротурбинными установками (ГТУ и ГПТУ). С учетом важности проблемы реконструкции ГПА газотранспортной системы для экономики страны и масштабов такой реконструкции одним из основных критериев на этапе принятия технических решений должно быть подтверждение их эффективности мировой практикой эксплуатации с учетом особенностей эксплуатации ГТД КС – удаленности КС от населенных пунктов и отсутствия потребителей тепловой энергии.

Единственным способом демпфирования отрицательного воздействия на мощность и топливную экономичность ГТД повышенной температуры наружного воздуха на их входе является снижение той самой температуры. Наибольшее применение в ГТД получило испарительное охлаждение воздуха, при котором вода под высоким давлением впрыскивается форсунками тонкого распыла в поток наружного воздуха на входе ГТД [5]. Впрыск воды на всасывание компрессоров авиационных двигателей широко используется в летной практике для увеличения тяги двигателей с целью быстрого взлета в жаркие дни.

В зависимости от количества впрыскиваемой воды возможны два варианта испарительного охлаждения воздуха: предварительное охлаждение с испарением всей впрыскиваемой воды за счет теплоты, отводимой от наружного воздуха до его всасывания компрессором (увлажнение воздуха до состояния насыщения, т.е. относительной влажности $\phi = 100\%$) и внутреннее (при сжатии в компрессоре) испарительное охлаждение, когда избыточная, сверх

насыщения, влага доиспаряется в процессе повышения давления и соответственно температуры воздуха в компрессоре. Эффект от предварительного испарительного охлаждения состоит в снижении температуры воздуха перед компрессором до температуры по мокрому термометру (при $\phi = 100\%$). При внутреннем испарительном охлаждении воздуха с отводом от него теплоты на испарение капельной влаги процесс повышения давления и температуры воздуха при сжатии в компрессоре приближается к изотермическому, следствием чего является уменьшение удельной работы сжатия компрессора ГТД и увеличение полезной мощности ГТД.

Схема ГТД с охлаждением наружного воздуха путем впрыска в него воды представлена на рис. 1.

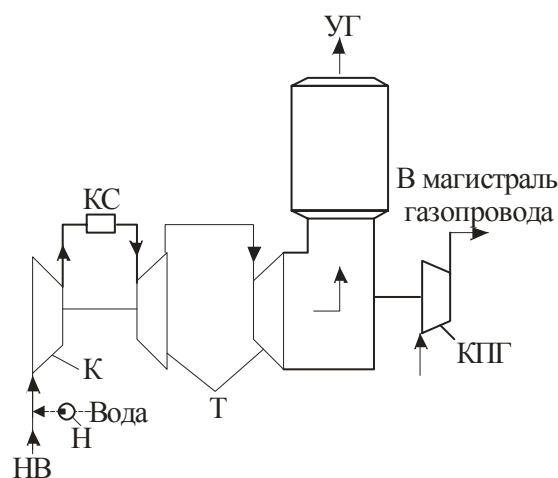


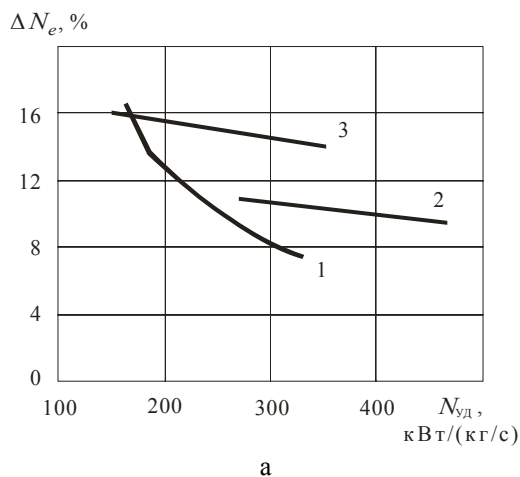
Рис. 1. Схема ГТД с впрыском воды в наружный воздух на входе компрессора:

К – компрессор воздушный; КС – камера сгорания; Т – турбина; КПГ – компрессор перекачки природного газа; Н – насос; НВ – наружный воздух; УГ – уходящие газы

На рис. 2, а приведены данные [5] по приращению мощности ΔN_e ГТД за счет предварительного испарительного охлаждения воздуха до состояния насыщения (до относительной влажности $\phi = 100\%$) в зависимости от удельной, приходящейся на единицу расхода воздуха, мощности $N_{уд}$ базовых двигателей (без впрыска воды), получаемой при параметрах ISO: $t_{нв} = 15^\circ\text{C}$ и относительной влажности $\phi = 40\%$. Удельная мощность: $N_{уд} = N_e / G_v$, где N_e – эффективная мощность ГТД, т.е. мощность на валу ГТД (за вычетом мощности на привод воздушных компрессоров ГТД), используемая для привода газоперекачивающих компрессоров; G_v – расход воздуха. При этом воду впрыскивали в количестве, необходимом для увлажнения воздуха до состояния насыщения ($\phi = 100\%$), т.е. осуществляли впрыск без избытка воды. В результате наружный воздух охлаждался от его исходных параметров: $t_{нв} = 40^\circ\text{C}$

и $\phi = 40\%$, до его температуры по мокрому термометру $t_m = 27^\circ\text{C}$ (при $\phi = 100\%$). Приращение мощности ΔN_e , %, рассчитывалось относительно ее значения при исходной температуре $t_{нв} = 40^\circ\text{C}$.

На рис. 2, б представлены приращения мощности ΔN_e ГТД за счет внутреннего (при сжатии увлажненного воздуха в компрессоре) испарительного охлаждения воздуха при впрыске воды с избытком (сверх ее количества, необходимого для увлажнения воздуха до состояния насыщения) в количестве 2% от массового расхода воздуха в зависимости от тем-



пературы газов на входе в турбину t_3 (на выходе из камеры сгорания), которая определяет эффективность термодинамического цикла ГТД.

Данные на рис. 2 получены авторами работы [5] для массива из 67 ГТД ведущих фирм-изготовителей, включающего все три категории ГТД: традиционные стационарные ГТД с температурой газов на входе в турбину $t_3 < 1200^\circ\text{C}$; усовершенствованные стационарные ГТД с температурой газов $t_3 > 1200^\circ\text{C}$; конвертированные для стационарного применения авиационные ГТД.

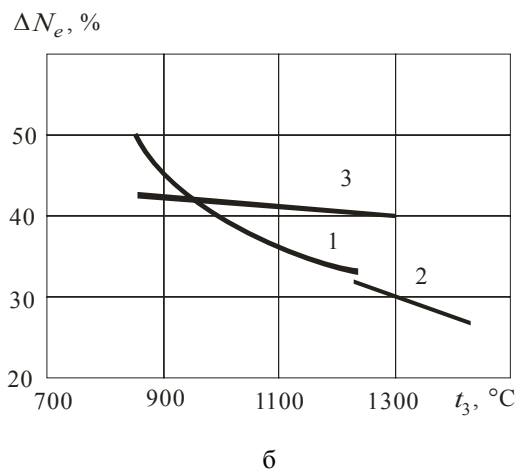


Рис. 2. Увеличение мощности ГТД ΔN_e за счет охлаждения наружного воздуха впрыском воды в зависимости от удельной мощности $N_{уд}$ базового ГТД (а) и от температуры газов на входе в турбину t_3 (б) при разных количествах впрыскиваемой воды [5]:

а — впрыск воды без избытка; б — впрыск воды с избытком в количестве 2% от массового расхода воздуха; 1 — традиционные стационарные ГТД ($t_3 < 1200^\circ\text{C}$); 2 — усовершенствованные стационарные ГТД ($t_3 > 1200^\circ\text{C}$); 3 — конвертированные авиационные ГТД

Как видно, во всем диапазоне мощностей ГТД наибольшее приращение мощности за счет испарительного охлаждения воздуха имеет место в конвертированных авиационных ГТД: $\Delta N_e = 14...16\%$ при впрыске воды без ее избытка (рис. 2, а) и $\Delta N_e = 40...42\%$ при впрыске воды с избытком в количестве 2% (рис. 2, б). Значительное повышение мощности за счет впрыска воды происходит и в традиционных стационарных ГТД: $\Delta N_e = 8...16\%$ при впрыске воды без избытка (рис. 2, а) и $\Delta N_e = 30...50\%$ при впрыске воды с избытком (рис. 2, б), что соответствует ГТД отечественных КС. Эффективность впрыска воды остается достаточно высокой и для современных усовершенствованных стационарных ГТД: $\Delta N_e \approx 10\%$ при впрыске воды без избытка (рис. 2, а) и $\Delta N_e = 27...32\%$ при впрыске воды с избытком (рис. 2, б), т.е. и после реконструкции отечественных КС с полной заменой устаревших ГТД современными высокоэкономичными ГТД.

Об экономии топлива в результате применения испарительного охлаждения наружного воздуха на входе ГТД путем впрыска воды без избытка

($\phi = 100\%$) и с избытком (сверх ее количества, необходимого для увлажнения воздуха до состояния насыщения) в количестве 2% от массового расхода воздуха можно судить по приведенным на рис. 3 данным [5] по сокращению потребления топлива ΔG_T двигателями.

Как видно, экономия топлива G_T за счет испарительного охлаждения воздуха на входе ГТД весьма существенная и составляет для конвертированных авиационных ГТД: $\Delta G_T = 9...10\%$ при впрыске воды без избытка (рис. 3, а) и $\Delta G_T = 22...28\%$ при впрыске воды с избытком в количестве 2% (рис. 3, б); в традиционных стационарных ГТД: $\Delta G_T = 7...9\%$ при впрыске воды без избытка (рис. 3, а) и $\Delta G_T = 21...26\%$ при впрыске воды с избытком (рис. 3, б); для современных усовершенствованных стационарных ГТД: $\Delta G_T \approx 5\%$ при впрыске воды без избытка (рис. 3, а) и $\Delta G_T \approx 20\%$ — с избытком (рис. 3, б).

Таким образом, реализация первого этапа модернизации ГТД КС с внедрением технологий испарительного охлаждения наружного воздуха на входе двигателей позволит сократить потребление топ-

ливного газа на 20...25 %, что при его доле около 5 % в общем объеме транспортируемого газа составит внушительную величину (около 1 млрд гривен) и

обеспечит быстрое накопление денежных средств для последующей реконструкции ГПА всей газотранспортной системы.

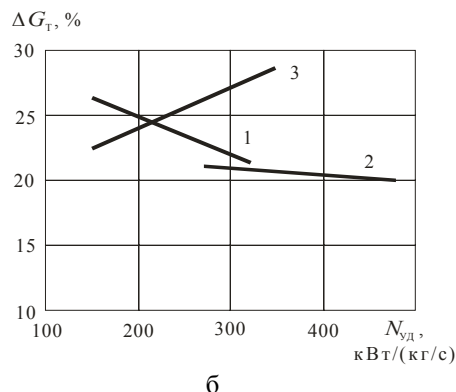
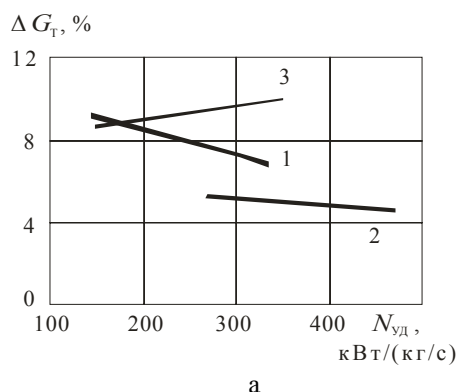


Рис. 3. Экономия потребления топлива ГТД ΔG_t за счет охлаждения наружного воздуха впрыском воды в зависимости от удельной мощности $N_{уд}$ базового ГТД при разных количествах впрыскиваемой воды [5]: а – впрыск воды без избытка; б – впрыск воды с избытком в количестве 2 % от массового расхода воздуха; 1 – традиционные стационарные ГТД; 2 – усовершенствованные стационарные ГТД; 3 – конвертированные авиационные ГТД

Внедрение таких технологий не связано с заметным усложнением действующих ГПА и сводится к установке насосов высокого давления, 120...140 бар, для подачи деминерализованной воды в систему форсунок тонкого распыла, а также дренажного коллектора для отвода неиспарившейся воды из форсуночной камеры на входе компрессора ГТД, что не требует значительных капитальных затрат и окупается в течение одного летнего сезона. При этом должна быть предусмотрена система автоматизированного управления впрыском, обеспечивающая безопасную эксплуатацию ГТД.

Такие технологии нашли широкомасштабное применение в мировой энергетике: количество ГТД, в которых они используются, исчисляется тысячами [5]. Их высокая эффективность подтверждена длительной практикой эксплуатации в разных климатических условиях.

Поскольку надежность эксплуатации ГТД повышается с уменьшением количества впрыскиваемой воды, то ее количество можно сократить вдвое в случае комбинированного применения испарительного внутреннего охлаждения воздуха на входе компрессора ГТД и предварительного поверхностного его охлаждения теплоиспользующими холодильными машинами, утилизирующими теплоту продуктов сгорания, имеющих достаточно высокую температуру [3, 4].

Следует подчеркнуть, что технологии испарительного и комбинированного охлаждения воздуха на входе двигателей будут обеспечивать значительную экономию топливного газа – примерно на 20% – и после реконструкции отечественных КС с полной

заменой устаревших ГТД современными высокоэкономичными ГТД.

Выводы

1. Дано обоснование технических решений в основе быстрокупающихся проектов модернизации КС.

2. На основании известных информационных данных показано, что технологии испарительного охлаждения наружного воздуха на входе ГТД обеспечивают экономию потребления топливного газа на 20...25 % на первом, с минимальными капитальными затратами и сроками окупаемости, этапе реализации концепции самокупающихся проектов модернизации КС и на 20 % – в процессе эксплуатации КС после их реконструкции с применением современных ГТД.

Литература

1. Bortmany J.N. Assessment of aqua-ammonia refrigeration for pre-cooling gas turbine inlet air / J.N. Bortmany // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002*. – Paper GT-2002-30657. – 12 p.
2. Билека Б.Д. Эффективность применения теплоиспользующих холодильных машин в газоперекачивающих агрегатах / Б.Д. Билека, А.Н. Радченко, Н.И. Радченко // *Матеріали І Міжнар. н.-т. конф. "Холод в енергетиці і на транспорті: сучасні проблеми кондиціювання та рефрижерації"*, ч. II ; зб. наук. праць НУК. – Миколаїв: НУК, 2008. – Вип. 3 (420). – С. 85-94.
3. Радченко А.Н. Тригенерація в газотурбинних установках газоперекачиваючих станцій /

А.Н. Радченко // *Техногенна безпека: наукові праці МДГУ ім. П. Могили.* – Миколаїв, 2008. – Т. 77, Вип. 64. – С. 11-18.

4. Радченко А.Н. Особенности реализации проектов модернизации газоперекачивающих станций в направлении энергосбережения / А.Н. Радченко, А.С. Морозова // *Матеріали I Міжнар. н.-т. конф. "Холод в енергетиці і на транспорті: сучасні про-*

блеми кондиціонування та рефрижерації", ч. II; зб. наук. праць НУК. – Миколаїв: НУК, 2008. – Вип. 3 (420). – С. 169-177.

5. Bhargava R. Parametric analysis of existing gas turbines with inlet evaporative and overspray fogging / R. Bhargava, C.B. Meher-Homji // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002.* – Paper GT-2002-30560. – 15 p.

Исследование выполнено в рамках гранта Президента Украины (Розпорядження Президента України про призначення грантів Президента України для підтримки наукових досліджень молодих учених на 2009 рік від 16.12.2008 р. № 336/2008-рп).

Поступила в редакцию 21.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Е. Лагутин, Одесская государственная академия холода, Одесса.

ШВИДКООКУПНІ ПРОЕКТИ ПІДВИЩЕННЯ ПРОДУКТИВНОСТІ ГАЗОПЕРЕКАЧУВАЛЬНИХ АГРЕГАТИВ КОМПРЕСОРНИХ СТАНЦІЙ

А.М. Радченко, Г.С. Морозова

Представлено обґрунтування технічних рішень щодо проектів модернізації газотурбінних двигунів компресорних станцій, що швидко окупуються, з використанням технологій випаровувального охолодження зовнішнього повітря на вході у газотурбінні двигуни. Показане, що впровадження таких енергозощаджувальних технологій слід розглядати у якості першого етапу реалізації концепції самоокупних проектів повної модернізації компресорних станцій. Висока ефективність технологій зберігається при експлуатації станцій й після завершення їх модернізації.

Ключові слова: компресорна станція, газотранспортна система, газотурбінний двигун, потужність, паливний газ, випаровувальне охолодження повітря.

SHORT TIME BACK RETURN PROJECTS OF INCREASING THE PRODUCTIVITY OF GAS TRANSPORTING UNITS OF COMPRESSOR STATIONS

A.N. Radchenko, A.S. Morozova

The technical decisions in the base of short time back return projects of modernization of gas turbine engines of compressor stations with application of technologies of evaporative cooling of ambient air at the inlet of gas turbine engines have been proved. It was shown that the application of such energy saving technologies should be considered as the first stage of realization of a concept of self paid projects of complete modernization of compressor stations. A high efficiency of technologies is kept during the further performance of stations after their modernization.

Key words: compressor station, gas transporting system, gas turbine engine, power, fuel gas, evaporative cooling of air.

Радченко Андрей Николаевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Морозова Анна Сергеевна – старший преподаватель кафедры информационных управляющих систем и технологий Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

УДК 621.43.056

В.Е. КОСТЮК¹, И.Ф. КРАВЧЕНКО², В.Н. ГУСЕВ², А.А. КОНОПЛЕНКО¹¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЫБРОСОВ ОКСИДОВ АЗОТА МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ, ОСНАЩЕННОЙ УСТРОЙСТВОМ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО СМЕШЕНИЯ ТОПЛИВНОГО ГАЗА С ВОЗДУХОМ

Разработана математическая модель химически реагирующего течения, включающая два кинетических механизма формирования оксидов азота. Предложенная численная модель верифицирована на задаче о диффузионном горении струи водорода в спутном потоке воздуха и идентифицирована по результатам испытаний модельной камеры сгорания, оснащенной устройством предварительного смешения. Получена подробная информация об образовании NO в пламени по термическому и «быстрому» механизмам и о влиянии смешения топлива (метана) и воздуха на выбросы оксидов азота модельной камеры сгорания. Численная модель пригодна для прогнозирования влияния качества предварительного смешения топливовоздушной смеси на выбросы оксидов азота.

Ключевые слова: камера сгорания, оксиды азота, гомогенное сжигание, качество смешения, математическое моделирование, верификация, идентификация

Введение

Большинство стационарных ГТУ работает на газообразном топливе. В настоящее время это, как правило, природный газ, состоящий в основном из метана. Перспективным является применение в ГТУ, работающих в составе энерготехнологических комплексов, синтез-газа – смеси углеводородов, монооксида углерода и водорода. В более далекой перспективе планируется использовать в качестве топлива ГТУ чистый водород. Во всех случаях при горении в результате окисления азота, содержащегося в атмосферном воздухе, образуются оксиды азота NO_x (NO, NO₂ и N₂O) – наиболее токсичные и экологически вредные соединения.

В настоящее время разработано несколько экологических технологий сжигания топливного газа, наиболее перспективной из которых считается технология сжигания бедной, заранее перемешанной гомогенной топливовоздушной смеси (ТВС) [1, 2].

Камера сгорания (КС), реализующая такую технологию представляет собой комбинацию устройства предварительного смешения топливного газа с воздухом (УПС) и зоны горения приготовленной горючей смеси. Обычно УПС конструктивно входит в состав фронтального устройства КС. Поэтому наряду с основным требованием обеспечения низких выбросов NO_x за счет рационального обеднения и гомогенизации ТВС, к нему предъявляется комплекс дополнительных требований: умеренное гидравлическое сопротивление, наличие условий

для надежного воспламенения ТВС и стабилизации ее горения за пределами устройства без возникновения термоакустических колебаний, отсутствие условий для проскока пламени внутрь устройства и стабилизации его там, самовоспламенения ТВС и др. В результате аэродинамическая и концентрационная структура потока на выходе из УПС очень специфична и существенно влияет на процессы в зоне горения: химические реакции, сложный теплообмен, диффузию, турбулентное перемешивание топливовоздушных и газовых потоков.

Очевидно, что наработка NO_x происходит в зоне горения ТВС. В.Р. Кузнецов [3] показал, что кроме химической кинетики окисления азота, выбросы NO_x определяются процессом смешения и влиянием смешения на условия протекания химических реакций. Поэтому для надежного прогнозирования выбросов NO_x необходимо подробное знание соответствующих кинетических механизмов, аэродинамической и концентрационной структуры химически реагирующего течения.

В последнее время, в связи с развитием методов вычислительной аэрогидродинамики, появилась возможность численного решения подобных задач [4 – 6]. Анализ достигнутых авторами результатов показывает, что в силу ряда теоретических и методических проблем априорное прогнозирование выбросов NO_x системами горения с приемлемой для практики точностью остается невозможным. Для обеспечения необходимой точности таких расчетов требуется тщательная верификация и идентификация

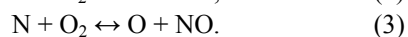
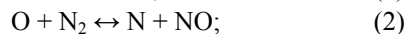
ция численных моделей по экспериментальным данным.

Цель настоящей работы состоит в разработке численной модели прогнозирования выбросов NO_x , ее верификации на тестовой задаче и идентификации по данным испытаний модельной КС, оснащенной УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс».

1. Механизмы образования NO_x

Принято полагать, что совокупность оксидов азота NO_x можно представить только одним оксидом азота NO , имея в виду, что он менее устойчив и в конечном итоге доокисляется до NO_2 .

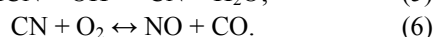
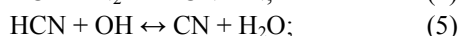
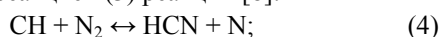
Как правило, большая часть NO при горении бедных ТВС образуется по цепному механизму Я.Б. Зельдовича [7]:



Реакции окисления топлива в воздухе при избытке последнего играют незначительную роль в образовании NO , просто нагревая смесь. Цепные реакции образования NO начинаются с высвобождения атомов кислорода в результате термической диссоциации молекул кислорода, не израсходованных при горении вследствие избытка воздуха. Появляющиеся затем атомы азота реагируют с молекулярным кислородом и образуют NO . Равновесная термическая диссоциация при температурах, характерных для КС современных ГТУ, не достигается, поэтому единственным источником атомарного азота служит реакция (2). Из-за сильной тройной связи в молекуле N_2 реакция (2) имеет очень высокую энергию активации $E_a \approx 38200$ кДж, и поэтому является достаточно быстрой только при высоких температурах $T > 1800$ К. В связи с этим данный механизм образования NO получил название «термического». Поскольку скорость реакции (2) достаточно низкая, это лимитирующая стадия процесса термического образования NO .

Таким образом, ключевым параметром процесса горения, ответственным за наработку NO_x , является коэффициент избытка воздуха α – максимальный выход оксидов азота наблюдается в ТВС около-стехиометрического состава, где температура максимальна и имеется свободный кислород. Поэтому технология сжигания топлива, которая снижает максимальные температуры (например, за счет обеднения и гомогенизации ТВС), будет снижать и выход NO .

Механизм «быстрого» образования NO включает наряду с реакцией (3) реакции [8]:



При низких температурах ($T_{\text{пл}} < 1800$ К) образование NO по термическому механизму мало по сравнению с общим количеством оксидов азота. При этом основной вклад в образование вносят «быстрые» оксиды азота. Их образование происходит в зонах, содержащих углеводородные радикалы.

2. Математическая модель химически реагирующего течения

Математическая модель химически реагирующего течения, сформирована на основе осредненных по Рейнольдсу стационарных уравнений Навье–Стокса в пренебрежении гравитацией, сжимаемостью, объемной вязкостью и термодиффузией, и включает уравнения неразрывности, сохранения количества движения, сохранения энергии и переноса химических компонентов смеси вида:

$$\nabla(\bar{x}) = 0; \quad (7)$$

$$\nabla(c\bar{x}\bar{x}) = \nabla p + \nabla \cdot \bar{\Phi}; \quad (8)$$

$$\nabla \cdot (\bar{x}(cE + p)) = -\nabla \cdot \bar{J}_q + S_h; \quad (9)$$

$$\nabla \cdot (\bar{x}cY_i) = -\nabla \cdot \bar{J}_i + R_i, \quad (10)$$

где ρ – плотность; $\bar{x}$ – скорость; p – статическое давление; $\bar{\Phi}$ – тензор давлений; E – полная энергия; $\bar{J}_q$ – плотность теплового потока; S_h – источниковый член, описывающий тепловыделение в результате химических реакций; Y_i – концентрация i -го компонента смеси; $\bar{J}_i$ – плотность диффузионного потока i -го компонента смеси; R_i – скорость образования i -го компонента в результате химических реакций.

Уравнения (7) – (10) замыкаются законами Ньютона для тензора давлений, Фурье для теплового потока, Фика для потока массы, Клайперона–Менделеева для термодинамического состояния смеси газов, уравнениями стандартной модели турбулентности k - ϵ Лаундера–Сполдинга [9] и модели турбулентного горения Магнуссена–Хертагера [10].

Система дифференциальных уравнений с частными производными (ДУЧП) (7) – (10) и модели турбулентности дополнялась соответствующими конкретной задаче граничными условиями. Для описания течения в пристеночной области использовались функции стенки. Численное интегрирование ДУЧП осуществлялось методом контрольного объема с использованием схемы аппроксимации конвективных членов «против потока» второго порядка точности.

Подмодель формирования оксидов азота представляет собой уравнение массового переноса (12), записанное для NO :

$$\nabla \cdot (\bar{x}cY_{\text{NO}}) = -\nabla \cdot (\rho D \nabla Y_{\text{NO}}) + R_{\text{NO}}, \quad (11)$$

где D – коэффициент диффузии.

Влияние времени пребывания реагентов в реакционном объеме на образование NO учтено в конвективном члене данного уравнения, записанного в Эйлеровой системе отсчета. В общем виде источниковый член R_{NO} можно записать следующим образом:

$$R_{\text{NO}} = M_{\text{NO}} \left(\frac{d[\text{NO}]_t}{dt} + \frac{d[\text{NO}]_p}{dt} \right), \quad (12)$$

где $M_{\text{NO}} = 30$ – молекулярная масса NO ; $\frac{d[\text{NO}]_t}{dt}$,

$\frac{d[\text{NO}]_p}{dt}$ – скорости образования термического и «быстрого» NO соответственно, определяемые по формулам:

$$\frac{d[\text{NO}]_t}{dt} = \frac{2[\text{O}]\{k_1k_2[\text{O}][\text{N}_2] - k_{-1}k_{-2}[\text{NO}]^2\}}{k_2[\text{O}_2]k_{-1}[\text{NO}]}; \quad (13)$$

$$\frac{d[\text{NO}]_p}{dt} = f \cdot k_p [\text{O}_2]^a [\text{N}_2] [\text{CH}_4] e^{-E_a/RT}, \quad (14)$$

где $[\text{NO}]$, $[\text{N}_2]$, $[\text{O}_2]$, $[\text{O}]$, $[\text{CH}_4]$ – концентрации соответствующих компонентов кинетической схемы; k_1 , k_2 , – константы скорости прямых реакций (1) и (2); k_{-1} , k_{-2} – константы скорости обратных реакций (1) и (2); k_p – константа скорости прямой реакции (3); f – эмпирический коэффициент.

Концентрации $[\text{N}_2]$, $[\text{O}_2]$, $[\text{CH}_4]$ брались из рассчитанных полей концентраций, а концентрация $[\text{O}]$ определялась, исходя из гипотезы о частичном термодинамическом равновесии [12]:

$$[\text{O}] = AT^{1/2}[\text{O}_2]^{1/2} e^{-E_a/RT}, \quad (15)$$

где A – эмпирический коэффициент.

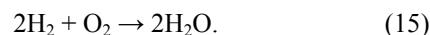
3. Верификация математической модели

Для верификации разработанной математической модели была решена задача о диффузионном горении струи водорода в спутном потоке воздуха, для которой имеются подробные экспериментальные данные [11].

Измерения производились в границах видимого пламени $L_{\text{виз}}$ (рис. 1) в точках, расположенных на оси симметрии на расстояниях от среза горелки $x/L_{\text{виз}} = 1/8, 1/4, 3/8, 1/2, 5/8, 3/4, 1$. Режим течения соответствовал числу Рейнольдса $Re = 10000$. При проведении эксперимента выполнялось около 800 замеров мгновенных значений температуры и концентрации NO в каждой точке высокоточным лазерным методом с их последующей статистической обработкой.

Численное моделирование выполнялось в двухмерной осесимметричной постановке на неравномерной расчетной сетке, включавшей 12310 прямоугольных ячеек. Полагалось, что горение водоро-

да в воздухе описывается одноступенчатой необратимой суммарной химической реакцией



Было выполнено три расчета: исходный – без учета диссоциации H_2O и коррекции концентрации атомарного кислорода ($A = 36,64$), с коррекцией теплоемкостей для учета диссоциации, но без коррекции концентрации атомарного кислорода ($A = 36,64$) и, наконец, с коррекцией теплоемкостей и концентрации атомарного кислорода ($A = 11$).

Результаты исходного расчета показаны на рис. 2 – 6. Сравнение с фотографией пламени (рис. 1) показывает, что численная модель хорошо описывает форму факела (рис. 2) и правдоподобно предсказывает распределение концентрации топлива (рис. 3), окислителя (рис. 4) и оксидов азота, образующихся по термическому механизму (рис. 5). В частности, максимум скорости образования оксидов азота приходится на зону, находящуюся несколько ниже по течению от зоны максимальных температур (рис. 6). Это обусловлено тем, что для образования оксидов азота кроме высокой температуры необходим также свободный кислород. Последний практически отсутствует в зоне максимальной температуры, занятой продуктами сгорания. Однако ниже по течению кислород переносится к приосевой области из периферии вследствие турбулентной диффузии.

Результаты расчетов в контрольных точках в сравнении с мгновенными и осредненными по ансамблю экспериментальными данными показаны на рис. 7. Из рисунков видно, что все модели завышают максимальную температуру газа (от 0,5 до 30%) и особенно максимальную концентрацию NO (от 20 % до нескольких раз). Лучшие результаты получены с коррекцией теплоемкостей и концентрации атомарного кислорода.

4. Расчет выбросов NO_x модельной КС

Целью расчетного исследования было получение подробной информации об образовании NO в пламени по термическому и «быстрому» механизмам и о влиянии качества смешения топлива (метана) и воздуха на выбросы оксидов азота модельной КС, оснащенной УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс» (рис. 8).

Численное моделирование выполнялось в двухмерной осесимметричной постановке на неравномерной расчетной сетке, включавшей 34847 четырехугольных элементов. Полагалось, что горение метана в воздухе описывается одноступенчатой необратимой суммарной химической реакцией

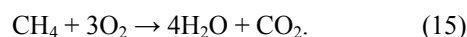




Рис. 1. Фотография пламени

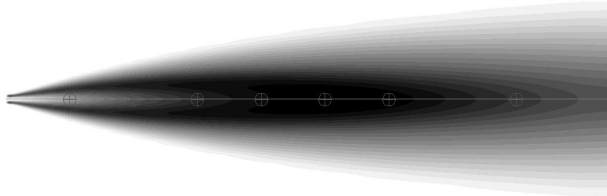


Рис. 2. Температура газа: минимальная – 294 К (белый), максимальная – 2480 К (черный)



Рис. 3. Массовая доля H_2 : минимальная – 0 (белый), максимальная – 1,0 (черный)

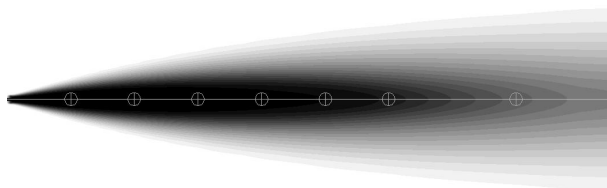


Рис. 4. Массовая доля O_2 : минимальная – 0 (черный), максимальная – 0,232 (белый)

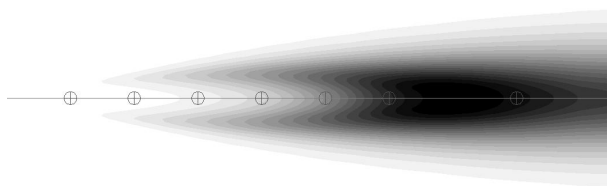


Рис. 5. Массовая доля NO: минимальная – 0 (белый), максимальная – $1,59 \cdot 10^{-3}$ (черный)



Рис. 6. Скорость образования NO: минимальная – 0 (белый), максимальная – $1,16 \text{ кмоль}/(\text{м}^3 \cdot \text{с})$ (черный)

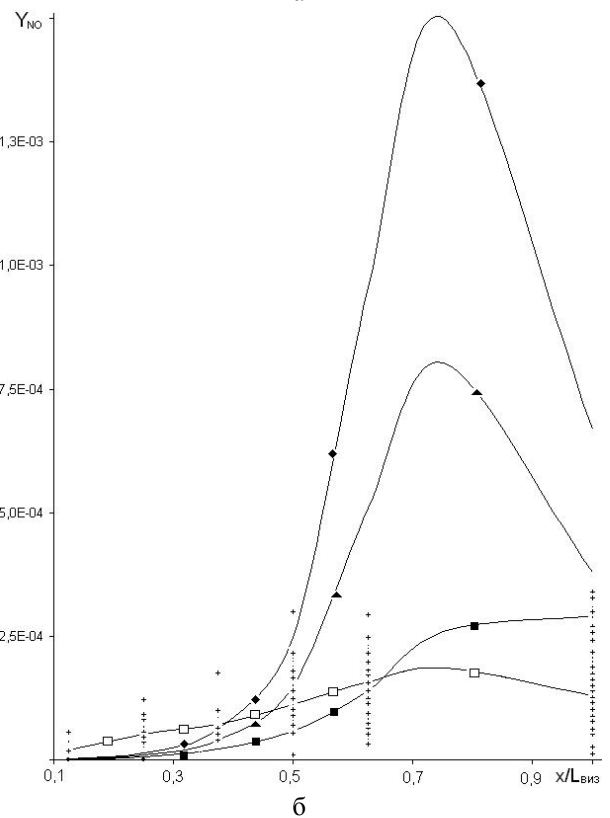
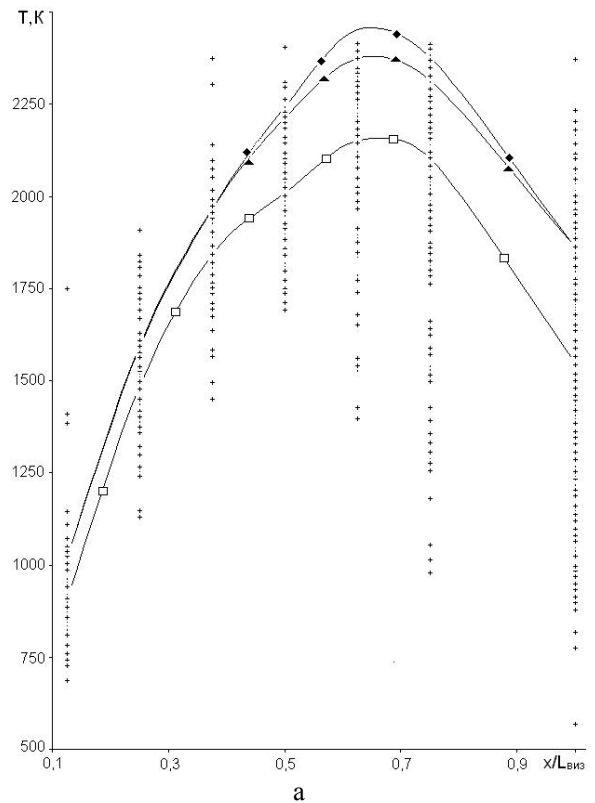


Рис. 7. Температура газа (а) и массовая доля NO (б) в контрольных точках, расположенных на оси симметрии на различных расстояниях от среза горелки: ♦ – исходный расчет; ▲ – расчет с коррекцией теплоемкостей; ■ – расчет с коррекцией теплоемкостей и концентрации атомарного кислорода; +, □ – эксперимент [11]

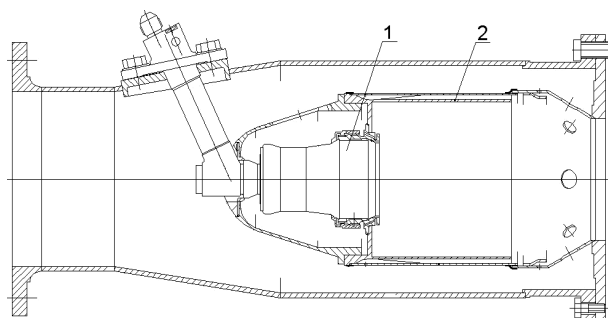


Рис. 8. Модельная КС на испытательном стенде:
1 – УПС; 2 – жаровая труба

Были выполнены шесть расчетов (табл. 1) для пяти различных режимов с гомогенным сжиганием топлива, различавшихся коэффициентами избытка воздуха по основному α_2 и дежурному α_1 контурам и долей топлива g_{T1} , подаваемого в дежурный контур, а также для одного режима «1а» с чисто диффузионным сжиганием топлива (в качестве предельной оценки влияния минимального качества смешения).

Результаты расчетов для режимов «1» и «1а» представлены на рис. 9 и 10. Сравнение показывает, что максимальные температура пламени и концентрация оксидов азота при чисто диффузионном сжигании топлива значительно выше, чем при гомогенном.

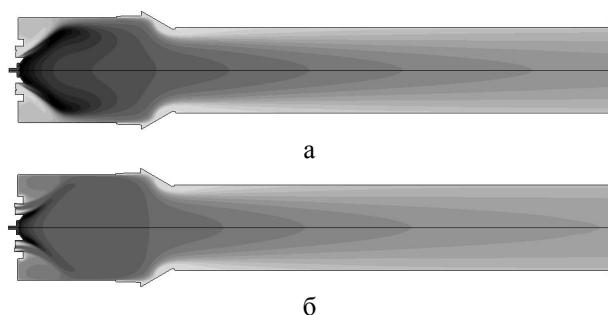


Рис. 9. Температура газа при диффузионном (а) и гомогенном (б) сжигании метана в модельной КС: минимальная – 393 К (белый), максимальная – 2520 К (черный)

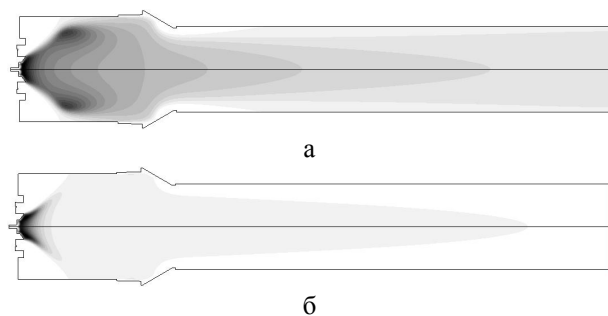


Рис. 10. Массовая доля термических NO при диффузионном (а) и гомогенном (б) сжигании метана в модельной КС: минимальная – 0 (белый), максимальная – $4,7 \cdot 10^{-3}$ (черный)

Таблица 1

Режимные параметры

№ режима	α_1	α_2	g_{T1}
1	0,26	2,22	0,0777
1а	0,26	2,22	0,0777
2	0,43	1,65	0,0352
3	0,60	2,11	0,0329
4	0,19	1,66	0,0767
5	0,24	2,17	0,0799

Расчеты подтвердили известный факт, что обеднение и гомогенизация ТВС в КС ГТД приводит к сокращению выбросов NO. При $A = 77$ численные результаты хорошо согласуются с данными измерений: относительное завышение расчетом температуры газа на выходе из измерительного участка составило 1,5 – 4,3 %, концентрации NO – от 13 до 22 %. Расчетные оценки концентрации «быстрого» NO на всех режимах пренебрежимо малы по сравнению с термическим, поэтому для модельной КС КС, оснащенной УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс», ею можно пренебречь.

Заключение

Разработана математическая модель химически реагирующего течения, включающая два кинетических механизма формирования оксидов азота. Модель успешно верифицирована на задаче о диффузионном горении струи водорода в спутном потоке воздуха и идентифицирована по результатам испытаний модельной КС, оснащенной УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс». Расчеты подтвердили известный факт, что обеднение и гомогенизация ТВС в КС ГТД приводит к сокращению выбросов NO, и показали, что концентрации «быстрого» NO пренебрежимо малы по сравнению с термическим. Численная модель пригодна для прогнозирования влияния качества предварительного смешения ТВС на выбросы оксидов азота.

Литература

1. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ / А.М. Постников; под ред. Е.А. Гриценко. – Самара: Самарский научный центр РАН, 2002. – 286 с.
2. Проблема и пути создания малотоксичных камер сгорания для перспективных стационарных ГТУ / А.Г. Тумановский, М.Н. Гутник, В.Д. Васильев, Л.В. Булысова, М.М. Гутник // Теплоэнергетика. – 2006. – № 7 – С. 22-29.
3. Кузнецов В.Р. Образование окислов азота в камерах сгорания ГТД / В.Р. Кузнецов // Тр. ЦИАМ. – М.: ЦИАМ, 1983. – № 1086. – С. 8-18.
4. Сербин С.И. Исследование механизмов образования оксидов азота в камере сгорания газотур-

бинной установки «Водолей» / С.И. Сербин, А.Б. Мос-
типаненко // *Авиационно-космическая техника и
технология*. – 2006. – №7 (33). – С. 93-97.

5. Кобзарь С.Г. Аprobация упрощенной модели
расчета горения и формирования оксидов азота при
сжигании жидкого топлива / С.Г. Кобзарь, А.А. Хала-
тов // *Пром. теплотехника*. – 2006. – Т. 28, № 3. –
С. 62-69.

6. Study on NO_x Formation in CH₄ / B. Jiang,
H. Liang, G. Huang, X. Li // *Air Jet Combustion. Chi-
nese J. Eng.* – 2006. – Vol. 14, № 6. – P. 723-728.

7. Зельдович Я.Б. Окисление азота при горении /
Я.Б. Зельдович, П.А. Солодовников, Д.А. Франк-
Каменецкий. – М.: АН СССР, 1947. – 27 с.

8. Fenimore C.P. Formation of Nitric Oxide in
Premixed Hydrocarbon Flames / C.P. Fenimore //
*Proc. 13th Symp. (Int.) Combustion: The Combustion
Institute*. – Pittsburg, 1971. – P. 373-376.

9. Launder B.E. The Numerical Computation of

Turbulent Flows / B.E. Launder, D.B. Spalding // *Com-
puter Methods in Applied Mechanics and Engineer-
ing*. – 1974. – P. 10-17.

10. Magnussen B.F. On mathematical models of
turbulent combustion with special emphasis on soot
formation and combustion / B.F. Magnussen, B.H. Hjer-
tager // *Proc. 16th Int. Symp. on Combustion*. – 1976. –
P. 747-775.

11. Barlow R.S. Simultaneous measurements of
Major Species, OH and NO in Nonpremixed H₂ and
H₂/He Jet Flames / R.S. Barlow, C.D. Carter // *Sandia
Report. Proceedings of the International Workshop on
Measurement and Computation of Turbulent Nonpre-
mixed Flames*. – 2003. – P. 21-23.

12. Варнатц Ю. Горение. Физические и химиче-
ские аспекты, моделирование, эксперименты, обра-
зование загрязняющих веществ / Ю. Варнатц,
У. Маас, Р. Диббл; под ред. П.А. Власова. –
М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 352 с.

Поступила в редакцию 30.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический уни-
верситет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПРОГНОЗУВАННЯ ВИКИДІВ ОКСИДІВ АЗОТУ МОДЕЛЬНОЇ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ, ЩО ОСНАЩЕНА ПРИСТРОЄМ ПОПЕРЕДНЬОГО ЗМІШУВАННЯ ПАЛИВНОГО ГАЗУ З ПОВІТРЯМ

В.Є. Костюк, І.Ф. Кравченко, В.М. Гусєв, А.А. Конопленко

Розроблено математичну модель хімічно реагуючої течії, що містить два кінетичних механізми форму-
вання оксидів азоту. Запропонована числова модель верифікована на задачі про дифузійне горіння струменю
водню в супутньому струмені повітря та ідентифікована за результатами випробувань модельної камери
згоряння, що оснащена пристроєм попереднього змішування. Отримано детальну інформацію про утворення
NO в полум'ї за термічним і «швидким» механізмами та про вплив змішування палива (метану) з повітрям
на викиди оксидів азоту модельною камерою згоряння. Числова модель придатна для прогнозування впливу
якості попереднього змішування паливноповітряної суміші на викиди оксидів азоту.

Ключові слова: камера згоряння, оксиди азоту, гомогенне спалювання, якість змішування, математич-
не моделювання, верифікація, ідентифікація.

EXPERIMENT-CALCULATED RESEARCH OF THE FUEL/AIR PREMIXER FOR LOW-EMISSION GAS TURBINE COMBUSTORS

V.Ye. Kostyuk, I.F. Kravchenko, V.N. Gusev, A.A. Konoplenko

Methodology of the experiment-calculated research of the fuel/air premixer for low-emission gas turbine com-
bustors by mixing performance and flow resistance criteria is developed using CFD methods. Proposed numerical
model of the flow and mass transfer is verified on the problems, which objects possess physical community with the
research object. Premixer experimental research methodology is described. Developed methodology has shown its
efficiency. It is reasonable to use it during designing and refinement cycle of the similar products.

Key words: gas turbine, nitride oxide, premixer, mixing performance, flow resistance, mathematical simula-
tion, experiment.

Костюк Владимир Евгеньевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный со-
трудник, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина,
e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, первый заместитель руководителя предприятия –
главный конструктор, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: i.kravchenko@ivchenko-
progress.com.

Гусев Владимир Николаевич – начальник отдела, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина,
e-mail: 03503@ivchenko-progress.com.

Конопленко Анатолий Александрович – аспирант, Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

УДК 621.438:

А.И. ТАРАСЕНКО

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В МАЛООБОРОТНОМ ДИЗЕЛЕ С РЕГУЛЯТОРОМ НА ОСНОВЕ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ЭВМ

Рассматривается малооборотный дизель с регулятором на основе управляющей ЭВМ. Рассмотрены алгоритмы для пропорционального регулирования и пропорционально-интегрального. Проанализировано влияние запаздывания на качество переходных процессов. Определены предельно допустимые времена запаздывания и интегрирования. Дано удобное для реализации на ЭВМ представление пропорционального и пропорционально-интегрального алгоритмов. Рассмотрено также влияние «дискректности» дизеля на качество переходных процессов. Сделан вывод о границах допустимости представления дизеля, как машины непрерывного действия.

Ключевые слова: дизель, регулятор, пропорционально-интегральный, пропорциональный алгоритм, управляющая ЭВМ.

Введение

Рассматривается малооборотный дизель, имеющий регулятор на базе управляющей ЭВМ. Минимальная комплектация регулятора: управляющая ЭВМ, исполнительный механизм и датчик скорости.

Исполнительный механизм, приводит в движение отсечной вал топливных насосов. Положение отсечного вала отождествляется с крутящим моментом на валу дизеля.

1. Формулирование проблемы

Требуется получить дифференциальное уравнение движения дизеля с учетом применяемых алгоритмов регулирования.

Решая и анализируя полученные уравнения, необходимо сформулировать требования к системе управления.

1.1 Общие соображения

Уравнение движения дизеля может быть записано в следующем виде [1,2].

$$\dot{n}T_D = \mu_D - \mu_C, \quad (1)$$

где $n = \omega/\omega_n$ – нормированная скорость вращения;

$$T_D = J \frac{\omega_n}{M_{\text{мдм}}} - \text{постоянная времени дизеля};$$

ω_n – номинальная угловая скорость вращения дизеля;

$$\mu_D = \frac{M_D}{M_{\text{мдм}}} - \text{нормированный момент дизеля};$$

$$\mu_C = \frac{M_C}{M_{\text{мдм}}} - \text{нормированный момент сопротивления (нагрузка);}$$

$M_{\text{мдм}}$ – момент, соответствующий режиму

максимальной длительной мощности.

Рассмотрим пропорциональный алгоритм регулирования [1, 2]

$$\mu_D = \begin{cases} 1 & \text{при } n \leq n_z - \Delta; \\ \frac{n_z - n}{\Delta} & \text{при } n_z - \Delta > n > n_z; \\ 0 & \text{при } n > n_z, \end{cases}$$

где n_z – заданная нормированная скорость вращения.

Следует подчеркнуть, что в алгоритмах регулирования оперировать надлежит с крутящим моментом на валу дизеля. Именно крутящий момент подставляется в выражение (1). Другое дело, что часто крутящий момент отождествляют с топливоподачей. При применении управляющей ЭВМ необходимо выполнить расчеты и сформировать положение отсечного вала так, чтобы, момент на валу дизеля отвечал требованиям алгоритма.

Для дальнейшего анализа полагаем, что

$$\mu_D = h,$$

где h – нормированное положение отсечного вала.

Для пропорционального алгоритма уравнение (1) преобразуется к следующему виду

$$\dot{n}T_D + \frac{n}{\Delta} = \frac{n_z}{\Delta} - \mu_C.$$

Это уравнение можно привести к стандартному виду

$$\dot{n} + \frac{n}{\Delta T_D} = \frac{n_z}{\Delta T_D} - \frac{\mu_C}{T_D}. \quad (2)$$

Решение этого уравнения известно [3] и имеет следующий вид

$$n = (n_z - \mu_C \Delta) \left(1 - e^{-\frac{\tau}{\Delta T_D}}\right),$$

где τ – текущее время.

Видно, что при идеальном пропорциональном регуляторе (рассмотренный регулятор идеален) переходный процесс – апериодическая функция и такой регулятор не должен вызывать никаких проблем.

Для электронных регуляторов характерно наличие запаздывания, т.е. от момента начала замера скорости вращения и до отработки исполнительным механизмом сгенерированного регулятором задания проходит некоторое время. Тогда уравнение (2) можно представить в следующем виде

$$\dot{n} + \frac{n_p}{\Delta T_D} = \frac{n_z}{\Delta T_D} - \frac{\mu_C}{T_D}. \quad (3)$$

В этом уравнении присутствуют две скорости вращения. Одна скорость вращения (точнее ускорение) – это скорость вращения вала дизеля. Другая скорость – n_p – это скорость, которую измерил регулятор. Для этой скорости можно записать

$$n_p = n - \dot{n} \tau_z, \quad (4)$$

где τ_z – время запаздывания.

Уравнение (4) получено путем разложения истинной скорости вращения в ряд Тейлора.

Скорость регулятора не та, что есть на самом деле, а та, которая была некоторое время назад (время запаздывания). Подставив выражение (4) в (3) получим

$$\dot{n} \left(1 - \frac{\tau_z}{\Delta T_D}\right) + \frac{n}{\Delta T_D} = \frac{n_z}{\Delta T_D} - \frac{\mu_C}{T_D}. \quad (5)$$

Очевидно, что коэффициент при старшей производной в выражении (5) должен быть больше нуля. Тогда

$$\tau_z < \Delta \cdot T_D. \quad (6)$$

Для дизелей постоянная времени $T_D = 4$ с. Если наклон внешней характеристики дизеля с регулятором 5 %, т.е. $\Delta = 0,05$, то из (6) следует, что

$$\tau_z < 0,2 \text{ с.}$$

Для работы регулятора требуется запас параметров, поэтому время запаздывания желательно выбрать

$$\tau_z = 0,1 \text{ с.}$$

Это вполне достижимая величина при использовании современных средств.

Уравнение (3) легко решить на ЭВМ численным методом, например Рунге-Кутты или Хемминга. Автор отдал предпочтение методу Хемминга.

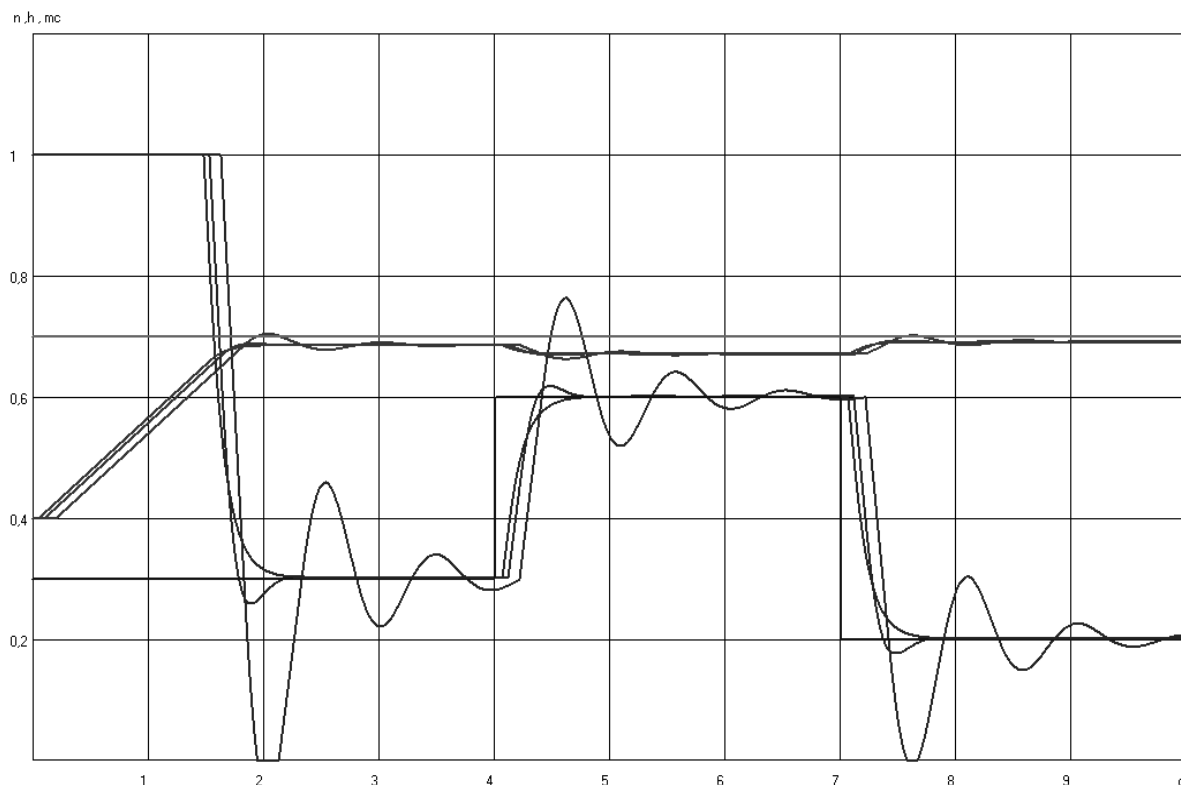


Рис. 1. Переходные процессы при пропорциональном регулировании с запаздыванием 50, 100 и 200 мс

На рис. 1 показаны переходные процессы при пропорциональном регулировании с запаздыванием 50, 100 и 200 мс. Видно, что при запаздывании 200 мс (0,2 с), переходный процесс неудовлетворительный. Следует учитывать, что в реальном регуляторе и дизеле переходный процесс будет хуже.

Пропорциональные регуляторы не всегда устраивают эксплуатационников, которые часто требуют астатических пропорционально-интегральных регуляторов.

При пропорционально-интегральном регулировании заданную для регулятора скорость определяют с помощью следующего выражения

$$n_{zI} = n_z + \frac{1}{T_I} \int_0^{\tau} (n_z - n) d\tau,$$

где T_I – постоянная интегрирования.

Найденная n_{zI} используется в качестве заданной скорости в описанном выше пропорциональном алгоритме регулирования вместо n_z .

Если интеграл обозначить через I_{nt} , то

$$n_{zI} = n_z + I_{nt},$$

при этом должны выполняться соотношения

$$I_{nt} \leq \Delta \quad \text{и} \quad I_{nt} \geq 0.$$

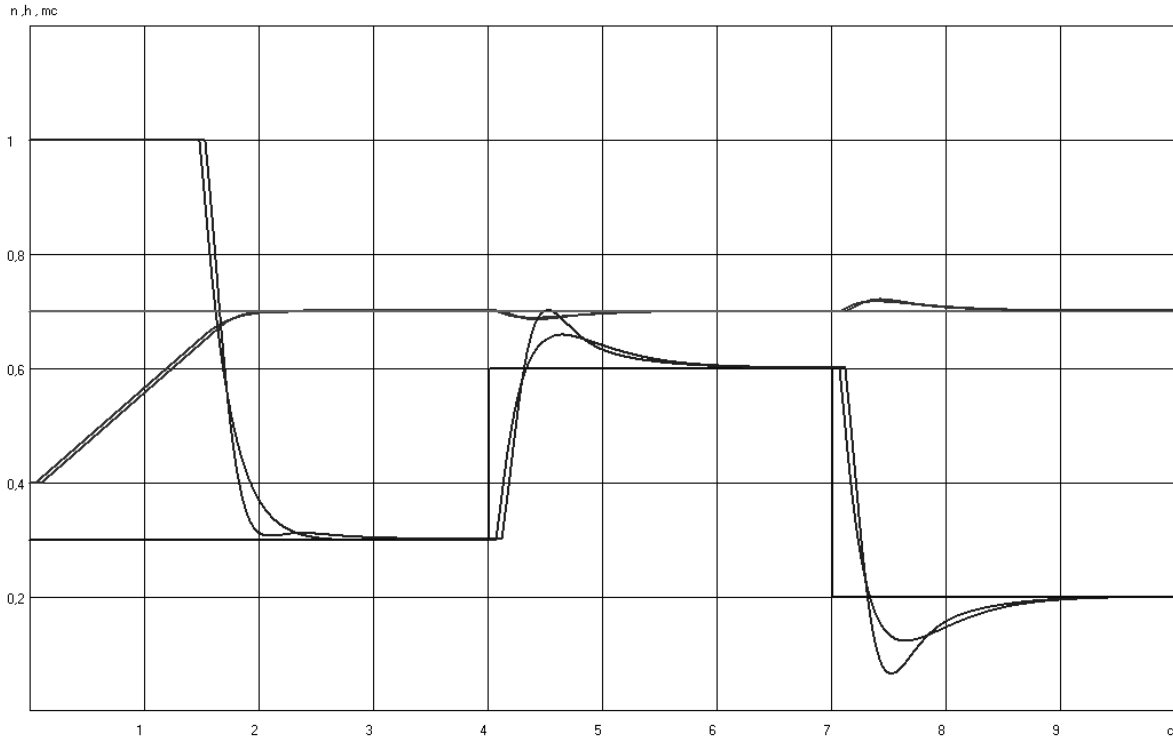


Рис. 2. Переходные процессы при пропорционально-интегральном регулировании с запаздыванием 50, 100 мс

На рис. 2 представлены переходные процессы при запаздывании 0,05 и 0,1 с. Переходный процесс при запаздывании 0,2 с неудовлетворительный и не представлен, чтобы не затемнять рисунок.

Используя пропорционально-интегральный алгоритм с помощью выражения (1) получим

$$\ddot{n} + \frac{\dot{n}_p}{\Delta T_D} + \frac{n_p}{\Delta T_D T_I} = \frac{n_z}{\Delta T_D T_I} - \frac{\dot{\mu}_C}{T_D}$$

или

$$\ddot{n} + 2\beta_0 \dot{n} + p_0^2 n = p_0^2 n_z - \frac{\dot{\mu}_C}{T_D}. \quad (7)$$

Индексы ноль означают, что запаздывание не учтено.

Уравнение движения с запаздыванием имеет

вид

$$\begin{aligned} \ddot{n} \left(1 - \frac{\tau_z}{\Delta T_D} \right) + \dot{n} \left(\frac{1}{\Delta T_D} - \frac{\tau_z}{\Delta T_D T_I} \right) + \frac{n}{\Delta T_D T_I} = \\ = \frac{n_z}{\Delta T_D T_I} - \frac{\dot{\mu}_C}{T_D}. \end{aligned}$$

Коэффициенты при производных должны быть больше нуля, тогда кроме выражения (6) можно записать

$$T_I > \tau_z. \quad (8)$$

Если уравнение движения рассмотреть в виде аналогичном (7), то справедливы следующие выражения:

$$p^2 = \frac{1}{T_I} \frac{1}{\Delta T_D - \tau_z} - \text{собственная частота,}$$

$$2\beta = \frac{1}{T_I} \frac{T_I - \tau_z}{\Delta T_D - \tau_z} - \text{коэффициент демпфирования.}$$

Проанализировать влияние запаздывания на эти величины удобно с помощью выражений:

$$\frac{\beta}{\beta_0} = \frac{1 - \frac{\tau_z}{T_I}}{1 - \frac{\tau_z}{\Delta T_D}}; \quad \frac{p^2}{p_0^2} = \frac{1}{1 - \frac{\tau_z}{\Delta T_D}}.$$

Заключение

Первое, что бросается в глаза при просмотре графиков рис. 1 и 2. – это очень хорошее качество переходных процессов. Таких хороших переходных процессов не бывает.

Если регулятор с запаздыванием 0,1 с получить можно, то качественный и быстрый замер скорости вращения вряд ли возможен. Дело в том, что скорость вращения колеблется между вспышками. Поэтому для получения качественного замера нужно время большее или равное времени вспышки, т.е. для малооборотного дизеля это время больше 0,07 с на номинальном режиме.

Если учитывать дискретную природу дизеля, то необходимо рассмотреть его собственное запаздывание. Действительно изменение подачи топлива в конкретный цилиндр не повлияет на рабочие процессы в остальных цилиндрах. Чтобы малооборотный дизель перешел на новый режим, нужен полный оборот, а это половина секунды. Все это делает некорректным представление дизеля, как непрерывного устройства на скоростях вращения ниже трехсот оборотов в минуту

Литература

1. Крутов В.И. Автоматическое регулирование двигателей внутреннего сгорания / В.И. Крутов. – М.: Машиностроение, 1968. – 535 с.
2. Тарасенко А.И. Алгоритм для стандартного электронного регулятора теплового двигателя / А.И. Тарасенко // 36. наук. праць УДМТУ. – Миколаїв: УДМТУ, 1999. – № 5 (365). – С. 12-18.
3. Мак-Кракен Д. Численные методы и программирование на Фортране / Д. Мак-Кракен, У. Дорн. – М.: Мир, 1977. – 420 с.

Поступила в редакцию 27.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Р. Ткач, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

ПЕРЕХІДНІ ПРОЦЕСИ В МАЛООБЕРТОВОМУ ДИЗЕЛІ З РЕГУЛЯТОРОМ НА БАЗІ КЕРУЮЧОЇ ЕОМ

О.І. Тарасенко

Розглядається малооборотний дизель з регулятором на базі керуючої ЕОМ. Розглянуто алгоритми для пропорційного та пропорційно-інтегрального регулювання. Проаналізовано вплив запізнювання на якість перехідних процесів. Визначено максимально допустимий час запізнювання та мінімальна стала часу інтегрування. Наведено зручну для реалізації на ЕОМ форму пропорційного та пропорційно-інтегрального алгоритмів регулювання. Розглянуто також вплив «дискретності» дизеля на якість перехідних процесів. Зроблено висновок про допустимі межі використання безперервної моделі дизеля для аналізу перехідних процесів.

Ключові слова: дизель, регулятор, пропорційно-інтегральний, пропорційний алгоритм, керуюча ЕОМ.

TRANSFORMER PROCESS IN LITTLE REVERSED DIESEL ENGINE WITH THE REGULATOR BASED ON CONTROLLING COMPUTER

A.I. Tarasenko

We view a little reversed diesel engine with the regulator based on controlling computer. Algorithm for proportional regulation and proportionally-integral one are rate. Influence of lag on quality transitional process are analyzed. Maximum possible time of lag and integration are determined. Comfortable for realization on computer presentation of proportional and proportionally-integral algorithms is given.

Key words: diesel engine, governor, proportionally-integral, algorithm for proportional, controlling computer.

Тарасенко Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры механики и конструирования машин Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: tai777@ukrpost.net.

УДК 621.81.629.7.015

А.Н. ПЕТУХОВ*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Россия*

РОЛЬ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ В ФОРМИРОВАНИИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ И РЕСУРСА ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД И ЭУ

Показано, что преобладание разрушений деталей от многоциклового усталости (МнЦУ) на всех этапах «жизненного цикла» ГТД связано как с многообразием факторов (конструктивных, технологических, эксплуатационных и др.), влияющих на сопротивление усталости, так и со сложностью прогнозирования опасных амплитуд переменных напряжений. Большинство применяемых в ГТД и ЭУ конструктивных материалов склонно к высокой чувствительности к геометрическим концентраторам напряжений и к свойствам поверхностного слоя, характеризуемым как технологическая наследственность (ТН). ТН – результат силовых, деформационных и термических воздействий на поверхностный слой детали, вносимых технологическими процессами и отдельными операциями, что, в конечном счете, формирует несущую способность материала детали. Выбор оптимальных конструктивных и технологических мероприятий, позволяющих повысить надежность конкретной детали, всегда является результатом анализа и компромисса между особенностями различных видов нагружения, оценкой вероятности возможных типов разрушений, тяжестью их последствий, техническим и экономическим обоснованием назначенного ресурса.

Ключевые слова: многоцикловая усталость (МнЦУ), технологическая наследственность, свойства поверхностного слоя.

Введение

Создание энергетических установок (ЭУ) и ГТД, связано с высокой их трудоемкостью и стоимостью. Поэтому повышение их экономической эффективности существенным образом зависит от величины ресурса и надежности. Выбор основных параметров установок (температуры газа перед турбиной, продолжительность форсированных режимов и др.) непосредственно влияет на величину ресурса и показатели надежности, а у ГТД – на относительную и абсолютную массу двигателя.

В процессе ресурсного проектирования стремятся к оптимизации параметров двигателя в соответствии с полным назначенным ресурсом и заданной надежностью. При этом выполняется расчет на прочность на полный назначенный ресурс, в процессе которого определяется расчетная долговечность основных деталей ГТД по критериям длительной прочности, малоциклового усталости (МЦУ) и в некоторой степени – многоциклового усталости (МнЦУ).

Роль конструктивных факторов

Значительную сложность при прогнозировании долговечности представляет точность определения температурного поля на стационарных и на переходных режимах работы ГТД, а для прогнозирования

долговечности МЦУ необходим расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) в зонах концентрации напряжений, что требует решения пространственных задач с учетом пластичности.

Предельное состояние материала детали – исчерпание прочности или разрушение – является сложным процессом, зависящим от исходных свойств материала, конструктивных и технологических факторов, условий нагружения, влияющих на конструкционную прочность и т.д. Вместе с тем основные факторы, определяющие долговечность деталей (силовые, циклические, температурные, технологические), с высокой достоверностью определяются на этапе проектирования. Кроме того, в процессе доводки они уточняются по результатам стендовых, лабораторных и эксплуатационных испытаний двигателя в целом и его узлов. Разрушения, связанные с длительной прочностью и МЦУ, являются следствием неучтенных отклонений условий эксплуатации или отступлений в технологическом процессе изготовления деталей или узлов.

В то же время преобладание разрушений деталей от МнЦУ на всех этапах «жизненного цикла» ГТД связано как с многообразием факторов (конструктивных, технологических, эксплуатационных и др.), влияющих на сопротивление усталости, так и со сложностью прогнозирования опасных амплитуд переменных напряжений. Прогнозирование последних осложняется, в первую очередь, трудностями

определения источников и интенсивности возбуждения случайных колебаний, вызванных неравномерностью течения воздушного или газового потоков, вызывающих срывные колебания, автоколебания, флаттер и т.п.

Учет роли технологической наследственности

Особенность большинства применяемых в ГТД и ЭУ конструкционных материалов (теплостойких нержавеющей сталей, жаропрочных титановых и никелевых сплавов) заключается в том, что для них характерны высокая чувствительность как к геометрическим концентраторам напряжений, так и к параметрам поверхностного слоя:

- R_a , $h_{нб}$, $\sigma_{ост}$ и т.д.; структурной неоднородности (общей структуры и локальной); текстуре; размеру зерна и др.;
- к эксплуатационным факторам (деградация материала от силового и теплового воздействия и окружающей среды;
- проявлению отрицательной технологической наследственности).

Под технологической наследственностью понимается влияние повреждений, вносимых технологическими процессами и отдельными операциями на несущую способность детали. Так как чаще всего несущая способность детали при действии на нее переменных напряжений определяется сопротивлением усталости и, в значительной мере, свойствами поверхностного слоя, то обычно понятие технологической наследственности сужается до характеристик состояния поверхностного слоя. Это связано и с тем, что свойства поверхностного слоя детали в результате процессов ее формообразования, может очень существенно отличаться от сердцевины не только по механическим и физическим свойствам, но и по структурному и даже химическому составу [1, 4].

В общем случае технологическую наследственность принято определять геометрическими (R_a , R_z , R_{max} , S_m , S , R_{ck} , d_n), физическими (D , ρ , c , a , γ , W , $a_{бл}$), деформационными (ϵ , h , $N_{нб}$, $\sigma_{ост}$), химическими и структурными параметрами, сформировавшимися после основных технологических процессов или окончательных операций в слое или в объеме детали.

Химические параметры характеризуются составом фаз и химических элементов в объеме сплава (объемной долей, размером и формой, распределением по объему), концентрацией в фазе, микрообъеме и т.д.

Результаты технологической наследственности [1 – 4] проявляются в структурном состоянии материала при термопластической обработке (особенно у титановых сплавов) и при термической обработке

сталей и никелевых сплавов:

- при горячем (холодном) деформировании в текстуре сплава, а при литье размере зерен или кристаллической ориентации;

- при образовании технологических остаточных напряжений при штамповке, прокатке, литье, механической обработке, нанесении покрытий, химическом травлении, сборке и т.д., которые формируют характеристики прочности и эксплуатационные свойства конструкционных материалов, что, в конечном счете, и определяет несущую способность деталей.

Отсюда вытекает представление об операциях «повышенного риска» [1], возможных на разных этапах технологического цикла производства деталей. Поэтому важно выявить основные признаки «опасной» технологической наследственности и контролировать в процессе изготовления соблюдение технических условий на параметры:

- структурной и фазовой однородности;
- размера зерен или кристаллографической ориентации;
- характеристик прочности, пластичности (σ_B , σ_T , $\sigma_{дл}$, σ_{-1} , σ_N , HB; δ ; ψ и т.д.);
- химического состава;
- шероховатости поверхности;
- степени и глубины наклепа, величины остаточных напряжений и т.д.

Поверхностный слой детали является носителем технологической наследственности, где проявляются все параметры слоя одновременно, так как многие из них взаимосвязаны и не могут существовать раздельно, например, деформационные и физические и т.п.

Следствием отклонений параметров слоя от технических условий являются уменьшение долговечности деталей, проявляющееся в виде растрескивания поверхности, в снижении коррозионной стойкости материала, длительной прочности, циклической долговечности, сопротивления усталости, жаропрочности, ведущие к преждевременному разрушению детали.

Большинство технологических методов формообразования деталей сопровождается пластической деформацией и тепловым воздействием на поверхностный слой, вследствие чего возникают структурные изменения в материале, а в кристаллической решетке металла резко возрастает плотность дислокаций, вакансий и других дефектов; происходит полигонизация и двойникование зерен, дробление их на фрагменты и блоки, которые у поверхности измельчаются.

При механической обработке деталей (особенно из жаропрочных сплавов и теплопрочных корро-

зионно-стойких сталей) в поверхностном слое на глубине до 200 мкм проходят сложные механохимические и физикохимические процессы, изменяющие в нем механические свойства, химический и фазовый состав, влияющие на несущую способность деталей.

С деформационной точки зрения процесс резания металла (взаимодействие инструмента с металлом) состоит из отдельных циклов нагружения материала в локального объема, который можно представить следующим образом [1]: в первом полуцикле при взаимодействии передней кромки резца с металлом реализуется «жесткое» сжатие ($\epsilon_{сж} = \text{const}$, при $\sigma_{сж \max} = \sigma_T$, где $\epsilon_{сж}$ – деформации и $\sigma_{сж}$ – напряжение сжатия; σ_T – предел текучести) при трехосном напряженном состоянии. В следующем полуцикле задняя кромка резца взаимодействует с металлом по «мягкому» полуциклу растяжения ($\sigma_p = \text{const}$, $\sigma_p < \sigma_{пл}$). При этом максимальное повреждение слой получает в первом полуцикле нагружения, а глубина пластически деформированного слоя может превышать 100...150 мкм, где формируются остаточные напряжения I, II и III рода, изменяются локально и по глубине механические характеристики, химический и структурно-фазовый состав материала.

Пропорционально росту степени пластической деформации возрастает внутренняя энергия деформированного металла, а материал переходит в неравновесное состояние [2, 4].

В работах [1 – 4] показано, что сжимающие остаточные напряжения всегда способствуют повышению предела выносливости, но положительное их влияние значительно меньше, чем отрицательное влияние растягивающих остаточных напряжений. Связь между относительной величиной предела выносливости и относительной величиной остаточных напряжений можно представить в виде функции

$$\sigma_a^n + \sigma_{ост}^n = 1,$$

где σ_a – относительная величина амплитуды напряжений;

$\sigma_{ост}$ – относительная величина остаточных напряжений.

Наибольшее влияние остаточных напряжений на МЦУ и МнЦУ наблюдается при нормальной и умеренной температурах. С ростом температуры вследствие релаксации остаточных напряжений влияние остаточных напряжений уменьшается, но увеличивается роль параметра шероховатости.

Интенсивность процессов разупрочнения и перераспределения остаточных напряжений зависит не только от уровня эксплуатационной температуры и амплитуды напряжений, но и от исходного состояния поверхностного слоя. Кроме того, из-за интенсивного силового и термического воздействия на

материал при взаимодействии материала резца с деталью имеют место адгезионные и диффузионные процессы, протекающие при повышенных температурах. Данные показывают, что при механической обработке резанием в поверхностном слое деталей (особенно из жаропрочных сплавов и теплопрочных коррозионностойких сталей) проходят сложные механохимические и физико-химические процессы, влияющие на изменение в нем не только механических свойств материала детали, но и на изменение химического и фазового состава поверхностного слоя.

Вместе с тем, значительный вклад в формирование поверхностного слоя вносит деформационный фактор, характеризующий степень и глубиной наклепа, которая может достигать десятки и сотни мкм в зависимости от исходных свойств материала и режимов обработки.

Отмечено, что по мере повышения жаропрочности сплавов снижаются характеристики пластичности и коэффициент упрочнения, следовательно снижаются прочностные параметры поверхностного слоя. Однако у жаропрочных никелевых сплавов, содержащих упрочняющую γ' -фазу, при высоких скоростях резания отсутствуют конкурирующие процессы разупрочнения. На задней поверхности резца при низкой скорости резания имел место полный пластический контакт по площадке износа, а минимальная толщина обрабатываемого материала, удерживаемого силами адгезии составляла 2 мкм [4].

Таким образом, при обработке материала резанием протекают два взаимно исключаящих процесса: *деформационное упрочнение и разупрочнение*.

С повышением у сплавов жаропрочности снижаются их характеристики пластичности и коэффициент упрочнения, т.е. изменяются параметры поверхностного слоя.

Широко применяемое в двигателестроении поверхностное пластическое деформирование (ППД) представляет собой совокупность процессов, позволяющих, как правило, снизить шероховатость поверхности детали, создать поверхностный слой с благоприятными (сжимающими) остаточными напряжениями, получить в нем более однородную структуру, создать необходимый рельеф поверхности, снизить влияние на сопротивление усталости концентраторов напряжений и др., что позволяет повысить сопротивление усталости материала детали.

В то же время эти благоприятные процессы с точки зрения повышения сопротивления МнЦУ в условиях нормальной и умеренных температур при повышенных температурах и больших ресурсах современных ГТД применение ППД сопровождается отрицательными явлениями:

– интенсифицируются процессы релаксации остаточных сжимающих напряжений;

– высокие энергетический потенциал кристаллической решетки материала повышает диффузионную подвижность атомов легирующих элементов в поверхностном слое, приводящие к снижению характеристик жаростойкости и длительной прочности материала [1 – 4].

Кроме того, для деталей, которые в эксплуатации подвергаются упругопластическим деформациям и которым важно иметь запас пластичности для увеличения сопротивления МЦУ, требуется всесторонний анализ возможной эффективности применения методов ППД с учетом конкретных условий эксплуатации [5].

Процесс ППД в общем случае может быть представлен системой процессов локального деформирования:

- 1) общий очаг, определяющий локальное формоизменение (контур локальной площадки, внеконтактная деформация и т.п.);
- 2) локальные очаги смятия исходных или промежуточных шероховатостей поверхности;
- 3) локальные очаги сдвига, возникающие вследствие дискретности фактического контакта твердых тел и др.;
- 4) сопутствующие ППД другие физические и химические процессы.

В основе современной физики поверхностей лежит представление о том, что одни явления в приповерхностном слое протекают так же, как в объеме, другие трансформируются, третьи способны протекать на поверхности (при взаимодействии на электронном, атомном, молекулярном уровнях и уровне дефектов, субмикр-, микро- и макроуровнях). Следовательно, процессы ППД являются фоном, на котором протекает ряд других физических процессов [1 – 4].

При рабочих температурах T_3 , не достигающих $0,7 T_{ст}$, т. е. температуры старения, влиянием пластического деформирования на длительную прочность материала можно пренебречь.

Однако при температурах $T_3 > 0,7 T_{ст}$ в сплавах наблюдаются процессы возврата и рекристаллизации, которые сопровождаются интенсивным окислением, вызванным термодинамической неустойчивостью материала и повышением диффузионной активности атомов легирующих элементов, что приводит к снижению характеристик длительной прочности и жаростойкости пластически деформированного слоя сплавов.

Поэтому детали из жаропрочных сплавов после механической обработки должны иметь минимальную пластическую деформацию поверхностного слоя.

Сквозной наклеп тонкостенных деталей (кромок лопаток) недопустим, так как при этом резко снижается сопротивляемость материала развитию

трещин.

Термообработка готовых деталей снимает остаточные напряжения, но не устраняет последствия наклепа в жаропрочных сплавах.

После стабилизирующего отпуска в деталях из сталей и титановых сплавов предел выносливости снижается примерно на 10%, но это устраняется последующими виброполировкой или глянцовкой, наводящих в поверхностном слое детали сжимающие остаточные напряжения.

Статическая нагрузка, равная пределу текучести материала, снимает примерно 50% величины остаточных напряжений. Полная релаксация остаточных напряжений в зависимости от степени легирования сплава может произойти при нагреве в течение 12 ч, что обычно применяют для окончательно готовых деталей (лопаток, дисков, валов и др.), однако у высокопрочных материалов, имеющих высокий предел текучести, релаксация напряжений происходит медленнее.

В процессе эксплуатации (ресурсы ЭУ превышают 10^5 ч, ГТД – 10^4 ч) у конструкционных материалов основных деталей под воздействием силовых полей напряжений (статических и переменных), теплового и агрессивного воздействия окружающей среды происходит деградация механических свойств (снижение пластичности, повышение склонности к хрупкому разрушению, рекристаллизация и т.д.). Интенсивность протекания этих процессов в значительной мере связана с технологической наследственностью, заложенной в материале при изготовлении деталей.

На разных стадиях ресурса может наблюдаться различная интенсивность повреждаемости деталей. Это особенно опасно для лопаток, отливаемых с заданной кристаллографической ориентацией, у которых пластическая деформация в зоне действия высоких температур может вызвать процесс рекристаллизации, т.е. деградацию в поликристаллический сплав [6].

Выводы

Выбор оптимальных конструктивных и технологических мероприятий, позволяющих повысить несущую способность конкретной детали, как правило, является результатом анализа и компромисса между особенностями различных видов нагружения, оценке вероятности возможных типов разрушений, тяжестью их последствий и величиной технически и экономически обоснованного ресурса.

Литература

1. Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД / А.Н. Петухов – М.: Машиностроение.

ние, 1993. – 240 с.

2. Сулима А.М. Поверхностный слой и эксплуатационные свойства деталей машин / А.М. Сулима, В.А. Шулов, Ю.Д. Ягодкин. – М.: Машиностроение, 1988. – 240 с.

3. Петухов А.Н. Технологические методы обеспечения надежности и несущей способности высоконагруженных деталей машин / А.Н. Петухов // Надежность и долговечность машин и сооружений. – К.: Наукова думка, 1990. – Вып. 18. – С. 71-75.

4. Мухин В.С. Модифицирование поверхности деталей ГТД по условиям эксплуатации / В.С. Мухин, А.М. Смыслов, С.М. Боровский. – М.: Машиностроение, 1995. – 254 с.

5. Петухов А.Н. Особенности формирования свойств поверхностного слоя основных деталей ГТД при применении традиционных и современных методов упрочнения / А.Н. Петухов // Вестник двигателестроения. Herald of aeroenginebuilding. – Запорожье: «Мотор Сич», 2006. – № 2. – С. 20-24.

6. Петухов А.Н. Особенности сопротивления много-циклового усталости литых деталей из жаропрочных никелевых сплавов с заданной кристаллографической структурой / А.Н. Петухов // Новые технологические процессы и надежность ГТД. Вып. 7. Обеспечение прочностной надежности рабочих лопаток высокотемпературных турбин. – М.: ЦИАМ, 2008. – С. 62-72.

Поступила в редакцию 27.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры «Конструкция двигателей ЛА и теплотехника» Ю.И. Павлов, МАТИ им. К.Э. Циолковского, Москва, Россия.

РОЛЬ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ У ФОРМУВАННІ ЗДАТНОСТІ, ЩО НЕСЕ, І РЕСУРСУ ОСНОВНИХ ДЕТАЛЕЙ ГТД І ЕУ

А.Н. Петухов

Показано, що переважання руйнувань деталей від багатоциклової втоми на всіх етапах «життєвого циклу» ГТД пов'язане як з різноманітністю чинників (конструктивних, технологічних, експлуатаційних і ін.), що впливають на опір втоми, так і із складністю прогнозування небезпечних амплітуд змінної напружки. Більшість вживаних в ГТД і ЕУ конструкційних матеріалів схильні до високої чутливості як геометричних концентраторів напружки і до властивостей поверхневого шару, що характеризуються як технологічна спадковість (ТС). ТС – результат силових, деформаційних і термічних дій на поверхневий шар деталі, що вносяться технологічними процесами і окремими операціями, що, кінцем кінцем, формує здатність матеріалу деталі, що несе. Вибір оптимальних конструктивних і технологічних заходів, що дозволяють підвищити надійність конкретної деталі, завжди є результатом аналізу і компромісу між особливостями різних видів навантаження, оцінкою вірогідності можливих типів руйнувань, тягарем їх наслідків, технічним і економічним обґрунтуванням призначеного ресурсу.

Ключові слова: багатоциклова втома, технологічна спадковість, властивості поверхневого шару.

ROLE SURFACE IN FORMATION OF BEARING ABILITY AND THE RESOURCE OF BASIC DETAILS GTE

A.N. Petukhov

It is shown that prevalence of destructions of details for high-cyclic fatigue (FCH) at all stages of "life cycle" GTE. It is connected with variety of factors (constructive, technological, exploitation etc.) Influencing resistance of fatigue strength and complexity of forecasting of dangerous amplitudes of variable pressure. Applied in GTE constructional materials possess high sensitivity to geometrical concentrators of pressure and to properties of a surface. These properties, characterised as a technological heredity (TH) – result of power, deformation and thermal influences on a surface of the detail, brought by technological processes and separate operations. It, finally, forms bearing ability of a material of a detail. A choice of the optimum constructive and technological actions, allowing to raise reliability of a concrete detail, always grows out of the analysis and the compromise between features of various kinds loading, an estimation of probability of possible types of destructions, weight of their consequences, a technical and economic substantiation of the appointed resource.

Key words: high-cyclic fatigue (FCH), technological heredity, properties of a surface.

Петухов Анатолий Николаевич – д-р техн. наук, профессор, начальник сектора отделения «Динамика и прочность двигателей» ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова», Москва, Россия.

УДК 534.1(045)

М.С. КУЛИК, Т.В. ДОНИК

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ НАПРУЖЕНОГО І ГРАНИЧНОГО СТАНУ РОБОЧОЇ ЛОПАТКИ
ТУРБІНИ ВІД ДІЇ ГАЗОВИХ ТА ІНЕРЦІЙНИХ СИЛ

Приведено дослідження напруженого і граничного стану робочої лопатки турбіни при сумісній дії газових та інерційних сил. Лопатка розглядається як трьохвимірне тіло. Приведені напруження, які виникають в лопатці. Досліджено вплив тріщини на напружений стан. Виявлено, що при наявності тріщини поблизу вершини відбувається різка концентрація напружень. Також проведено дослідження граничного стану лопатки. В результаті чого було визначено критичну довжину тріщини при якій відбувається миттєвий відрив лопатки.

Ключові слова: лопатка турбіни, напружений та граничний стан, пошкодження, тріщина.

Вступ

Робочі лопатки турбіни є найвідповідальнішими деталями авіаційного двигуна, на які діють різноманітні навантаження, що з часом приводить до появи їх пошкоджень. Робоча лопатка турбіни знаходиться у складному напруженому стані, в ній виникають розтягання, згинання, термічні напруження, згинальні та колові коливання.

У зв'язку з цим вивчення задачі про визначення напруженого стану робочої лопатки турбіни від сумісної дії газових та інерційних сил, не зважаючи на всі проведені на сьогодні дослідження, зостається не вирішеною до кінця. В першу чергу це пов'язано з тим, що в багатьох випадках не можливо провести весь комплекс випробувань із-за їх великого об'єму та вартості. Одним із напрямків рішення цієї проблеми є застосування комп'ютерного моделювання, зокрема методом скінченних елементів (МСЕ).

Постановка проблеми

В більшості випадків робоча лопатка турбіни розглядається зі змінним поперечним перерізом. Розміри перерізу змінюються як по довжині, так і по товщині лопатки. Будемо розглядати лопатки, які виконані з жароміцного хромонікелевого сплаву.

Досі лопатку розглядали як стрижень сталого або змінного поперечного перерізу [1]. Однак такий підхід є наближеним. Більш точно розглядати лопатку як пружне тривимірне тіло. В табл. 1 приведені геометричні розміри кореневого, середнього та периферійного поперечних перерізів робочої лопатки.

Газодинамічні сили створюють розподілені навантаження q_x і q_y (рис. 1).

Ці параметри можна розрахувати знаючи зміни

вздовж лопатки швидкості і тиску робочого тіла. Формули для визначення інтенсивності розподільного навантаження q_x і q_y мають такий вигляд [1]:

$$q_x = \frac{\pi(D+d)[\rho C_{1a}(C_{1a} - C_{2a}) + p_1 - p_2]}{2z};$$

$$q_y = \frac{\pi(D+d)\rho C_{1a}(C_{1u} - C_{2u})}{2z}, \quad (1)$$

де D – зовнішній діаметр лопатки;

d – внутрішній діаметр лопатки;

ρ – густина потоку;

C_{1a} – абсолютна швидкість на вході в робоче колесо (РК);

C_{2a} – абсолютна швидкість на виході з РК;

p_1 – тиск на вході в РК;

p_2 – тиск на виході з РК;

C_{1u} – закрутка на вході в РК;

C_{2u} – закрутка на виході з РК;

z – кількість лопаток на диску.

Таблиця 1

Геометричні дані лопатки

Параметри	Переріз		
	Втулковий	Середній	Периферійний
Ширина, мм	49,20	43,70	38,80
Товщина, мм	7,41	6,67	6,07
Площа, мм ²	431,85	286,35	230,63

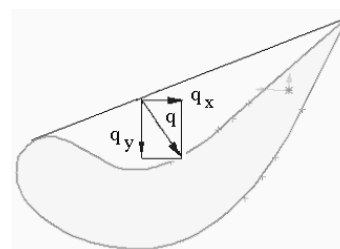


Рис. 1. Схема дії газодинамічного навантаження на профіль лопатки

Газодинамічні сили зумовлені різницею тисків у різних точках поверхні профілю, згинають і закручують лопатку. Сили тиску робочого тіла розподілені по всій поверхні профільної частини і перпендикулярно до неї. Повна інтенсивність газодинамічного навантаження

$$q = \sqrt{q_x^2 + q_y^2} \quad (2)$$

Тиск на одиницю поверхні лопатки можна знайти за формулою

$$p = \frac{q}{b}, \quad (3)$$

де b – ширина робочої лопатки.

Вирішення проблеми

При рівномірному обертанні матеріальної точки кутова швидкість залишається незмінною. В даному випадку дотичне прискорення $w_t = 0$, а нормальне прискорення $w_n = \omega^2 r$, де ω – кутова швидкість, $1/c$; r – відстань точки від осі обертання.

Повна відцентрова сила, яка розтягає переріз лопатки z знаходиться за формулою [1]

$$P_N = \rho \omega^2 \int_z^{r_2} A(z_1) z_1 dz_1, \quad (4)$$

де ρ – щільність матеріалу лопатки;

z – відстань від осі обертання до перерізу, в якому визначається сила інерції;

r_2 – зовнішній радіус лопатки;

$A(z_1)$ – площа перерізу лопатки на відстані z_1 від осі обертання.

Повна відцентрова сила P_N , яка визначається формулою (4), визначалася МСЕ. Розрахунок напруженого стану лопатки турбіни від дії відцентрових сил виконаний у роботі [4].

Використовуючи значення тиску p та враховуючи відцентрові сили, вирішуємо задачу визначення напружень у лопатці МСЕ.

На кожному перерізі розглядаємо напруження в точках, які показані на рис. 2.

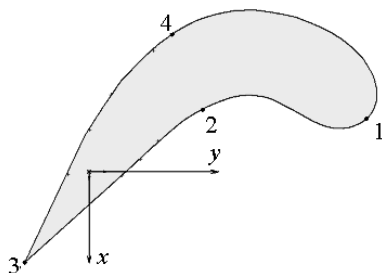


Рис. 2. Переріз лопатки з розглянутими точками

На рис. 3 – 7 приведено розподіл напружень (еквівалентні напруження за четвертою теорією мі-

цності, $\sigma_z, \sigma_x, \sigma_y, \tau_{xz}$), з яких видно, що найбільші напруження виникають у втулковому перерізі.

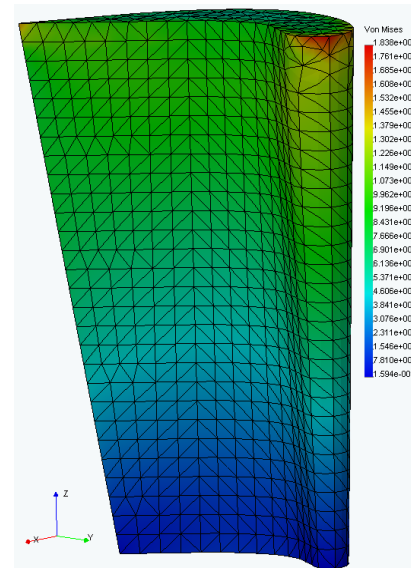


Рис. 3. Еквівалентні напруження за четвертою теорією, МПа

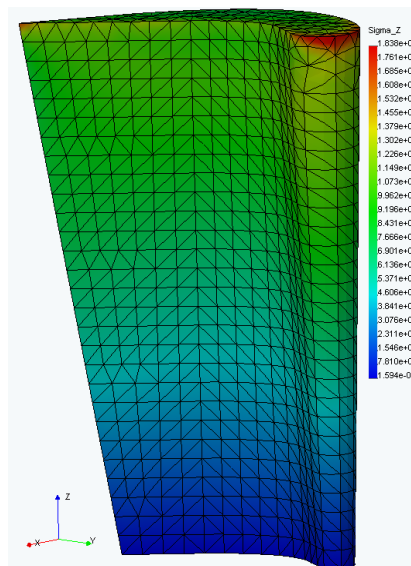


Рис. 4. Нормальні напруження σ_z , МПа

На рис. 8 та 9 показана зміна еквівалентних напружень в товщині лопатки (для внутрішньої і зовнішньої сторін) для поперечних перерізів лопатки. Криві 1, 2, 3 та 4 відповідають перерізам, які розташовуються на висоті 22,25 мм, 44,5 мм, 66,75 мм і 89 мм відповідно від периферійного перерізу.

Також були отримані епюри напружень. На рис. 10 зображені епюри еквівалентних напружень за четвертою теорією міцності для кожної точки на всій довжині лопатки, де 1 – епюра для точки 1 по довжині; 2 – епюра для точки 3 по довжині; 3 – епюра для точки 2 по довжині; 4 – епюра для точки 4 по довжині.

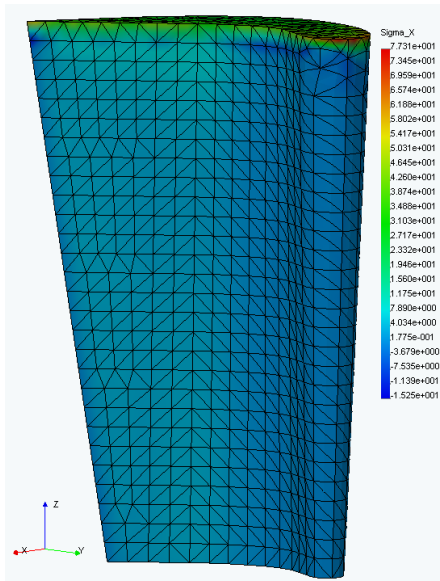
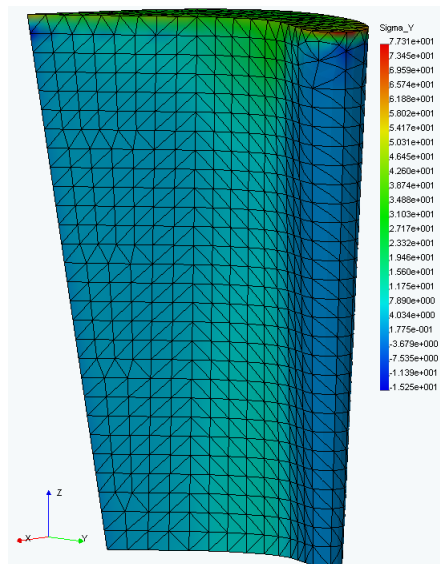
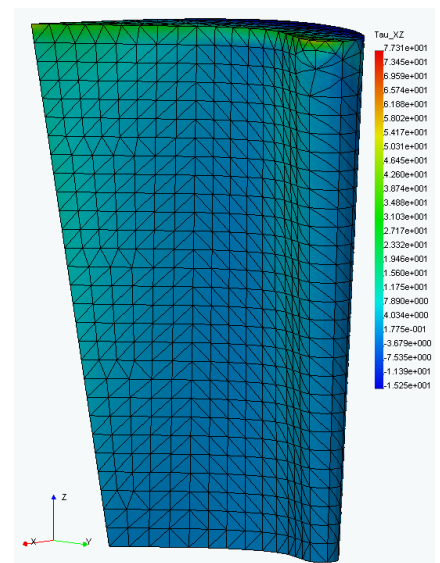
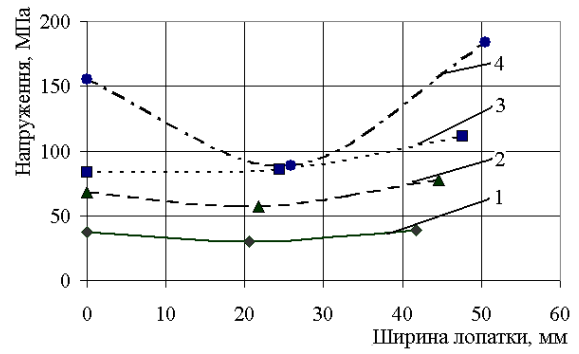
Рис. 5. Нормальні напруження σ_x , МПаРис. 6. Нормальні напруження σ_y , МПаРис. 7. Дотичні напруження τ_{xz} , МПа

Рис. 8. Напруження для внутрішньої сторони лопатки

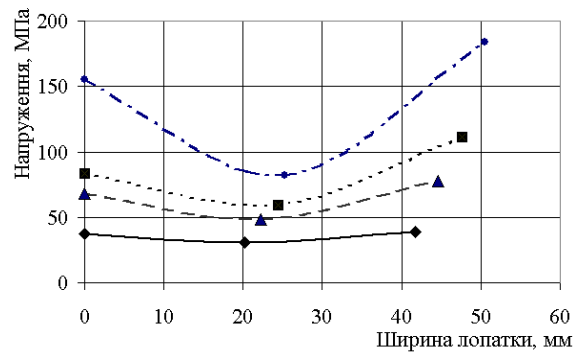


Рис. 9. Напруження для зовнішньої сторони лопатки

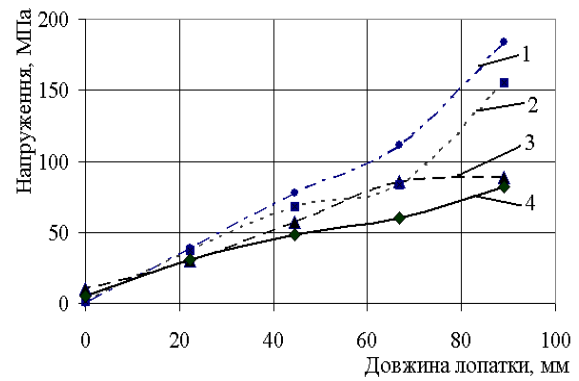


Рис. 10. Напруження по довжині лопатки для кожної точки

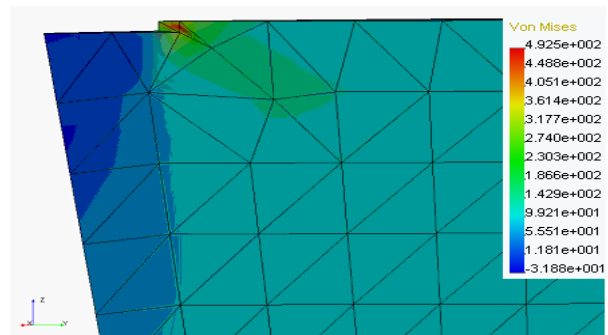


Рис. 11. Розподіл еквівалентних напружень в лопатці з тріщиною

У результаті досліджень були також проаналізовані поля напружень, які виникають у результаті виникнення тріщин втомленості (рис. 11). Зокрема розглядався вплив тріщини на напружений стан лопатки в кореновому перерізі довжиною 5 мм та 10 мм (рис. 12).

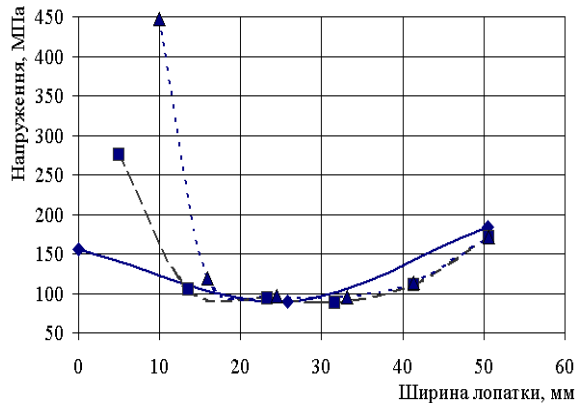


Рис. 12. Епюра напружень в кореновому перерізі: без тріщини (1); з тріщиною завдовжки 5 мм (2); з тріщиною завдовжки 10 мм (3)

Для визначення граничного стану робочу лопатку були розглянуті пошкодження у вигляді каверни, що розташовується на відстані 5 мм від кореневого перерізу. Це пошкодження призводить до появи концентрації напружень.

Епюра напружень σ_z приймає такий вигляд наведений на рис. 13.

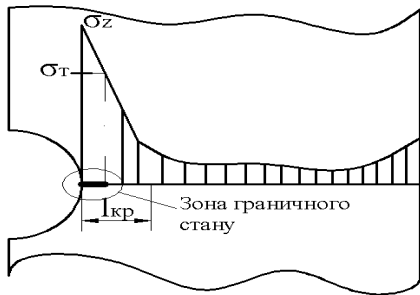


Рис. 13. Епюра напружень σ_z для лопатки з пошкодженням

Біля концентратора напружень (каверни) напруження різко зростають. В результаті чого виникає зона граничного стану (текучості). В механіці руйнування, цю зону моделюють тріщиною. Під дією динамічних навантажень ця тріщина буде рости і в кінці кінців досягне граничної величини. Нижче приводиться метод визначення критичної довжини тріщини, після досягнення якої відбудеться миттєве руйнування лопатки.

На краю пошкодження виникають великі напруження, які можуть призвести до появи втомлювальної тріщини. Далі було введено тріщину різної

довжини (1, 2, 3, 5, 7, 9, 11 мм) і визначено коефіцієнт інтенсивності напружень (КІН).

Для визначення КІН використовувалась формула

$$K_I = \sqrt{2\pi} \frac{(1+\nu)\mu}{4} \lim_{x \rightarrow a-0} \left[\frac{v(x, +0) - v(x, -0)}{\sqrt{a-x}} \right], \quad (5)$$

де ν – коефіцієнт Пуассона;

μ – модуль зсуву;

a – довжина тріщини;

v – переміщення.

Оскільки задача вирішується із застосуванням методу скінчених елементів, тоді формула (5) використовувалась в наступному вигляді:

$$K_I \approx \sqrt{2\pi} \frac{(1+\nu)\mu}{4} \left[\frac{v(x_0, +\Delta y) - v(x_0, -\Delta y)}{\sqrt{a-x_0}} \right],$$

де Δy – дуже мала величина.

Величина K_I була обчислена для різних значень довжини тріщини. Результати обчислень представлені у вигляді графіка залежності КІН від довжини тріщини (рис. 14).

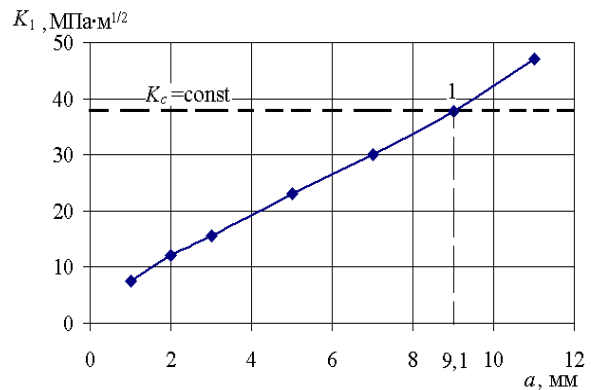


Рис. 14. Графік КІН

При побудові графіка КІН враховувалось що коефіцієнт інтенсивності напружень $K_c = 38 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$. Коли значення КІН досягає критичного значення, миттєво відбувається руйнування лопатки. Тому на перетині цих ліній визначається довжина тріщини, при якій її швидкість зростання збільшується і відбувається миттєвий відрив лопатки. В нашому випадку ця довжина дорівнює 9,1 мм. Тобто перед досягненням цієї довжини тріщини, лопатка буде працювати і зростання тріщини відбувається повільно.

Висновки

У результаті проведених досліджень було знайдено напруження в різних точках та перерізах робочої лопатки турбіни та досліджено вплив тріщини на напружений та граничний стан лопатки турбіни. Отримані результати були використані при

розробці загальної методики моделювання роботи робочих лопатки турбіни на сталих режимах роботи авіаційних газотурбінних двигунів.

Література

1. Манушин Э.А. Конструирование и расчет на прочность турбомашин газотурбинных и комбинированных установок / Э.А. Манушин, И.Г. Суровцев; под общ. ред. Н.Н. Малинина. – М.: Машиностроение, 1990. – 400 с.

2. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов / Л. Сегерлинд. – М.: Мир, 1979. – 392 с.

3. Ковырягин М.А. Решение задач по определению напряженно-деформированного состояния двухсвязных подкрепленных пластин в виде, удобном для регулирования / М.А. Ковырягин // Вестник Саратовского государственного технического университета. – 2007. – № 1. – С. 20-26.

4. Доник Т.В. Напружений стан лопатки від інерційних сил, які виникають при обертанні / Т.В. Доник // Вісник НАУ. – 2008. – № 3. – С. 60-64.

Надійшла до редакції 29.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри механіки М.М. Бородачов, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННОГО И ПРЕДЕЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ОТ ДЕЙСТВИЯ ГАЗОВЫХ И ИНЕРЦИОННЫХ СИЛ.

Н.С. Кулик, Т.В. Доник

Выполнено исследование напряженного и предельного состояния рабочей лопатки турбины при совместном действии газовых и инерционных сил. Лопатка рассматривается как трехмерное тело. Приведены напряжения, которые возникают в лопатке. Проведены исследования влияния трещины на напряженное состояние рабочей лопатки турбины. Выявлено, что при наличии трещины вблизи вершины происходит резкая возрастание концентрации напряжений. Также выполнено исследования предельного состояния лопатки, в результате чего была определена критическая длина трещины, при которой происходит мгновенный отрыв лопатки.

Ключевые слова: лопатка турбины, напряженное и предельное состояние, повреждение, трещина.

RESEARCH OF AN INTENSE AND LIMITING CONDITION OF A WORKING VANE OF THE TURBINE FROM ACTION OF GAS AND CENTRIFUGAL FORCES

N.S. Kulik, T.V. Donik

Research of an intense and limiting condition of a working vane of the turbine is reduced at share action of gas and centrifugal forces. The vane is considered as a three-dimensional body. Pressure which arise in a vane are reduced. Influence of a flaw on a tension is investigated. It is marked, that at presence of a flaw near to top there is a sharp density of pressure. Also research of a limiting condition of a vane. Therefore the critical length of a flaw at which there is an instant tear of a vane has been defined.

Key words: vane of the turbine, intense and limiting condition, damage, flaw.

Кулик Микола Сергійович – д-р техн. наук, професор, завідувач кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

Доник Тетяна Василівна – аспірант кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

УДК 629.7.036:539.4

Р.П. ПРИДОРЖНЫЙ¹, В.М. МЕРКУЛОВ¹, А.П. ЗИНЬКОВСКИЙ²¹*ГП ЗМКБ «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина*²*Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина*

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ БАНДАЖИРОВАННЫХ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН АГТД С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ И НАРАБОТКИ

В работе проведено расчетное исследование влияния температуры и наработки на напряженно-деформированное состояние бандажированных рабочих лопаток турбин. Установлено, что активация процессов ползучести материала лопаток в условиях эксплуатации приводит к потере натяга по бандажным полкам, возникновению остаточного разворота и изменению напряженности лопаток. На основании результатов проведенных вычислительных экспериментов показано, что использование беззиговых бандажных полок позволяет значительно уменьшить напряженность рабочих лопаток турбин и достичь требуемого их ресурса.

Ключевые слова: бандажированная рабочая лопатка, конечноэлементная модель, ползучесть материала, потеря натяга, остаточный разворот, перераспределение напряжений.

Введение и постановка задачи

Требование значительного увеличения ресурса современных авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) при постоянном росте их параметров обуславливает необходимость повышения надежности и работоспособности таких высоконагруженных и ответственных конструктивных элементов как рабочие лопатки турбин. В настоящее время в авиационном двигателестроении эффективным способом решения этой задачи является кольцевое бандажирование лопаток. Объединение лопаток с помощью бандажных полок в сплошное кольцо или пакеты позволяет снизить их вибронапряженность при одновременном повышении экономичности двигателя и, в конечном итоге, его ресурса.

В практике проектирования рабочих лопаток турбин наиболее широкое применение получили так называемые Z-образные, а в последнее время беззиговые бандажные полки [1]. Особенности применения указанных типов бандажных полок, а также влияние их основных параметров на напряженность рабочих лопаток турбин подробно представлены в работах [1 – 3]. Анализ полученных результатов исследований показывает, что беззиговые бандажные полки по сравнению с Z-образными, как правило, более технологичны при изготовлении и ремонте, не имеют концентраторов напряжений в местах контакта, а контактные напряжения распределяются более равномерно по поверхности соприкосновения за счет большей ее величины, хотя их применение может быть связано с определенными ограничения-

ми и трудностями для достижения необходимых параметров рабочего колеса в эксплуатации. Кроме того, как следует из представленных в [4, 5] данных, независимо от типа бандажных полок, в условиях действия высоких температур, обуславливающих ползучесть материала, и большой наработки в ряде случаев наблюдается заметное изменение геометрии рабочих лопаток, потеря натяга по контактным поверхностям полок и их интенсивная выработка. В связи с изложенным, проблема выбора типа полок и обеспечения надежного функционирования бандажной связи рабочих лопаток турбин исходя из тенденций в развитии авиационного двигателестроения становится все более актуальной, что обуславливает необходимость проведения дальнейших исследований в этом направлении. Поэтому целью данной работы является расчетное определение влияния температуры и наработки на напряженно-деформированное состояние бандажированных рабочих лопаток турбин.

1. Объекты исследования и их расчетные модели

В качестве объектов исследования были выбраны рабочие лопатки первой ступени турбины вентилятора, в конструкциях которых допускается возможность применения как Z-образных, так и беззиговых бандажных полок. Вид рассматриваемых лопаток представлен на рис. 1. Для таких лопаток, изготавливаемых из сплава ЖС6У, в эксплуатационных условиях установившегося взлетного режима

характерно температурное состояние (рис. 2), которое с учетом действующих нагрузок обуславливает активизацию процессов ползучести материала, как одной из основных причин потери натяга по контактным поверхностям бандажных полок, возникновение остаточного разворота, а также перераспределение напряжений в пере лопаток [4, 5].

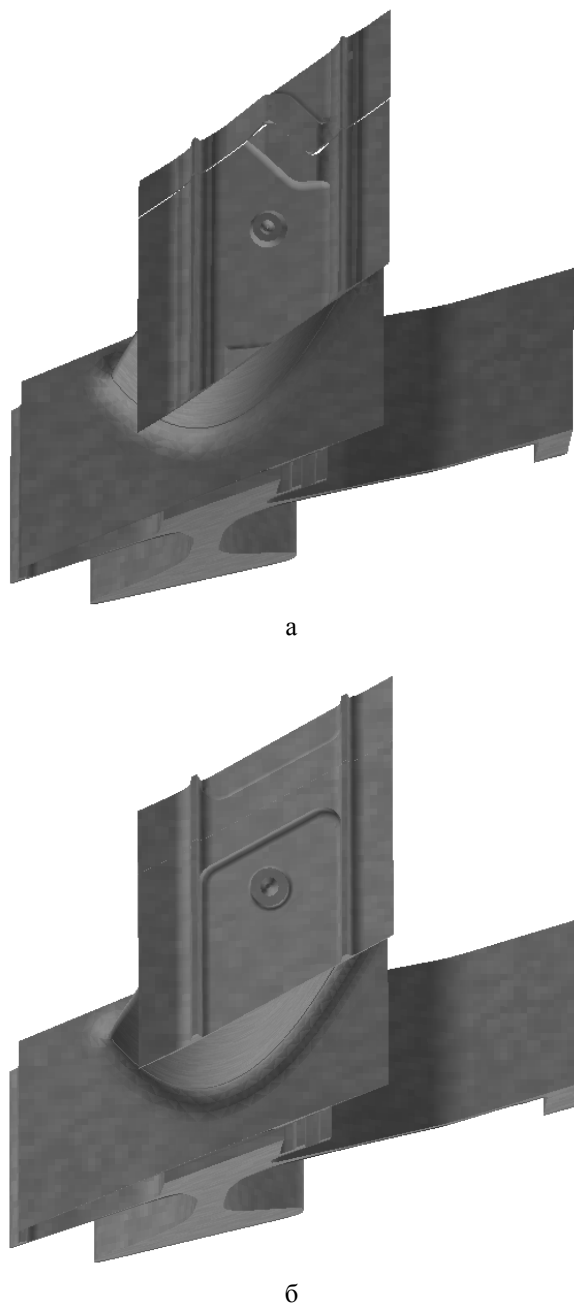


Рис. 1. Модели рабочих лопаток первой ступени турбины вентилятора с Z-образной (а) и беззиговой (б) бандажными полками

Для проведения вычислительных экспериментов в соответствии с постановкой задачи были разработаны трехмерные конечноэлементные модели лопаток, которые позволяют учитывать условия их

взаимодействия по контактирующим поверхностям рассматриваемых типов бандажных полок и особенности механических свойств материала с учетом влияния температуры

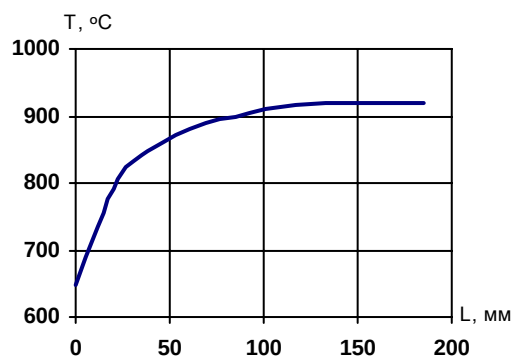


Рис. 2. Зависимость изменения температуры T по длине лопатки L в условиях установившегося взлетного режима

При этом для создания конечноэлементной сетки использовался объемный шестигранный квадратичный элемент, который содержит 20 узлов и является наиболее эффективным для моделирования сложных криволинейных поверхностей, резких изменений формы и зоны концентрации напряжений. Правомерность его использования подтверждается, во-первых, лучшей приспособленностью для использования в нерегулярных сетках, так как поддерживает четырехгранные, призматические и пирамидальные вырожденные формы. Во-вторых, позволяет учитывать характерные для современных рабочих лопаток АГТД как геометрическую, так и физическую нелинейности. В соответствии с решаемой в работе задачей, при задании параметров конечного элемента предполагается, что свойства соответствующего ему материала заданы.

2. Результаты исследований

Все расчеты проводились для параметров установившегося взлетного режима двигателя на котором в большей степени и происходит накопление деформаций ползучести в процессе выработки ресурса. Из-за отсутствия данных о характеристиках циклической ползучести сплава ЖС6У в рассматриваемых условиях эксплуатации, для проведения вычислительных экспериментов были взяты указанные характеристики, соответствующие стационарному нагружению стандартных образцов [5]. В рамках решаемой задачи с точки зрения сравнимости результатов расчетов это вполне допустимо, поскольку материал выбранных лопаток одинаковый, эксплуатируются они в одних и тех же условиях, а их температурное состояние практически не зависит от

типа бандажной полки.

По результатам выполненных расчетов были определены зависимости изменения максимальных деформаций ползучести от времени наработки двигателя в характерных сечениях пера лопаток, которые приведены на рис. 3. Как видно из представленных результатов расчетов, во-первых, высокий уровень температур и нагрузок, характерный для рассматриваемого режима эксплуатации, обуславливает возникновение и развитие с наработкой двигателя деформаций ползучести в материале лопаток. Во-вторых, величина накопленных деформаций ползучести возрастает от корневого к периферийному сечению пера. Такой результат закономерен, поскольку даже несмотря на высокий уровень напряжений в корневом сечении, уровень температур в нем значительно ниже, чем в среднем и периферийном сечениях (см. рис. 2). В-третьих, более интенсивное накопление деформаций ползучести имеет место в лопатке с Z-образной бандажной полкой.

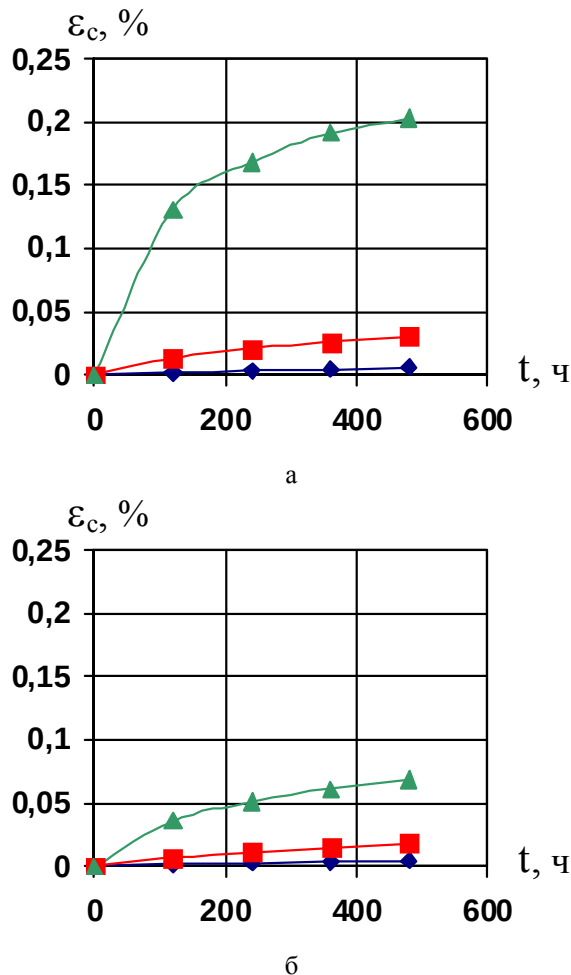


Рис. 3. Зависимости изменения максимальных деформаций ползучести в лопатках с Z-образной (а) и беззиговой (б) бандажными полками от времени наработки двигателя на взлетном режиме в корневом (♦), среднем (■) и периферийном (▲) сечениях пера

Для установления причин такого изменения максимальных деформаций в зависимости от условий эксплуатации и вида бандажной полки были проведены расчеты по определению напряженного состояния лопаток в рассматриваемых сечениях их пера, результаты которых представлены на рис. 4.

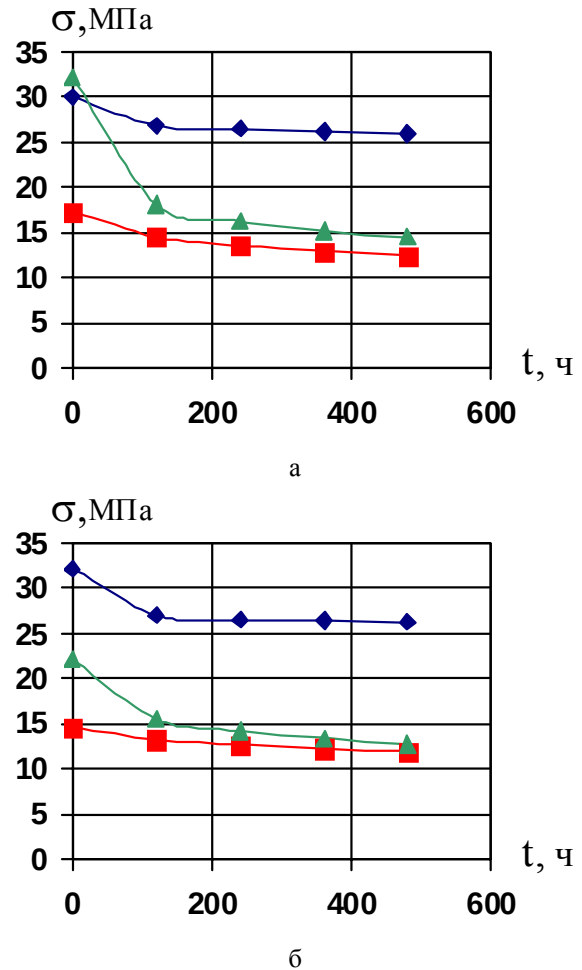


Рис. 4. Зависимости изменения максимальных эквивалентных напряжений в лопатках Z-образной (а) и беззиговой (б) бандажными полками от времени наработки двигателя на взлетном режиме в корневом (♦), среднем (■) и периферийном (▲) сечениях пера

Наглядно видно, что при отсутствии наработки для лопатки с Z-образной бандажной полкой характерен более высокий уровень напряжений, особенно в периферийном сечении пера. Это объясняется следующим образом. Для обеспечения необходимого в эксплуатации натяга по контактным поверхностям монтажный угол закрутки лопатки с Z-образной бандажной полкой почти в полтора раза выше, чем для лопатки с беззиговой полкой. Именно это обстоятельство обуславливает, вследствие возникновения при закрутке пера крутящего момента, более высокий уровень статической напряженности рас-

смазываемой лопатки, что и приводит к более интенсивному развитию процессов ползучести материала. Однако в процессе наработки происходит перераспределение напряжений, в результате которого уровень напряжений в выбранных сечениях пера лопаток снижается и в дальнейшем выравнивается независимо от типа бандажной полки.

С другой стороны, как показывает опыт эксплуатации двигателей и результаты расчетных исследований [5], развитие процессов ползучести материала лопаток может приводить к потере натяга по контактным поверхностям бандажных полок и увеличению их выработки в процессе наработки, что, как известно, обуславливает повышение вибронапряженности лопаток и, как следствие, уменьшению их ресурса и двигателя в целом. Это подтверждается зависимостями изменения максимальных контактных напряжений по бандажным полкам и остаточного разворота пера исследуемых лопатках от времени наработки двигателя, которые приведены на рис. 5.

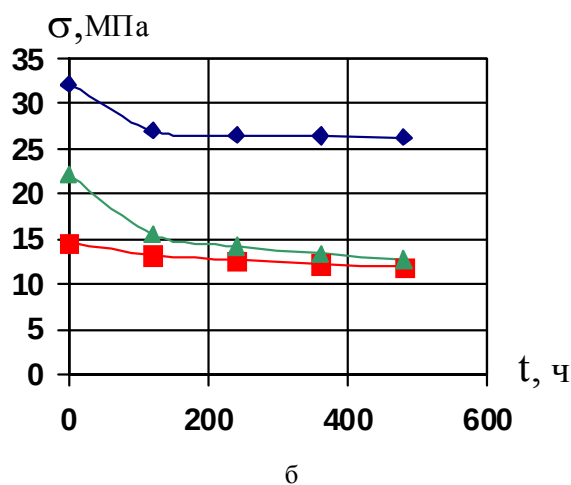
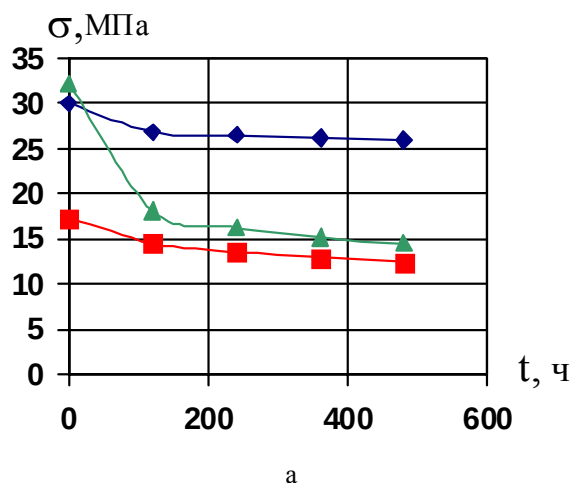


Рис. 5. Зависимости изменения максимальных контактных напряжений по бандажным полкам (а) и остаточного разворота пера (б) от времени наработки двигателя на взлетном режиме в лопатках с Z-образной (♦) и беззиговой (■) бандажными полками

Анализ представленных результатов показывает, что если максимальный уровень контактных напряжений в лопатке с беззиговой бандажной полкой практически не изменяется в процессе наработки, то в случае Z-образной полки имеет место заметное его снижение. Это свидетельствует о том, что для лопаток с такой полкой происходит более существенное падение натяга по контактным поверхностям с увеличением наработки. Кроме того, этот факт подтверждается также результатами расчета остаточного разворота пера исследуемых лопаток (рис. 5, б), откуда следует, что более интенсивное его возрастание наблюдается для лопатки с Z-образной бандажной полкой, различие в его величине для исследуемых лопаток при выбранном времени наработки двигателя может превышать в три раза.

Заключение

На основании результатов проведенных вычислительных экспериментов по определению влияния температуры и наработки на напряженно-деформированное состояние бандажированных рабочих лопаток турбин авиационных газотурбинных двигателей можно сделать однозначный вывод, что использование беззиговых бандажных полок не только обеспечивает по сравнению с Z-образными полками более равномерное распределение контактных напряжений в условиях эксплуатации, характеризующихся действием высоких температур и значительной наработкой, но и позволяет значительно уменьшить напряженность рабочих лопаток турбин и, следовательно, достичь требуемого их ресурса.

Литература

1. Меркулов В.М. О выборе способа бандажирования рабочих лопаток турбин ГТД / В.М. Меркулов, Ф.Д. Ильющенко // Вестник двигателестроения. – 2005. – № 2. – С. 114-117.
2. Меркулов В.М. Разработка бандажированных рабочих лопаток турбин с учетом требований надежности и технологичности / В.М. Меркулов, Ф.Д. Ильющенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – Вып. 9/35. – С. 86-89.
3. Меркулов В.М. Разработка бандажированных рабочих лопаток турбин с учетом требований надежности и технологичности / В.М. Меркулов, С.С. Трипольский, Ю.В. Якушев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – Вып. 9/45. – С.48-51.
4. Придорожный Р.П. Использование метода конечных элементов для определения потери

натяга по контактним граням бандажних полок и остаточного разворота лопаток с учетом ползучести / Р.П. Придорожный // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – Вип. 40/5. – С. 109-113.

5. Придорожный Р.П. Динамика изменения напряженности бандажних полок в условиях повышенных температур / Р.П. Придорожный, А.В. Шереметьев, А.Н. Артюшенко // *Вестник двигателестроения*. – 2004. – № 2. – С. 124-127.

Поступила в редакцию 27.05.2009

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

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМІВНОГО СТАНУ БАНДАЖИРОВАНИХ РОБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБІН АГТД З УРАХУВАННЯМ ВПЛИВУ ТЕМПЕРАТУРИ І НАРОБІТКУ

Р.П. Придорожний, В.М. Меркулов, А.П. Зінковський

У роботі проведено розрахункове дослідження впливу температури і наробітки на напружено-деформівний стан бандажированих робочих лопаток турбін. Встановлено, що активація процесів повзучості матеріалу лопаток в умовах експлуатації приведе до втрат натягу по бандажним полицям, виникненню залишкового розвороту і зміни напруженості лопаток. На основі проведених обчислювальних експериментів показано, що застосування беззигових бандажних полиць дозволяє значно зменшити напруженість робочих лопаток турбін і досягти необхідного їх ресурсу.

Ключові слова: бандажирована робоча лопатка, скінченноелементна модель, повзучість матеріалу, втрата натягу, залишковий розворот, перерозподіл напружень.

ANALYSIS OF THE STRESS-STRAIN STATE OF THE SHROUDED TURBINE ROTOR BLADES OF AGTE TAKING INTO ACCOUNT THE INFLUENCE OF TEMPERATURE AND OPERATING TIME

R.P. Pridorozhny, V.M. Merkulov, A.P. Zinkovskii

This paper presents the results of calculation investigation of influence of temperature and operating time on the stress-strain state of the shrouded turbine rotor blades. It is established, that activation of processes of creep of the material of blades under operating service loading conditions to tightness loss on shrouds, origin of the residual turn and change the intensity of blades. Based on the results of the computing experiments it is shown, that use straight-shrouds allows reducing considerably intensity of blades and obtaining their required service life.

Key words: shrouded rotor blade, finite-element model, creep of material, tightness loss, residual turn, redistribution of stresses.

Придорожний Роман Петрович – канд. техн. наук, инженер-конструктор 1 категории ГП ЗМКБ «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

Меркулов Вячеслав Михайлович – начальник отдела турбин ГП ЗМКБ «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 035041@ivchenko-progress.com.

Зинковский Анатолий Павлович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом колебаний и вибрационной надежности Института проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: zinkovskii@ipp.kiev.ua.

УДК 629.7.036:539.4

Д.А. ГРИГОРЬЕВА¹, Ю.А. ГУСЕВ², А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ¹, А.В. ПЕТРОВ¹¹ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДАМИ ФОТОУПРУГОСТИ И МКЭ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЗАМКОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ РАБОЧИХ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРОВ ГТД

Обоснована актуальность применения методов физического и математического моделирования для повышения точности определения напряженно-деформированного состояния деталей ГТД. Показано применение методов фотоупругости и конечных элементов для определения НДС замковых соединений рабочих лопаток компрессоров ГТД типа «ласточкин хвост». Разработан подход для обеспечения идентичности напряженного состояния реальной детали и модели при применении метода фотоупругости. Проведено сравнение результатов определения НДС в зонах концентрации напряжений замкового соединения при максимальной нагрузке и при ее равномерном возрастании. Получена хорошая сходимость расчетных и экспериментальных результатов.

Ключевые слова: напряженно-деформированное состояние, замковое соединение, метод конечных элементов, метод фотоупругости, изохрома, изоклина, полярископ, модель.

Введение

В связи с непрерывным ростом ресурсов и перехода на эксплуатацию по техническому состоянию ГТД возникла необходимость обеспечивать их назначенный ресурс путем более тщательного прогнозирования рабочего состояния, возможных отказов и неисправностей.

Рабочие лопатки и диски компрессоров в значительной степени определяют прочностную надежность двигателя. На конструктивную прочность лопаток и дисков существенно влияют концентрация напряжений, цикличность изменения режима нагружения, технология изготовления, свойства покрытий и другие факторы. Разрушение замковых соединений может происходить по хвостовику лопатки и по межпазовым выступам диска. В целях устранения дефектов и предотвращения появления их в будущем, расчетным путем определяют критические зоны появления опасных напряжений в замковом соединении, чтобы вовремя внедрить мероприятия по их устранению.

1. Методика исследования

В результате проведенного анализа известных методов экспериментального и расчетного определения напряженно-деформированного состояния (НДС) [1, 2, 4] сделан вывод, что в решении проблемы прогнозирования рабочего состояния замковых соединений рабочих лопаток компрессоров

АГТД одним из наиболее перспективных направлений является применение метода фотоупругости [1] (рис. 1), как экспериментального метода верифицирующего МКЭ, использующего модели в трехмерной постановке с учетом контактного взаимодействия в соединениях [2] (рис. 2) Метод фотоупругости и по сей день не теряет своей актуальности. Он существенно дешевле тензометрирования, применение которого для определения статических напряжений в замковых соединениях лопаток связано с значительными трудностями.

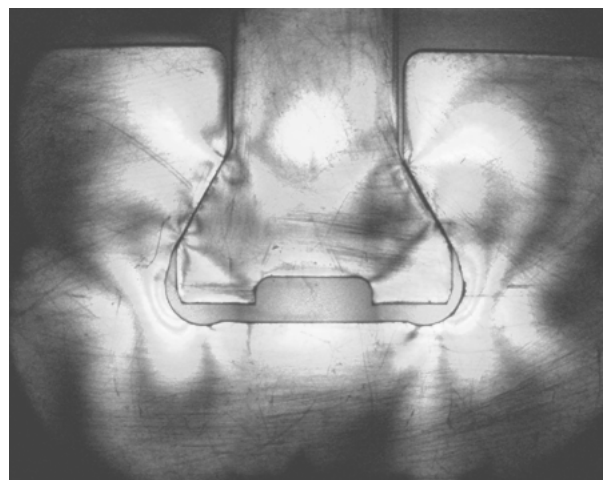


Рис. 1. Картина полос, полученная методом фотоупругости в модели при максимальной нагрузке

Для исследования НДС замкового соединения типа «ласточкин хвост» создана плоская конечно-

элементная модель замкового соединения КВД ТРДД.

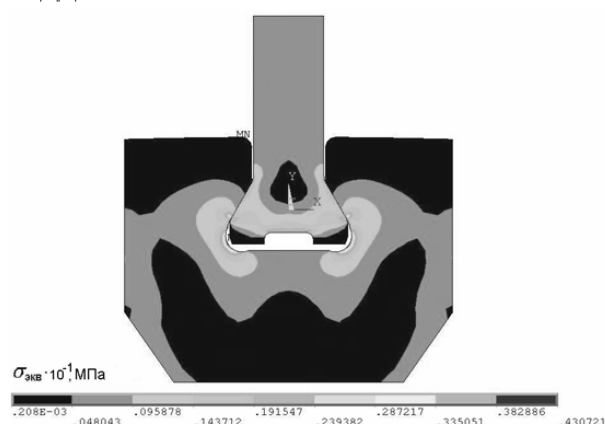


Рис. 2. Распределение эквивалентных напряжений МКЭ в модели при максимальной нагрузке

Для верификации результатов МКЭ методом фотоупругости создана плоская модель замкового соединения из оптически-чувствительного материала - поликарбоната.

Для корректного применения метода фотоупругости и отождествления полученных результатов с реальной деталью необходимо выполнить пересчет нагружения с реальной детали на экспериментальную модель по формуле (1) [3]:

$$\left(\frac{\sigma}{E}\right)_{\text{мод.}} = \left(\frac{\sigma}{E}\right)_{\text{констр.}} = \text{idem}, \quad (1)$$

где σ – напряжение, МПа;

E – модуль упругости, МПа.

Исходные данные и результаты пересчета нагрузок приведены в табл. 1.

Таблица 1
Пересчет величины нагружения реальной детали на экспериментальную модель

Параметр	Модель	Лопатка
Материал	Поликарбонат	ВТ-8
$E \cdot 10^{-1}$, МПа	200	11900
F , мм ²	430	60,3
ρ , г/см ³	1,2	4,43
$\sigma \cdot 10^{-1}$, МПа	0,07	4,06
Коэффициент трения	0,44	0,3
Нагрузка	Руст $\approx$ 30 кг	Слоп = 245 кг

Эксперимент выполнен на поляризационной установке ИМАШ-КБ-2. Интерференционные картины, наблюдаемые на изображении модели (рис. 2.), представляют собой картины полос или картины изохром. [4].

Результатами эксперимента стали фотографии распределения изохром в модели при нагрузках 5, 10, 15, 20, 25, 30 кг (рис. 2). После тарировки поля-

ризационной установки с экспериментальной модели была снята картина изоклин при максимальной нагрузке (рис. 3).

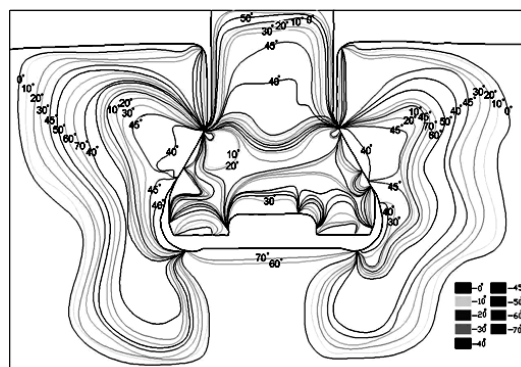


Рис. 3. Поле изоклин

Поле изоклин необходимо для построения траекторий главных напряжений (изостат) – линий, касательные к которым в каждой точке совпадают с направлением одного из главных нормальных напряжений. Картина изостат в напряженной модели дает наглядное представление о характере поля напряжений. МКЭ также может выдавать подобное поле напряжений, но в виде векторов главных напряжений (рис. 4).

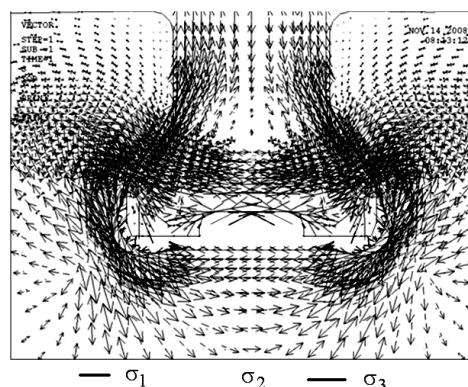


Рис. 4. Вектора главных напряжений МКЭ

Параллельно выполнялся расчет конечно-элементной модели замкового соединения, результатом которого стали значения всех компонент напряжения модели при разных нагрузках (рис. 1).

Для обеспечения возможности сравнения результатов метода фотоупругости с МКЭ, оптические параметры, полученные в результате эксперимента, переведены в значения действующих напряжений в модели. Основные используемые зависимости [4]:

1. Цена полосы материала:

$$\sigma_0^{1-0} = \frac{8 \cdot P}{\pi \cdot D \cdot n}, \quad \frac{\text{кг}}{\text{мм}}, \quad (2)$$

где P – нагрузка, кг;

D – диаметр тарировочного кольца, мм;

n – порядок полосы.

2. Главные напряжения определены способом разности касательных напряжений:

$$(\sigma_x)_n = (\sigma_x)_0 - \sum_{i=1}^n \left(\frac{\Delta \tau_{xy}}{\Delta y} \Delta x \right)_i, \quad (3)$$

где $(\sigma_x)_n$ – значения напряжения в точке модели, МПа;

$(\sigma_x)_0$ – значения напряжения в начальной точке, МПа;

$$\sigma_y = \sigma_x - \frac{n \cdot \sigma_0^{1-0}}{2d} \cos 2\alpha, \quad (4)$$

где α – параметр изоклины (рис. 3);

$$\sigma_1 = \frac{1}{2} [\sigma_x + \sigma_y + (\sigma_1 - \sigma_2)], \text{ МПа}; \quad (5)$$

$$\sigma_2 = \frac{1}{2} [\sigma_x + \sigma_y - (\sigma_1 - \sigma_2)], \text{ МПа}. \quad (6)$$

2. Анализ результатов

Для сравнения и анализа результаты, полученные экспериментальным и расчетным методами, представлены в виде двух видов зависимостей:

- распределение напряжения вдоль сильно нагруженных линий модели при постоянной нагрузке (рис. 6, 7);
- распределение напряжения в характерных точках с увеличением нагрузки (рис. 8 – 11).

Схема расположения характерных линий и точек замкового соединения показана на рис. 5.

Сильно нагруженными линиями в замковом соединении являются линия зоны контактного взаимодействия между диском и лопаткой – линия АВ и линия зоны концентрации напряжения в радиусах переходов межпазовых выступов (МПВ) диска – линия CD.

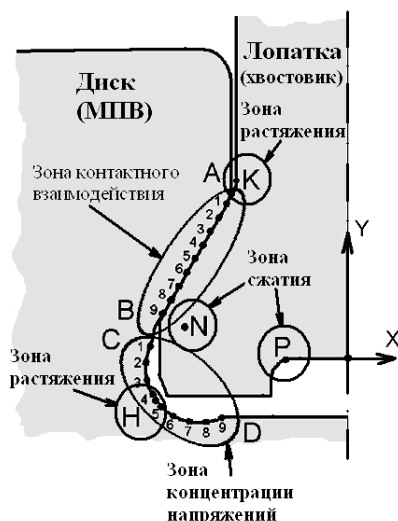


Рис. 5. Характерные точки и система координат

Значение напряжений по основным линиям взяты в девяти точках. Выбранные точки на теле модели K, N, H, P характеризуют основные зоны растяжения и сжатия в замковом соединении. На графиках линиями представлены результаты полученные расчетным путем, точками – экспериментальным

Значения напряжений вдоль основных линий определены при действии максимальной нагрузки в 30кг, соответствующей значению напряжения в реальной детали под действием центробежной силы на максимальном взлетном режиме (табл. 1).

На рис. 6 представлено распределение компонент напряжения вдоль линии контактного взаимодействия лопатки с диском под действием максимальной нагрузки.

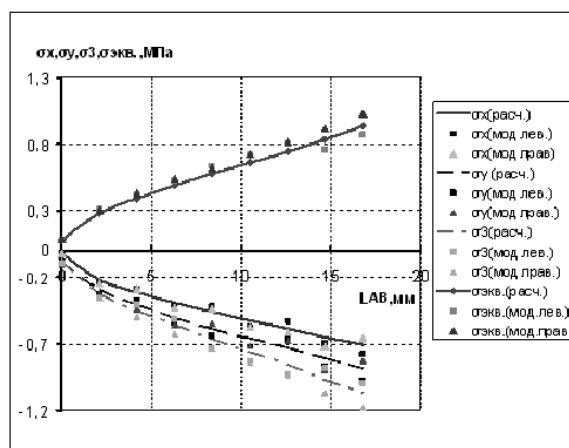


Рис. 6. Распределение напряжений по линии АВ

Из зависимости видно, что с последовательным перемещением вдоль линии АВ в МПВ, напряжения в диске практически линейно возрастают и вместе с тем увеличивается погрешность сходимости расчетных и экспериментальных значений напряжений.

Рис. 7 характеризует распределение напряжений по линии радиусного перехода МПВ диска при действии максимальной нагрузки. Наиболее напряженный участок линии CD – место перехода от линии контактного взаимодействия на радиус МПВ диска. В точке 5 (рис. 5), по середине радиусного перехода МПВ диска σ_x и σ_y уравнивают свои значения, при том что в начале радиусного перехода определяющим были σ_y , а в конце σ_x . Определяющий вклад в значение $\sigma_{экв}$, как видно из графика, вносят значения главных напряжений σ_1 .

Анализируя распределение компонент напряжения в выбранных точках K, N, H, P с ростом нагрузки (рис. 8 – 11), можно сделать заключение, что с ростом нагрузки напряжения в точках линейно

возрастают и погрешность в сходимости расчетных и экспериментальных результатов возрастают также. Наиболее нагруженной точкой из ряда выбранных оказалась точка Н, расположенная на радиусном переходе МПВ диска.

Поскольку в расчетах использовалась симметричная конечно-элементная модель, к которой прикладывалась осевая нагрузка вдоль оси симметрии, то получаемое НДС было также симметричным. Поэтому расчетные значения напряжений, показанных на рис. 6 – 11 приведены только для одной из сторон замкового соединения. Различия между экспериментально полученными напряжениями на левой и правой сторонах замкового соединения возможно связаны с технологическими отклонениями (в пределах допуска) при изготовлении модели.

Таким образом, проведенная расчетно-экспериментальная оценка НДС показала хорошую сходимость расчетных результатов с экспериментом с достаточным для практики уровнем точности – 5 – 10%.

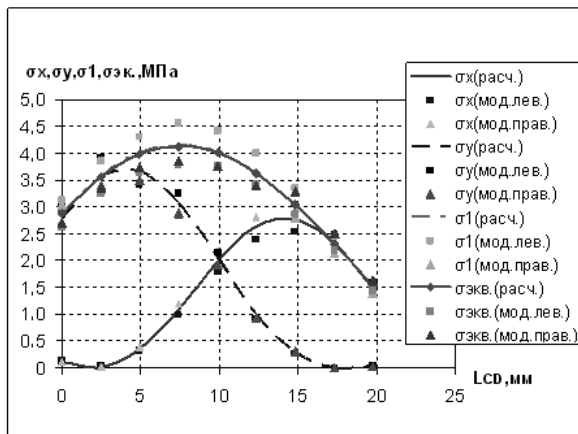


Рис. 7. Распределение напряжений по линии CD

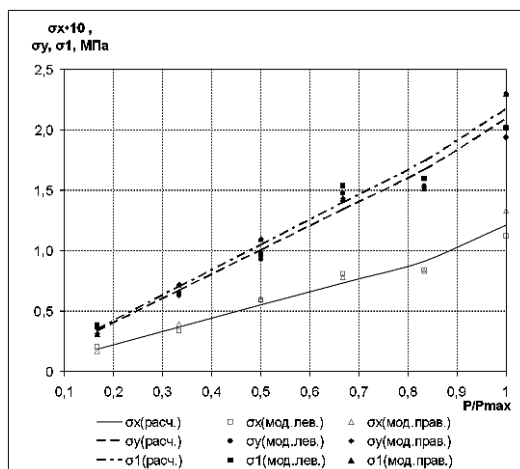


Рис. 8. Распределение напряжений $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_1$ в зависимости от роста нагрузки в точке К

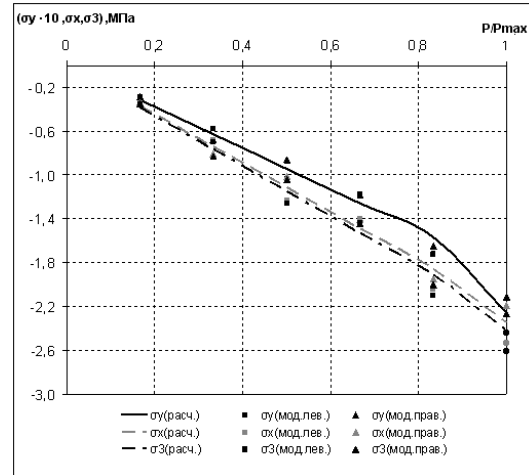


Рис. 9. Распределение напряжений $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_3$ в зависимости от прироста нагрузки в точке Р

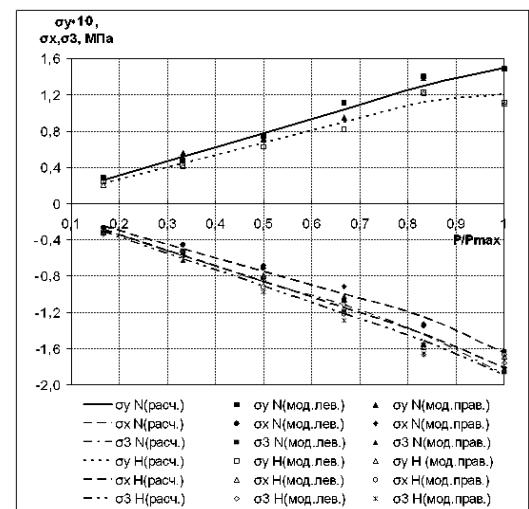


Рис. 10. Распределение напряжений $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_3$ в зависимости от прироста нагрузки в точках N и H

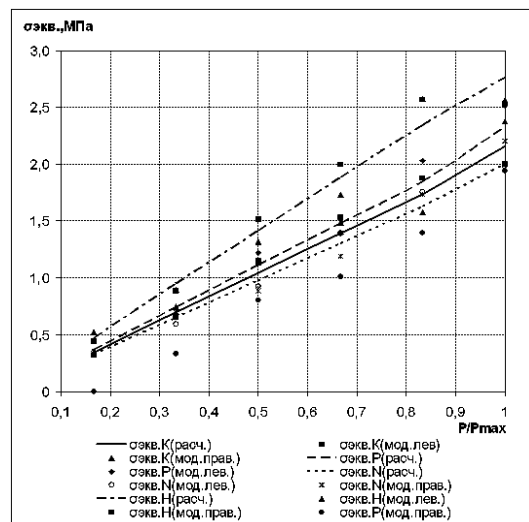


Рис. 11. Распределение напряжений $\sigma_{экв}$ в зависимости от прироста нагрузки в точках К, Р, N и H

Заключение

1. Проведено сравнение результатов двух методов расчетного – МКЭ и экспериментального – метода фотоупругости.

2. Получено хорошее совпадение результатов.

3. Дальнейшие исследования планируется по следующим направлениям:

– получение качественных и количественных оценок напряжения методом фотоупругости для замковых соединений других типов на трехмерных моделях;

– моделирование возможных технологических отклонений формы замковых соединений на физических моделях.

Литература

1. Doyle J.F. *Modern Experimental Stress Analysis completing the solution of partially specified problems* / J.F. Doyle. – Jon Wiley & Sons Ltd, 2004. – 424 p.

2. Сегерлинд Л. *Применение метода конечных элементов в технике: пер. с англ.* / Л. Сегерлинд. – М.: Мир, 1979. – 428 с.

3. Третьяченко Г.Н. *Моделирование при изучении прочности конструкции* / Г.Н. Третьяченко. – К.: Наукова думка, 1979. – 323 с.

4. Москаленко А.С. *Экспериментальное исследование напряженного состояния деталей авиационного двигателя методом фотоупругости: учеб. пособие* / А.С. Москаленко, Ю.А. Гусев. – Х.: ХАИ, 1993. – 43 с.

Поступила в редакцию 12.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой С.В. Епифанов, Харьковский национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТОДАМИ ФОТОПРУЖНОСТІ ТА КІНЦЕВИХ ЕЛЕМЕНТІВ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ЗАМКОВИХ З'ЄДНАНЬ РОБОЧИХ ЛОПАТОК КОМПРЕСОРІВ ГТД

Д.О. Григор'єва, Ю.О. Гусєв, О.В. Шереметьєв, О.В. Петров

Обґрунтована актуальність використання методів фізичного і математичного моделювання для підвищення точності визначення напружено-деформованого стану (НДС) деталей ГТД. Наведено використання методів фотопружності і кінцевих елементів для визначення НДС замкових з'єднань робочих лопаток компресорів ГТД типу «кластівкін хвіст». Розроблен підхід для забезпечення ідентичності напруженого стану реальної деталі і моделі при використанні метода фотопружності. Проведено порівняння результатів визначення НДС в зонах концентрації напружень замкового з'єднання при максимальному навантаженні та при її рівномірному зростанні. Отримана добра збіжність розрахункових та експериментальних результатів.

Ключові слова: напружено-деформований стан, замкове з'єднання, метод кінцевих елементів, метод фотопружності, ізохрома, ізокліна, полярископ, модель.

INVESTIGATION BY METHODS OF PHOTOELASTICITY AND FEA OF STRESS-STRAIN STATE OF GTE's COMPRESSORS BLADE-DISK JOINTS

D.A. Grigoryeva, U.A. Gusev, A.V. Sheremetyev, A.V. Petrov

The urgency of application of physical and mathematical modeling methods for accuracy increase of definition of GTE's parts stress-strain state is grounded. Application of photoelasticity and finite element methods for stress-strain state definition of dovetail blade-disk joints of GTE's compressors is shown. The approach for ensuring of stress state identity between the real detail and the model is developed at photoelasticity method application. Comparison results of stress-strain state definition in stress concentration zones of blade-disk joints is carried out at the maximal loading and at its uniform increase. Good convergence between calculated and experimental results is received.

Key words : stress-strain stat, blade-disk joints, finite element method, photoelasticity method, isochromat, isoclinical, polariscope, model.

Григор'єва Дар'я Александровна – магістр, інженер-конструктор ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

Гусєв Юрій Алексєєвич – канд. техн. наук, професор, професор кафедри конструкції авіаційних двигателів і енергетических установок Національного аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Шереметьєв Александр Викторович – канд. техн. наук, начальник отдела прочностных расчетов и исследований ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

Петров Алексей Владимирович – канд. техн. наук, ведущий инженер ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

УДК 621.165

О.В. КОТУЛЬСКАЯ¹, Т.Н. ПАРАМОНОВА¹, Н.В. ЛЫХВАР¹, А.Ю. КОЗЛОКОВ²¹*Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков*²*Харьковская ТЭЦ-5, Украина***О СОХРАНЕНИИ РЕСУРСА ТЕПЛОФИКАЦИОННОЙ ТУРБИНЫ Т-250/300-240 ПРИ РАБОТЕ НА ПЕРЕМЕННЫХ НАГРУЗКАХ В ШИРОКОМ ДИАПАЗОНЕ ИХ ИЗМЕНЕНИЯ**

Представлено расчетное исследование распределения параметров пара по проточной части турбины Т-250/300-240 на режимах глубокой разгрузки с использованием скользящего давления при постоянной температуре острого пара. Расчеты сделаны для режимов, определяющих безопасную эксплуатацию котла. Проведенное исследование позволяет расширить регулировочный диапазон изменения мощности и уменьшить время разгрузки и нагружения турбины без увеличения уровня термических напряжений и срабатывания остаточного ресурса турбины.

Ключевые слова: турбина, ресурс, ротор, температура, давление, скользящие параметры.

На условия эксплуатации генерирующего оборудования энергоблоков Харьковской ТЭЦ-5 в значительной мере влияет работа по заказам Энергобанка, когда станция поставляет электроэнергию в объединенную энергетическую систему Украины по заданному графику нагрузки. При этом в ночные часы наблюдается ежесуточное снижение мощности энергоблока с 300 до 140 МВт (при работе в конденсационном режиме) или с 250 до 140 МВт (при работе в теплофикационном режиме). Нагружение и разгрузка блока зачастую осуществляется с темпом изменения мощности, который превышает допустимый, заданный заводом-изготовителем для переходных режимов. Уменьшение временного интервала при переходе от номинального значения до минимально допустимого за счет регулирования диапазона в сторону уменьшения нагрузки, может вызвать пластические деформации в наиболее напряженных (критических) точках ротора. О чем свидетельствуют как расчетные данные по определению интенсивности напряжений [1], так и появление трещин в таких элементах ротора как галтели на дисках регулирующей ступени, термокомпенсационные канавки диафрагменных и передних концевых уплотнений.

Одним из приемов сохранения ресурса турбины при глубоких разгрузках является работа на скользящих параметрах [2, 3], суть которой заключается в том, что при полностью открытых регулирующих клапанах снижение давления на входе в турбину производится с помощью котла при поддержании температуры острого пара на уровне номинального значения.

Данная технология работы на скользящем дав-

лении широко применяется на блоках с барабанными котлами и осваивается на блоках с прямоточными котлами [2, 3]. Основное внимание при этом уделяется состоянию элементов котла и очень мало внимания уделяется непосредственно работе турбины. При этом считается, что при постоянной температуре на входе в турбину распределение температуры пара по проточной части также остается неизменным, несмотря на существенное снижение расхода пара.

На Харьковской ТЭЦ-5 ОАО «ЛьвовОРГРЭС» была проведена работа по переводу блока № 3 на скользящие параметры свежего пара [4]. При проведении испытаний не было дано оценки изменения теплового состояния турбины Т-250/300-240.

В данной работе представлено исследование распределения параметров пара по проточной части турбины Т-250/300-240 на режимах глубокой разгрузки с использованием скользящего давления при постоянной температуре $T_{оп} = 540$ °С. Расчетные исследования проводились с помощью программного комплекса, созданного в ИПМаш на основе математической модели турбоустановки [5].

Полученные значения температур по всему тракту течения пара в цилиндре высокого давления (ЦВД) для теплофикационного ($N_3 = 250$ МВт) и конденсационного режимов ($N_3 = 300$ МВт) при $T_{оп} = 540$ °С, $P_0 = 240$ кгс/см² полностью совпадают (рис. 1), что позволяет проводить дальнейшие исследования для одного из этих режимов.

Для оценки изменения температурного состояния ротора высокого давления было исследовано два варианта работы турбины:

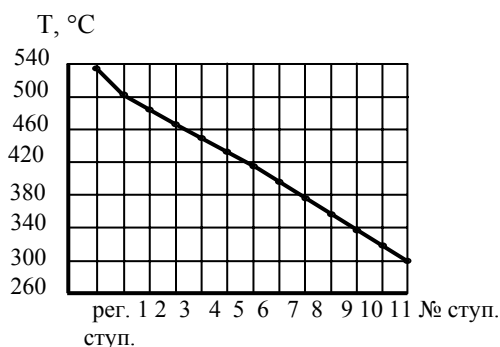


Рис. 1. Изменение температуры пара в проточной части ЦВД при работе на номинальных параметрах

- изменение мощности проводилось с помощью прикрытия регулирующих клапанов (табл. 1);
- изменение мощности выполнялось при скользящем давлении, когда снижение давления происходит в котле за счет уменьшения расхода топливного газа. При этом регулирующие клапаны полностью открыты, что исключает дросселирование пара на входе в турбину (табл. 2).

Тепловой расчет турбины на скользящих параметрах проведен для режимов, выбранных ЛьвовОРГРЭС при наладке котла ТГМП-344.

Таблица 1
Параметры пара при работе на переменных режимах

Номер режима	Мощность, N_3 , МВт	Расход через турбину, G_0 , т/ч
1	301,3	955
2	249,6	762
3	204,9	616
4	139,8	412
5	136,7	411,8

Таблица 2
Параметры пара при работе на скользящих параметрах

Номер режима	Мощность, N_3 , МВт	Расход через турбину, G_0 , т/ч	Давление на входе в турбину, P_0 , кгс/см ²
1	301,3	955	235,36
2	237,8	720	235,36
3	202,3	616	159,91
4	186,3	550	179,46
5	128,7	365	119,64

Анализ изменения температуры пара в ступенях проточной части цилиндра высокого давления при переменных режимах (рис. 2) показал, что снижение мощности до 137 МВт сопровождается появлением температурного перепада $\Delta T = 105$ °C, что приводит к опасным термоударам на поверхностях

элементов диска регулирующей ступени, внутреннего уплотнения и переднего концевого уплотнения.

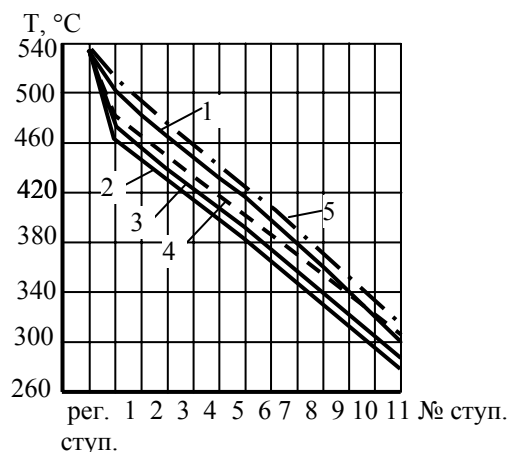


Рис. 2. Изменение температуры пара в проточной части ЦВД при переменных режимах работы

Переход на работу при скользящем давлении и уменьшении мощности до 129 МВт вызывает появление температурного перепада $\Delta T = 55$ °C (рис. 3). Этот температурный перепад не приводит к пластическим деформациям на поверхности металла в критических точках ротора и не вызывает срабатывания ресурса по факту малоциклового усталости. Поэтому перевод блока на работу при скользящем давлении можно начинать при более высокой мощности (265-275 МВт), если на это не накладывает ограничение работа котла.

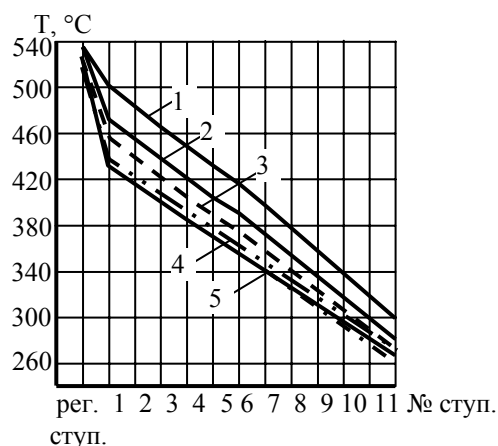


Рис. 3. Изменение температуры пара в проточной части ЦВД при работе на скользящих параметрах

Выводы

1. Проведенное исследование изменения температуры пара по проточной части ЦВД турбины Т-250/300-240 при работе блока на скользящем давлении показало, что регулировочный диапазон изменения мощности может быть расширен. Нижнее

значение регулировочного диапазона может составлять 129 МВт вместо принятого в настоящее время 150 МВт. При этом температурное состояние проточной части существенно не изменяется.

2. Перевод блока на режим работы при скользящем давлении позволяет уменьшить время разгрузки и нагружения турбины при сохранении безопасного уровня термонапряжений, не приводящего к ускоренному срабатыванию ресурса турбины.

Литература

1. Повышение энергоэффективности работы турбоустановок ТЭС и ТЭЦ путём модернизации, реконструкции и совершенствования режимов их эксплуатации / Ю.М. Мацевитый, Н.Г. Шульженко, В.Н. Голощапов и др.; под общ. ред. академика Ю.М. Мацевитого; НАН Украины Институт про-

блем машиностроения. – К.: Наукова думка, 2008. – 366 с.

2. Кириллов И.И. Внедрение скользящего давления - важнейшая задача современной энергетики / И.И. Кириллов, В.И. Иванов // Энергомашиностроение. – 1973. – № 10. – С. 3-7.

3. Прокопенко А.Г. Стационарные, переменные и пусковые режимы энергоблоков ТЭС / А.Г. Прокопенко, И.С. Мысак. - М.: Энергоатомиздат, 1990. - 315 с.

4. Клуб М.В. Експлуатація прямогокового котла на ковзаному тиску при відключенні ПВТ / М.В. Клуб, Й.С. Мисак, О.Ю. Козлоков // Енергетика та електрифікація. - 2007. - № 11. - С. 16-22.

5. Лыхвар Н.В. Моделирование теплоэнергетических установок с использованием интерактивной схемной графики / Н.В. Лыхвар, Ю.Н. Говорущенко, В.А. Яковлев // Проблемы машиностроения. – 1992. – Вып. 38 - С. 76-85.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, чл.-корр. НАН Украины, зав. отделом А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина.

ПРО ЗБЕРЕЖЕННЯ РЕСУРСУ ТЕПЛОФІКАЦІЙНОЇ ТУРБІНИ Т-250/300-240 ПРИ РОБОТІ НА ЗМІННИХ НАВАНТАЖЕННЯХ У ШИРОКОМУ ДІАПАЗОНІ ЇХНЬОЇ ЗМІНИ

О.В. Котульська, Т.М. Парамонова, М.В. Лихвар, О.Ю. Козлоков

Представлено розрахункове дослідження розподілу параметрів пари по проточній частині турбіни Т-250/300-240 на режимах глибокого розвантаження з використанням ковзного тиску при постійній температурі гострої пари. Розрахунки зроблено для режимів, що визначають безпечну експлуатацію котла. Проведене дослідження дозволяє розширити регульовальний діапазон зміни потужності та зменшити час розвантаження та навантаження турбіни без збільшення рівня термічних напруг і спрацювання остаточного ресурсу турбіни.

Ключові слова: турбіна, ресурс, ротор, температура, тиск, ковзаючі параметри.

ABOUT THE SAVING OF RESOURCE OF COGENERATION TURBINE T-250/300-240 DURING WORK ON THE VARIABLE LOADINGS IN THE WIDE RANGE OF THEIR CHANGE

O.V. Kotulska, T.N. Paramonova, N.V. Lihvar, N.A. Kozlov

The research calculation of distributing of steam parameters on channel of turbine T-250/300-240 on the modes of the deep loading with the use of sliding pressure at a stationary temperature direct steam is presented. Calculations are done for the modes determining safe exploitation of boiler. This research allows extending the regulation range of power change and to decrease time of unloading and loading of turbine without increase level of termaltensions and abrasion of remaining resource of turbine.

Key words: turbine, resource, rotor, temperature, pressure, sliding pressure

Котульская Ольга Валериевна - ведущий инженер отдела моделирования и идентификации тепловых процессов Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: katulska@ipmach.kharkov.ua.

Парамонова Татьяна Николаевна - ведущий инженер отдела моделирования и идентификации тепловых процессов Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: paramonova@ipmach.kharkov.ua.

Лыхвар Николай Васильевич - канд. техн. наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник отдела оптимизации процессов и конструкций турбомашин Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина.

Козлов Николай Юрьевич - главный инженер, ОАО «Харьковская ТЭЦ-5», Харьков, Украина.

УДК 539.3

Е.А. СТРЕЛЬНИКОВА, И.Е. РЖЕВСКАЯ, Е.В. ГАНЧИН

Институт проблем машиностроения им. А.М. Подгорного НАН Украины, Харьков

ПРОЧНОСТЬ, ДИНАМИКА И РЕСУРС ЛОПАСТИ РАБОЧЕГО КОЛЕСА ПОВОРОТНО-ЛОПАСТНОЙ ГИДРОТУРБИНЫ

Созданы методика уточненного расчета прочности лопасти с фланцем рабочего колеса поворотно-лопастной гидротурбины и проведена оценка ресурса. Для определения напряженно-деформированного состояния конструкции используется метод конечных элементов с высокой степенью аппроксимации на элементе. В качестве нагружения учитывались давления на перо лопасти и центробежные силы. Для определения ресурса использована теория многоциклового усталости. Модули программ расчетов использованы при конструировании новых и модернизации существующих конструкций гидротурбин.

Ключевые слова: гидротурбина, метод конечных элементов, прочность, динамика, ресурс.

Введение

В связи с выработкой ресурса многих гидротурбин в Украине, при их модернизации возникает вопрос о продлении срока службы их отдельных узлов и деталей и замене морально и физически устаревшего оборудования при повышении мощности и эксплуатационной надежности гидротурбин. Оценка эффективности и объема реконструкции требует высокоточных и оперативных методик и программ исследования прочности и динамики конструкций узлов гидротурбин при различных режимах эксплуатации.

В связи с этим необходимо совершенствовать существующие расчетные схемы, разрабатывать новые методики для определения НДС, динамики и ресурса элементов конструкций гидротурбин.

Особое внимание уделяется лопастям рабочих колес (РК) поворотно-лопастных (ПЛ) гидротурбин, которые находятся под динамическим воздействием потока воды.

1. Методика численного исследования НДС и динамики лопасти РК

Лопасть рабочего колеса ПЛ гидротурбины состоит из пера лопасти и фланца; переход между их поверхностями сглаживают галтели (рис. 1). Расчет НДС выполнен МКЭ в трехмерной постановке [1]. Рассмотрим равновесие произвольного трехмерного тела, нагруженного поверхностными q^s , объемными q^V и сосредоточенными силами f^i . Эти силы имеют три компонента, соответствующие трем координатным осям. На основе принципа возможных переме-

щений имеем

$$\int_V \delta \varepsilon^T \sigma dV = \int_V \delta u^T q^V dV + \int_S \delta u^T q^S dS + \sum_i \delta u^i f^i.$$

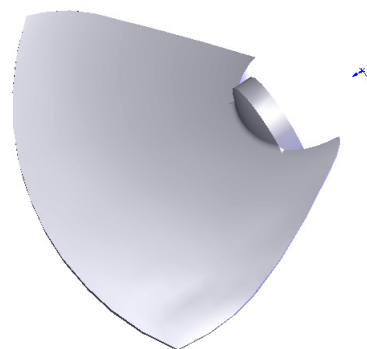


Рис. 1. Общий вид лопасти рабочего колеса ПЛ гидротурбины

Уравнения равновесия для ансамбля элементов примут вид

$$Ku = r, \quad (1)$$

где $r = r_v + r_s + r_i$;

K – матрица жесткости конструкции

$$K = \sum_m \int_{V^{(m)}} B^{(m)T} C^{(m)} B^{(m)} dV^{(m)}.$$

Вектор нагрузки r включает в себя влияние объемных сил

$$r_v = \sum_m \int_{V^{(m)}} H^{(m)T} q^V dV^{(m)},$$

поверхностных нагрузок

$$r_s = \sum_m \int_{S^{(m)}} H^{S^{(m)}} T_q S^{(m)} dS^{(m)}$$

и сосредоточенной силы $r_i = f^i$.

Уравнения (1) определяют статическое положение равновесия элементов. Однако приложенные силы могут зависеть от времени. На основе принципа д'Аламбера инерционные силы рассматриваются как составная часть объемных сил. Если ускорения аппроксимировать аналогично смещениям элементов, то вклад объемных сил в вектор r^v

$$r_v = \sum_m \int_{V^{(m)}} H^{(m)T} (q^{V^{(m)}} - \rho^{(m)} H^{(m)} \ddot{u}) dV^{(m)},$$

где $\ddot{u}$ – столбец ускорений узловых точек, а $\rho^{(m)}$ – плотность m -го элемента. В этом случае уравнения движения примут вид

$$M\ddot{u} + Ku = r,$$

где r и u зависят от времени. Матрица масс конструкции определяется как

$$M = \sum_m \int_{V^{(m)}} \rho^{(m)} H^{(m)T} H^{(m)} dV^{(m)}.$$

2. Определение ресурса лопастей РК ПЛ гидротурбин

В соответствии с теорией многоциклового усталости исходными данными для выполнения расчета ресурса лопасти РК ПЛ гидротурбины являются амплитудные значения интенсивности напряжений σ_a и средней величины напряжений σ_m . Количество циклов до разрушения N определяется уравнением [2]

$$N = \frac{\sigma_{-10}^m \cdot N_0}{\sigma_a^m}, \quad (2)$$

где m – угол наклона кривой усталости; N_0 – базовое число циклов; σ_{-10} – предел выносливости детали при базовом числе циклов, который можно определить из зависимости

$$\sigma_{-10} = \frac{\gamma \cdot \epsilon_\sigma \cdot \beta_\sigma}{k_\sigma} \sigma_{-10} \sqrt{1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_E}}, \quad (3)$$

где σ_{-10} – предел выносливости образца при базовом числе симметричных циклов в воздухе; $\gamma, \epsilon_\sigma, \beta_\sigma, k_\sigma$ – коэффициенты влияния воды, масштабного фактора, состояния поверхности и концентрации напряжений соответственно; σ_E – предел прочности.

Среднее значение напряжения цикла определяется следующим образом [2]:

$$\sigma_m = \sigma_{m3} + \sigma_{mm}, \quad (4)$$

где $\sigma_{m3} = (\sigma_{\max} + \sigma_{\min})/2$ – эксплуатационные средние напряжения для симметричного цикла;

σ_{mm} – остаточные напряжения от сварки.

Таким образом, формула (2) с учетом (3) и (4) примет вид

$$N = N_0 \left(\frac{\gamma \cdot \epsilon_\sigma \cdot \beta_\sigma}{k_\sigma \cdot \sigma_a} \sigma_{-10} \sqrt{1 - \frac{\sigma_{m3} + \sigma_{mm}}{\sigma_E}} \right)^m.$$

Расчетный и остаточный ресурс определяются по формулам

$$n = \frac{N}{N_3} \cdot L, \quad n = \left(\frac{N}{N_3} - 1 \right) \cdot L,$$

где L – количество лет работы; N_3 – количество циклов нагружения за период эксплуатации.

3. Определение НДС и динамики лопасти РК Головной ГЭС

Исследовалось НДС и динамика лопасти РК Головной ГЭС. Материал конструкции сталь 06Х12НЗДЛ.

Исследованы НДС при следующих режимах работы турбины:

- напор 23 м, мощность 42000 кВт, угол наклона лопасти 11,5°;
- напор 31,2 м, мощность 52000 кВт, угол наклона лопасти 8°.

На рис. 2, а, б показано НДС при статическом нагружении лопасти (режим 1).

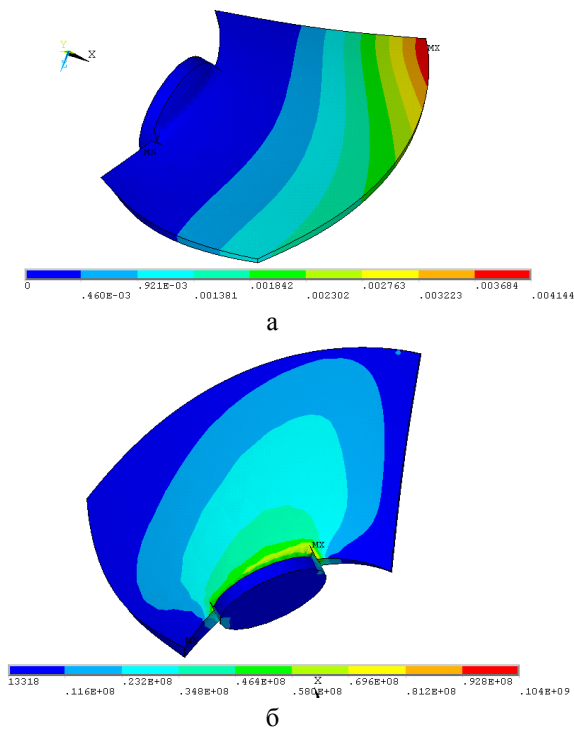


Рис. 2. НДС лопасти РК ПЛ гидротурбины (режим 1): а – перемещения (м), б – интенсивности напряжений (Па)

Максимальные напряжения в конструкции возникают в месте перехода пера лопасти в цапфу. Их величина не превышает допустимые.

При определении амплитуды динамических напряжений считаем, что конструкция нагружена давлением, которое меняется по закону

$$q(t) = 0,1 \cdot Q(x, y, z) \cdot \sin(\omega \cdot t),$$

где ω – оборотно-лопастная частота равная 1,79 Гц, а $Q(x, y, z)$ – давление налицевую и тыльную поверхность лопасти.

Результаты расчета НДС лопасти с фланцем РК ПЛ гидротурбины (Головная ГЭС) при динамическом нагружении показали, что расчет возможен в квазистатической постановке, т.к. низшие собственные частоты намного выше частоты возмущения [3].

На рис. 3 показан график изменения максимального значения интенсивности напряжений во времени.

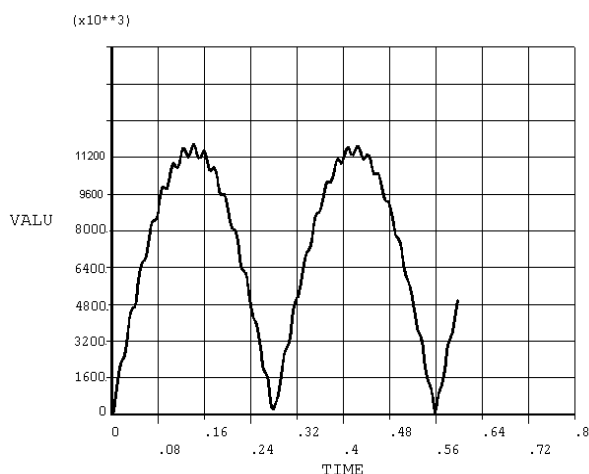


Рис. 3 – Изменение максимального значения интенсивности напряжений во времени, Па

На рис. 4, 5 показано НДС конструкции для $t = 0,141$ с.

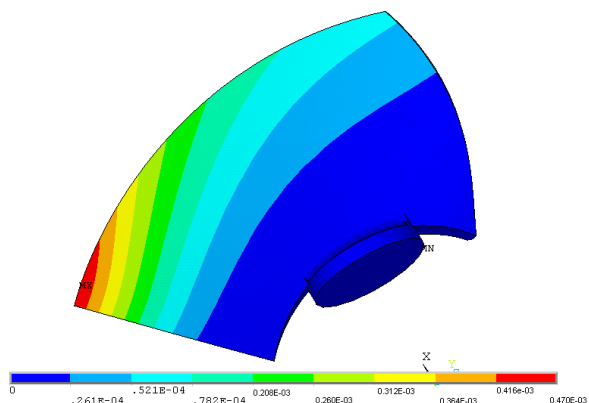


Рис. 4. Деформированное состояние лопасти с фланцем при динамическом нагружении

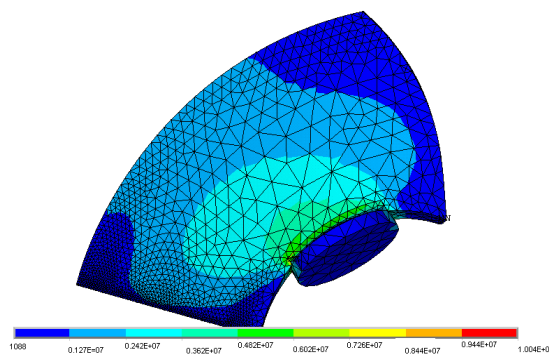


Рис. 5. Распределение интенсивности напряжений в лопасти с фланцем при динамическом нагружении

Механические и усталостные характеристики стали 06Х12Н3ДЛ, согласно приведенным в справочниках [4, 5] данным, такие: граница выносливости образца при базовом числе симметричных циклов в воздухе $\sigma_{-10} = 49$ МПа; базовое число циклов $N_0 = 10^8$; угол наклона кривой усталости $m = 6,0$; граница прочности $\sigma_B = 637$ МПа; коэффициенты влияния воды, масштабного фактора, состояния поверхности $\gamma = 0,73$, $\varepsilon_\sigma = 1$, $\beta_\sigma = 1$, $k_\sigma = 1,72$ (определяется по кривым Petersona, экстраполированными на случай малых радиусов закругления).

В табл. 1 приведены амплитудные и средние значения интенсивности напряжения лопасти с фланцем РК Головной ГЭС, расчетный ресурс конструкции для различных режимов работы турбины.

Таблица 1

Расчетный ресурс лопасти РК для разных режимов работы турбины

Режим работы	σ_m , МПа	σ_a , МПа	N	n, лет
1	104	10,04	$46,27 \cdot 10^8$	41
2	125	12,1	$13,38 \cdot 10^8$	12

На основе принципа линейного суммирования повреждений определяем расчетный ресурс гидротурбины, который равен 30 лет при условии ее работы в режиме 1 – 60%, в режиме 2 – 40% от общего числа циклов нагружения.

Выводы

Разработанные метод и пакеты прикладных программ для расчета статике, динамики и ресурса элементов конструкций гидротурбин дают возможность на практике проводить комплексный анализ статических, динамических характеристик и ресур-

са конструкций и оперативно решать вопросы замены или продления срока службы оборудования при модернизации агрегатов ГЭС [6].

Литература

1. Бате К. Численные методы анализа и метод конечных элементов / К. Бате, Е. Вилсон. – М.: Наука, 1982. – 448 с.
2. Биргер И.А. Расчет на прочность деталей машин / И.А. Биргер, Б.Ф. Шор, Г.Б. Иосилевич. – М.: Машиностроение, 1979. – 702 с.
3. Ганчин Е.В. Исследование динамических характеристик лопастей рабочих колес поворотно-лопастных гидротурбин при взаимодействии с жидкостью / Е.В. Ганчин, И.Е. Ржевская, Е.А. Стрельникова // Вісник Харк. нац. ун-ту. – 2009. – № 847.

Сер. «Математичне моделювання. Інформаційні технології. Автоматизовані системи управління», вип. 11 – С. 69-78.

4. Серенсен С.В. Несущая способность и расчет деталей машин на прочность: Руководство и справочное пособие / С.В. Серенсен, В.П. Когаев, Р.М. Шнейдерович. – М.: Машиностроение, 1975. – 488 с.

5. Троценко В.Т. Сопротивление усталости металлов и сплавов: справочник. В 2-х ч. / В.Т. Троценко, Л.А. Сосновский. – К.: Наук. думка, 1987. – Ч. 1. – 504 с.; Ч. 2. – 1302 с.

6. Веремеенко И.С. Прочность и собственные колебания рабочих колес радиально-осевых гидротурбин / И.С. Веремеенко, Б.Я. Кантор, И.Е. Ржевская // Проблемы машиностроения. – 1999. – Т. 2, № 1-2. – С. 8-16.

Поступила в редакцию 30.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник Б.Я. Кантор, ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

МІЦНІСТЬ, ДИНАМІКА І РЕСУРС ЛОПАТІ РОБОЧОГО КОЛЕСА ПОВОРОТНО-ЛОПАТЕВОЇ ГІДРОТУРБИНИ

О.О. Стрельникова, І.Є. Ржевська, Є.В. Ганчин

Розроблено методику уточненого розрахунку міцності лопаті з фланцем робочого колеса і проведено оцінку ресурсу. Для визначення напружено-деформованого стану конструкції використовується метод скінчених елементів з високим ступенем апроксимації на елементи. Як навантаження враховувались тиск на перо лопаті та відцентрові сили. Для визначення ресурсу використовувалась теорія багатоциклової втоми. Модулі програм розрахунків використані при конструюванні нових і модернізації існуючих конструкцій гідротурбін.

Ключові слова: гідротурбіна, метод скінчених елементів, міцність, динаміка, ресурс.

STIFFNESS, DYNAMICS AND RESIDUAL LIFE OF THE KAPLAN TURBINE BLADE

E.A. Strelnikova, I.E. Rzevskaia, E.V. Ganchin

The advanced method to estimate the stiffness of Kaplan turbine blade with flange was elaborated. The estimation of residual life was concluded. To determine stress-strain state the finite element method with high degree approximation is in use. The pressure on the blade plume and centrifugal forces were considered as loading. For residual life estimation the high-cycle fatigue theory was used. The modules of Computer Codes were used under creation of new hydraulic turbines and on modernization of existed ones.

Key words: hydraulic turbine, finite element method, stiffness, dynamics, residual life.

Стрельникова Елена Александровна – доктор техн. наук, профессор, ведущий научный сотрудник отдела прочности и оптимизации конструкций Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: kantor@ipmach.kharkov.ua.

Ржевская Ирина Евгеньевна – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник отдела прочности и оптимизации конструкций Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: kantor@ipmach.kharkov.ua.

Ганчин Евгений Валерьевич – аспирант Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: kantor@ipmach.kharkov.ua.

УДК 629.7

Д.В. МАЙДАНЮК, С.Г. БОНДАРЕНКО, А.Н. ИВАНЧЕНКО, Д.В.ПАВЛЕНКО

Днепропетровский национальный университет, Украина

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА УНИТАРНОМ ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ НА ВЕРХНИХ СТУПЕНЯХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ЛЕГКОГО КЛАССА

Проведен сравнительный анализ массовой эффективности глубокодресселируемой и многократновключаемой ракетной маршевой двигательной установки на унитарном пастообразном топливе. Рассмотрены случаи отработки импульсов для различных схем изменения орбитальных параметров движения в процессе выведения космического аппарата на средние орбиты и для увода отработавшей верхней ступени в плотные слои атмосферы. Проведенные расчёты могут быть использованы для проектно-баллистического анализа, определения необходимых требований и ограничений при составлении тактико-технического задания на разработку верхней ступени.

Ключевые слова: ракета-носитель, двигательная установка, унитарное пастообразное топливо, верхняя ступень, разгонный блок, орбитальный маневр.

Введение

Наблюдаемое в последние годы увеличение числа запусков ракет-носителей (РН) легкого класса, обусловленное, отчасти, и общей тенденцией уменьшения массы выводимых космических аппаратов, ставит перед разработчиками задачу улучшения энергомассовых характеристик, экологичности РН, показателей точности и надежности и выведения полезных грузов на заданную орбиту. Актуальным сегодня становятся также вопросы не засорения околоземного пространства космическим “мусором”, в частности, отработанными верхними ступенями РН и космическими разгонными блоками. Уже на этапе их проектирования необходимо это учитывать.

Характерной особенностью верхних доразгонных ступеней РН легкого класса является использование в качестве маршевой двигательной установки жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) на высококипящих компонентах топлива (азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин или аэрозин), либо, что значительно реже, ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) [2, 5].

В основе использования ЖРД на высококипящих компонентах лежит многолетний опыт проектирования, отработки и эксплуатации таких решений, подтвержденный в процессе многочисленных пусков. Такие двигатели, имея большую относительно РДТТ удельную тягу и возможность многократного запуска, относительно неприхотливы к неблагоприятным факторам длительного нахождения в космическом пространстве в части терморе-

жима, запуска в условиях невесомости. Они обеспечивают высокую точность отработки импульса и возможность многократного включения (до 5 – 7 раз) для выполнения ряда орбитальных маневров по изменению параметров орбиты полезной нагрузки.

Ряд очевидных преимуществ ДУ с ЖРД на высококипящих компонентах может нивелировать факт крайне высокой токсичности компонентов топлива, прежде всего горючего. В некоторых странах действуют жесткие ограничения на транспортировку, хранение и доступ обслуживающего персонала к заправленному токсичным компонентом изделию, поэтому даже перевозка капсулированного изделия на территорию заказчика может быть сопряжена со значительными трудностями. Таким образом, использование на ступени ЖРД с токсичными компонентами топлива никак не вписывается в рамки современной концепции “экологически чистого” РН.

Возможной альтернативой ЖРД на высококипящих компонентах служат РДТТ. Современные образцы, например, РДТТ Mage-2, Star-30E, Star-37F [2] при меньшей удельной тяге обеспечивают высокоточную отработку апогейных импульсов скорости, обладают хорошими массовыми показателями конструкции, однако, все же не дают возможность полноценного многократного запуска. Это в некоторой степени ограничивает сферу их применения.

Значительные перспективы, на наш взгляд, в данном направлении представляет использование двигательной установки на пастообразном унитарном топливе [1, 4]. Схема такой двигательной установки приведена на рис. 1. В качестве топлива используется алюминизированное высокомолекуляр-

ное соединение пастообразной консистенции. Относительно простая конструкция позволяет многократный запуск и останов двигателя.

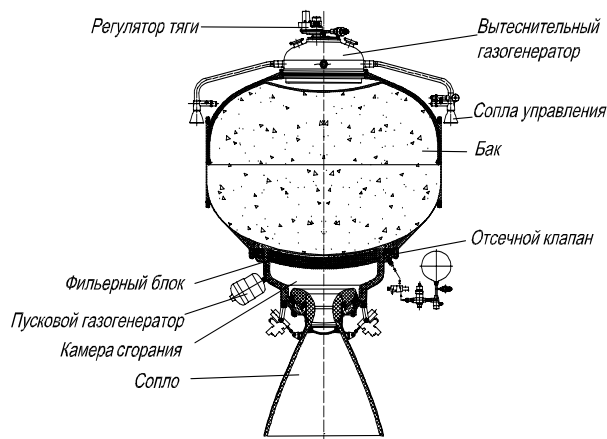


Рис. 1. Схема двигательной установки на унитарном пастообразном топливе

В статье представлен сравнительный анализ массовой эффективности двигательной установки на пастообразном топливе, при ее использовании в качестве маршевой на четвертой ступени РН “Вега”. Сравнение проводится с действующим вариантом ступени AVUM, оснащенной однокамерным двигателем РД-869 [3].

1. Методика оценки стартовой массы

В основе сравнительного анализа лежит следующая проектная методика определения стартовой массы доразгонной ступени.

Рассмотрим массовое уравнение n -импульсного разгонного блока, стартовая масса m_0 может быть записана как:

$$m_0 = m_{\text{пг}} + m_k^* + \sum_i^n m_{\text{Ti}},$$

где $m_{\text{пг}}$ – масса полезного груза;

m_{Ti} – масса топлива для i -го импульса;

m_k^* – конечная масса отделившейся конструкции ступени.

Значение m_k^* можно переписать как:

$$m_k^* = \xi_k (m_0 - m_{\text{пг}}),$$

где ξ_k – значение массового совершенства конструкции. В некоторых случаях можно определить устойчивую зависимость между ξ_k и разностью $m_0 - m_{\text{пг}}$ [5].

Определение массы топлива для импульсов определяется согласно рекуррентной зависимости:

$$m_{\text{Ti}} = \begin{cases} \left(m_0 - \sum_{j=i}^{i-1} m_{\text{Tj}} \right) \mu_{\text{Ti}} & i \neq 1; \\ m_0 \mu_{\text{T1}} & i = 1, \end{cases}$$

где μ_{Ti} – относительный запас топлива на импульс.

Если последний n -й импульс служит для увода конструкции ступени с орбиты, формула для определения массы топлива имеет такой вид:

$$m_{\text{Ti}} = \begin{cases} \left(m_0 - m_{\text{пг}} - \sum_{j=i}^{i-1} m_{\text{Tj}} \right) \mu_{\text{Ti}} & i = n; \\ \left(m_0 - \sum_{j=i}^{i-1} m_{\text{Tj}} \right) \mu_{\text{Ti}} & i \neq 1; \\ m_0 \mu_{\text{T1}} & i = 1. \end{cases}$$

Исходными данными для анализа являются вектор необходимых импульсов скорости, определяемый при решении баллистической задачи:

$$\overline{\Delta V} = (\Delta V_1 \quad \Delta V_2 \quad \dots \quad \Delta V_n)^T,$$

вектор относительного запаса топлива на импульс рассчитывается как:

$$\mu_{\text{Ti}} = 1 - e^{-\frac{\Delta V_i}{P_{\text{уд.п}} g_0}},$$

где $P_{\text{уд.п}}$ – удельная пустотная тяга двигательной установки.

С учетом приведенных выражений, очевидно, что стартовая масса $m_0 = m_0(P_{\text{уд.п}}, \xi_k, m_{\text{пг}}, \overline{\Delta V})$, может быть определена как корень уравнения:

$$(1 - \xi_k)(m_0 - m_{\text{пг}}) - (1 + k) \sum_i^n m_{\text{Ti}}(m_0, P_{\text{уд.п}}) = 0, \quad (1)$$

где k – коэффициент запаса топлива, как правило, принимают $k = 0,01 \div 0,1$.

Аналитическое решение полученного уравнения громоздко при $n > 2$, поэтому для анализа результатов воспользуемся численными методами.

2. Анализ результатов

На примере четвертой ступени РН легкого класса “Вега” проанализируем массовую эффективность использования маршевого двигателя на унитарном пастообразном топливе. В [3] заявлены основные характеристики ступени AVUM, показано, что сухой вес ступени составляет 418 кг, максимальный вес заправляемого топлива не превышает 550 кг, удельный импульс тяги двигателя РД-869 в пустоте составляет 315,5 с. Легко получить значение коэффициента массового совершенства конструкции ступени $\xi_k = 0,432$.

Рассмотрим три случая выведения на базовые

круговые орбиты высотой 700, 1200 и 1500 км. В каждом из этих расчетных случаев верхняя ступень отрабатывает 3 компланарных импульса скорости. Первый и второй импульсы переводят ступень с низкой опорной орбиты на целевую орбиту, третий импульс обеспечивает увод ступени в плотные слои атмосферы. Величины импульсов рассчитаем по известным соотношениям для Гомановского перехода [6]. Запас топлива на орбитальные маневры, как и вес полезного груза, будут изменяться, но ограничены энергетическими возможностями РН. Вариант ступени с двигателем РД-869 примем за базовый, вариант ступени, оснащенной двигателем на пастообразном топливе, назовем альтернативным.

2.1. Низкая круговая орбита с $H = 700$ км, $i = 20^\circ$

Параметры переходной эллиптической орбиты в этом расчетном случае следующие: высота перигея $H_{пер} = 170$ км, высота апогея $H_{ап} = 700$ км. Для целевой орбиты заявленное значение веса выводимого полезного груза составляет 2000 кг [3]. Расчетные значения импульсов скорости составляют $\Delta V_1 = 150,5$ м/с, $\Delta V_2 = 147,7$ м/с, $\Delta V_3 = 400$ м/с.

Результаты расчетов приведены на рис. 2. На диаграмме в координатах построения $P_{уд.п.}, \xi_k$ приведены линии изомассы, соответствующие решению уравнения (1).

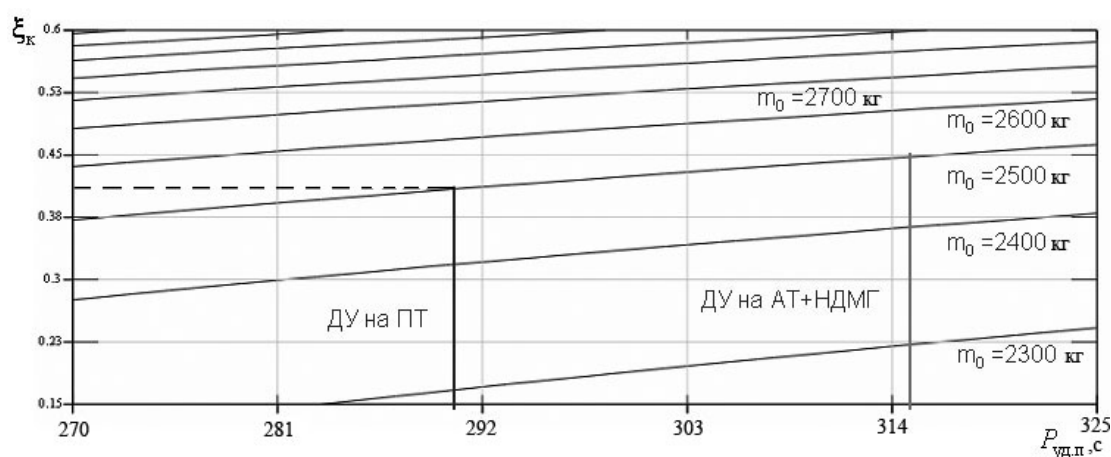


Рис. 2. Диаграмма зависимости стартовой массы четвертой ступени РН “Вега” при выведении на орбиту с $H = 700$ км и $m_{пл} = 2000$ кг

По диаграмме для заданного уровня удельной тяги базового варианта $P_{уд.п.} = 315,5$ с и коэффициента массового совершенства конструкции ступени $\xi_k = 0,432$ легко получить стартовую массу. Значение удельной тяги двигателя на пастообразном топливе меньше на 25,5 с и составляет 290 с. Сместаясь вдоль линии изомассы влево, мы можем убедиться, что для получения эквивалентного значения стартовой массы альтернативного варианта мы должны обеспечить значение коэффициента массового совершенства конструкции не более 0,40. Таким образом, компенсация 25,5 с потерь удельного импульса осуществляется в этом случае 0,032 единицами коэффициента массового совершенства.

2.2. Средняя круговая орбита с $H = 1200$ км, $i = 20^\circ$

Для целевой орбиты значение веса полезного груза составляет 1700 кг [3], расчетных импульсов скорости $\Delta V_1 = 279,9$ м/с, $\Delta V_2 = 269,9$ м/с, $\Delta V_3 =$

$= 420$ м/с. Результаты анализа массы приведены на рис. 3. Компенсация удельной тяги для двигательной установки на пастообразном топливе в коэффициенте массового совершенства составляет 0,042 единиц. Таким образом, в этом расчетном случае альтернативный вариант не проигрывает в массе базовому варианту, при условии, что значение коэффициента массового совершенства его конструкции составит не более 0,39 единиц.

2.3. Средняя круговая орбита с $H = 1500$ км, $i = 20^\circ$

В этом расчетном случае значение веса полезного груза составляет 1500 кг [3], импульсов скорости $\Delta V_1 = 352,35$ м/с, $\Delta V_2 = 336,4$ м/с, $\Delta V_3 = 450$ м/с.

Результаты расчетов показаны на рис. 4. Сместаясь вдоль линии изомассы влево, легко увидеть, что альтернативный вариант обеспечивает аналогичную массовую эффективность при значении коэффициента массового совершенства конструкции ступени не более 0,39.

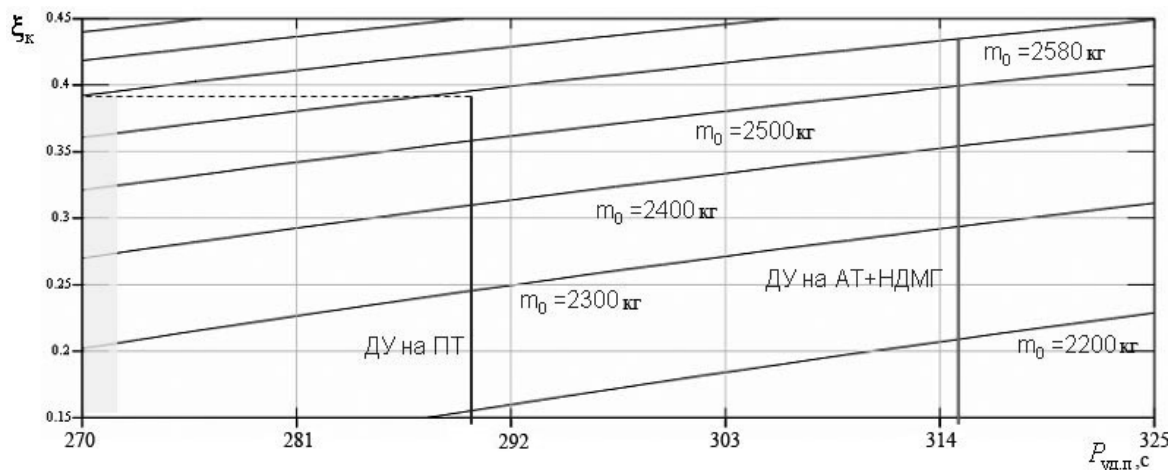


Рис. 3. Диаграмма зависимости стартовой массы четвертой ступени РН “Вега” при выведении на орбиту с $H = 1200$ км и $m_{пр} = 1700$ кг

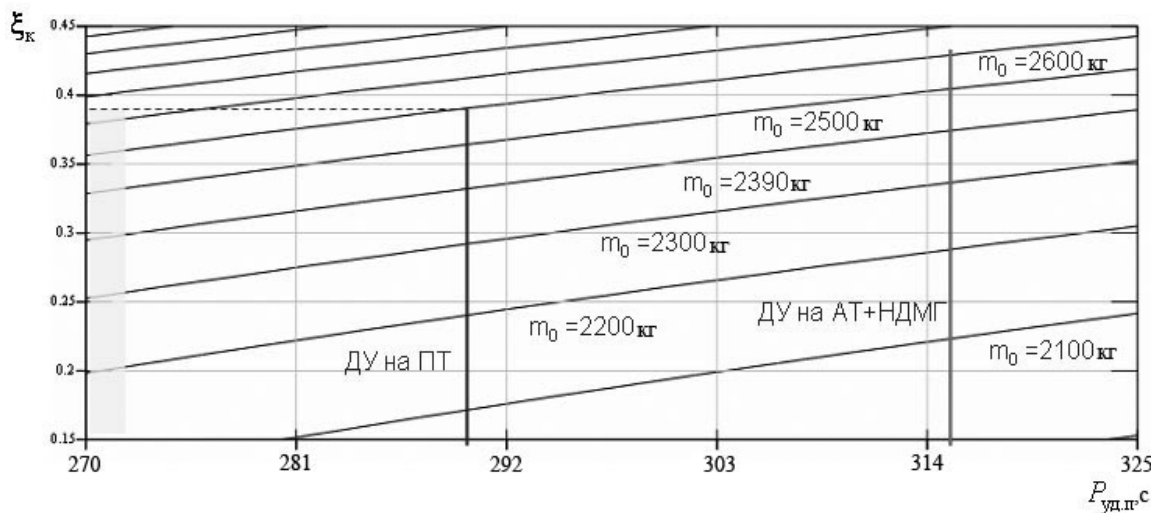


Рис. 4. График зависимости стартового веса четвертой ступени РН “Вега” при выведении на орбиту с $H = 1500$ км и $m_{пр} = 1500$ кг

Заключение

Проведен анализ массовой эффективности варианта четвертой ступени РН легкого класса “Вега”, оснащенной двигательной установкой на унитарном пастообразном топливе. Исследованы случаи выведения полезного груза на средние орбиты по двухимпульсной схеме, с третьим импульсом скорости который служит для торможения и увода конструкции ступени. Двигатель на пастообразном топливе, который мы рассматривали как альтернативный вариант, имеет возможность трех- более кратного запуска, но проигрывает в удельной тяге базовому ЖРД.

Показано, что для получения эквивалентной массовой эффективности достаточно обеспечить массовое совершенство конструкции ступени на уровне $0,39 \div 0,41$, что всего на $0,03 \div 0,042$ единицы меньше массового совершенства конструкции существующего базового варианта ступени.

Литература

1. Ivanchenko A. Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Essential deep regulation and multiple engaging / A. Ivanchenko, S. Bondarenko, Y. Protsan // Proc. 59-th International Astronautical Congress. – Glasgow, Scotland, 2008. – 8 p.
2. Larson W. Space Mission Analysis and Design, 3rd Edition / W. Larson, J. Wertz. – Kluwer Academic Publishers, 1999. – 976 p.
3. Vega Users Manual. Issue 3. Rev. 0 March 2006. ARIANESPACE // Commercial Directorate. Technical Support Division. – 2006. – 188 p.
4. Иванченко А.Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // Проблемы высокотемпературной техники. – Днепропетровск: РИО ДНУ, 2008. – С. 40-50.

5. *Проекування та конструкція ракет-носіїв* / В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник, А.С. Макарова, Д.В. Майданюк, В.Ю. Шевцов; за ред. акад. С.М. Конюхова. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2007. – 5 04 с.

6. Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика летательных аппаратов* / Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: Наука, 1982. – 352 с.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Габринец, Днепрпетровский национальный университет, Днепрпетровск, Украина.

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ МАРШОВОЇ ДВИГУНОЇ УСТАНОВКИ НА УНІТАРНОМУ ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ НА ВЕРХНІХ СТУПЕНЯХ РАКЕТ-НОСІЇВ ЛЕГКОГО КЛАСУ

Д.В. Майданюк, С.Г. Бондаренко, А.М. Іванченко, Д.В.Павленко

Проведено порівняльний аналіз масової ефективності ракетної маршової рушійної установки на унітарному пастоподібному паливі, яка має можливість багатократного запуску і глибокого дроселювання. Розглянуті випадки відпрацювання імпульсів для різних схем зміни орбітальних параметрів руху в процесі виведення космічного апарата на середні орбіти і для відведення верхнього відпрацьованого ступеня у щільні шари атмосфери. Проведені розрахунки можуть бути використані у проектно-балістичному аналізі та при визначенні необхідних вимог і обмежень при складанні тактико-технічного завдання на розробку верхнього ступеня.

Ключові слова: ракета-носіїв, рушійна установка, унітарне пастоподібне паливо, верхній ступень, розгінний блок, орбітальні маневри.

THE ANALYSIS OF OPERATIONAL EFFECTIVENESS OF MAIN PROPULSION SYSTEM USING PASTELIKE MONOPROPELLANT IN UPPER STAGES OF LIGHTWEIGHT LAUNCH VEHICLES

D.V. Maidanuk, S.G. Bondarenko, A.N. Ivanchenko, D.V. Pavlenko

The authors carried out a comparative analysis of capabilities of a deep-throttled and a multiple-burn propulsion system burning a creamed monopropellant used as the main propulsion system. Momentum tryout processes are reviewed for various patterns of orbital motion parameter variation, including spacecraft insertion into middle Earth orbits and breaking to remove a burnout upper stage into the dense layers of the atmosphere. The analyses can be used for a design analysis and definition of essential requirements and constraints while developing a performance specification to design of upper stage.

Key words: launch vehicle, propulsion system, pastelike monopropellant, upper stage, multiple-burn orbital maneuvers.

Майданюк Дмитрій Вікторович – канд. техн. наук, доцент кафедри проектування и конструкций летательных аппаратов физико-технического факультета Днепрпетровского национального университета, Днепрпетровск, Украина, e-mail: d.maidanuk@mail.ru.

Бондаренко Сергей Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, ведущий научный сотрудник Днепрпетровского национального университета, Днепрпетровск, Украина, e-mail: serg_bondarenko@mail.ru.

Іванченко Анатолій Николаевич – ведущий инженер-конструктор Днепрпетровского национального университета, Днепрпетровск, Украина, e-mail: ivanch_a@mail.ru.

Павленко Дмитрій Васильевич – младший научный сотрудник Днепрпетровского национального университета, Днепрпетровск, Украина, e-mail: dima777@ua.fm.

УДК 621.671:532.528

В.А. ЗАДОНЦЕВ¹, В.А. ДРОЗД², С.И. ДОЛГОПОЛОВ², Т.А. ГРАБОВСКАЯ²¹Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Украина²Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Украина

АВТОНОМНЫЕ ДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ШНЕКОЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА ЖРД БОЛЬШОЙ РАЗМЕРНОСТИ В РЕЖИМЕ КАВИТАЦИОННЫХ АВТОКОЛЕБАНИЙ

Представлены результаты испытаний насоса большой размерности и производительности в режимах кавитационных автоколебаний. Получена область существования кавитационных колебаний сложной структуры, включающая подобласти развитых автоколебаний, нерегулярных колебаний и биений. Определены близкие к линейным зависимости частот кавитационных колебаний, а также нелинейные зависимости размахов колебаний давления на входе и расходов на входе и выходе из насоса от числа кавитации. Экспериментально показана степень влияния инерционности питающего трубопровода и угла установки лопасти шнека на параметры автоколебаний.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, шнекоцентробежный насос, кавитация, кавитационные колебания, частота, размахи, область существования кавитационных автоколебаний.

Введение

Использование кавитирующих шнекоцентробежных насосов (ШЦН) в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) позволяет проектировать ЖРД с высокими удельными характеристиками за счет высокой частоты вращения ротора турбонасосного агрегата. Возникающая кавитация в насосах в настоящее время не имеет адекватного теоретического описания для типичных режимов работы насосов с обратными течениями на входе (когда кавитационные каверны образуются не только в межлопастных каналах шнека, но и в вихревой зоне перед шнеком) и требует экспериментальных исследований. Более простыми, но в то же время информативными являются динамические испытания насосов в режиме кавитационных автоколебаний [1–3].

Ранее были проведены динамические испытания в режиме кавитационных автоколебаний [2–4] преимущественно малоразмерных (в масштабах ракетной техники) насосов. Применительно к проблеме продольной устойчивости жидкостных ракет, в рамках которой исследуются насосы окислителя маршевых ЖРД первых ступеней ракет, эти насосы являются модельными. Представляет интерес продолжить экспериментальные исследования натуральных насосов окислителя маршевых ЖРД первых ступеней ракет, кавитация в которых в значительной степени определяет продольную устойчивость жидкостных ракет.

Такие исследования впервые были проведены для насоса окислителя маршевого двигателя I ступени

ракеты-носителя «Циклон» [5] и позволили расширить диапазон применимости экспериментально-расчетной гидродинамической модели кавитирующих насосов по производительности и габаритным размерам шнеков [6].

Целью настоящей работы является экспериментальное определение параметров кавитационных автоколебаний другого насоса большой размерности и производительности – насоса окислителя (который на номинальном режиме работает с обратными течениями на входе в насос) маршевого ЖРД I ступени ракеты-носителя «Днепр».

1. Объект исследования, испытательный стенд, система измерений и расшифровки результатов испытаний

Объектом исследования является ШЦН разработки ОАО «НПО Энергомаш им. В. П. Глушко» – насос окислителя маршевого двигателя I ступени ракеты-носителя «Днепр», общий вид которого представлен на рис. 1. Насос имеет трехзаходный предвключенный осевой шнековый преднасос постоянного шага (угол установки лопасти $\beta = 11^\circ$), наружный диаметр шнека 0,1562 м, втулочное отношение 0,487 и номинальное значение производительности для стендовых условий $\bar{Q}_{\text{ном}} = 0,11 \text{ м}^3/\text{с}$. Насос выполнен с боковым кольцевым подводом жидкости, имеет коэффициент быстроходности 83,3 и густоту решетки шнекового преднасоса 2,54. Напорные характеристики насоса и шнека, а также ка-

витационные характеристики насоса представлены на рис. 2 и 3.

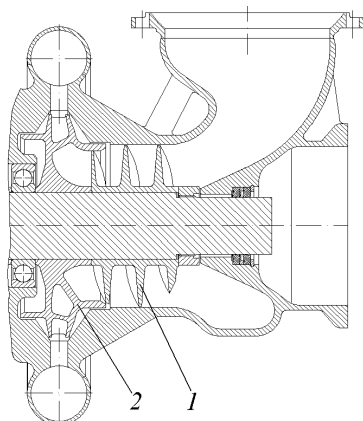


Рис. 1. Общий вид исследуемого насоса:
1 – шнековый преднасос; 2 – центробежное колесо

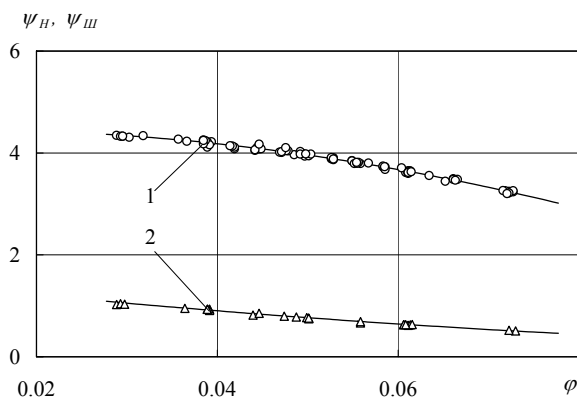


Рис. 2. Напорные характеристики ШЦН (1) и шнекового преднасоса (2)

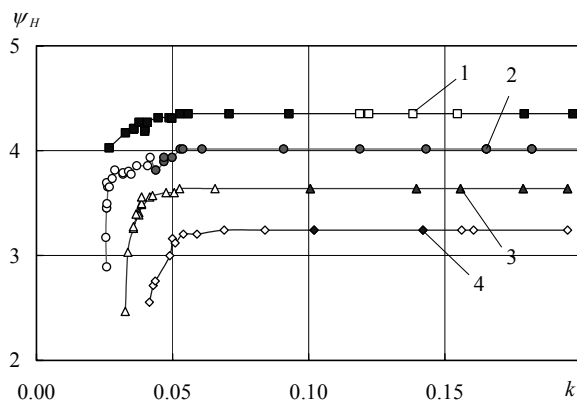


Рис. 3. Кавитационные характеристики ШЦН (светлые значки – устойчиво; темные – неустойчиво):
1 – $\varphi = 0,029$ 2 – $\varphi = 0,048$; 3 – $\varphi = 0,061$;
4 – $\varphi = 0,072$

Здесь используются относительные параметры: коэффициент расхода $\varphi = Q/(A \cdot u)$, коэффициент напора $\psi = p_H / (\rho w_1^2 / 2)$ и числа кавитации

$k = (\bar{p}_1 - \bar{p}_{ср}) / (\rho w_1^2 / 2)$ (где A – площадь проходного сечения на входе в насос; u – окружная скорость на периферии шнека; p_H – напор насоса; $\rho w_1^2 / 2$ – скоростной напор в относительном движении; $\bar{p}_1, \bar{p}_{ср}$ – давление на входе в насос и давление срыва).

Динамические испытания исследуемого насоса проводились на гидравлическом стенде ГП “КБ Южное им. М.К. Янгеля” по стандартным программам определения напорных и кавитационных характеристик насоса при постоянной частоте вращения вала. Стенд выполнен по замкнутой схеме и включает антикавитационный и компенсационный баки. Антикавитационный бак предназначен для сепарации пузырей воздуха из воды, поступающей из основной питающей емкости. Компенсационный бак служит для управления давлением на входе в насос. Для создания давлений на входе в насос ниже атмосферного к компенсационному баку подсоединен вакуумный насос. На рис. 4 представлена схема питающего трубопровода испытательного стенда, который имеет сложную пространственную конфигурацию, поэтому является более податливым в продольном направлении, чем, например, прямолинейный трубопровод той же длины.

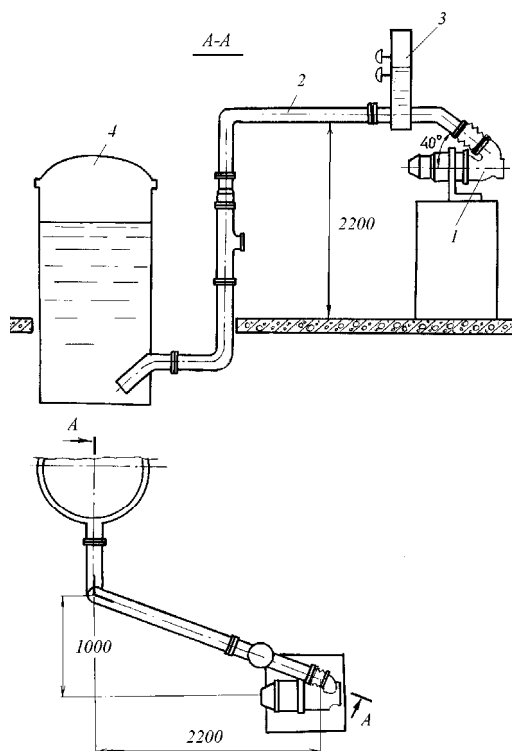


Рис. 4. Схема питающего трубопровода испытательного стенда:

1 – насос; 2 – питающий трубопровод;
3 – ресивер; 4 – компенсационный бак

Система измерений стенда включает средства измерения установившихся (средних) значений расхода (датчик К600), давлений (датчик ДДВ-100), частоты вращения вала насоса (датчик ЛХ-203), крутящего момента на валу (устройство СВК-02) и др. Погрешности измерений средних значений составляют: давлений 0,7%, расхода 1,0%, частоты вращения 1,5%.

Для измерения колебаний основных параметров система измерений стенда дополнена индуктивными датчиками ДД-10 и пьезоэлектрическими датчиками ЛХ-604 (ЛХ-610) для измерений пульсаций давлений на входе и выходе из насоса, датчиками мгновенных расходов жидкости (ДМРЖ) разработки Института технической механики НАНУ и НКАУ, датчиком АНС-004 для измерения виброускорений. Погрешности применяемых средств измерения динамических параметров в диапазоне измерений составляли: 5% – для измерения давлений и виброускорений и 10% – для измерения расходов.

При расшифровке результатов испытаний использовалась автоматизированная система сбора, обработки и анализа результатов динамических испытаний гидромеханических систем [7]. Обработка результатов испытаний проводилась по двум методам, разработанным в ИТМ НАНУ и НКАУ. Одна из них использует метод поиска скрытых периодичностей [7], другая основана на фильтрации детерминированного сигнала из исходного [8].

2. Результаты экспериментальных исследований

Первоначально при испытаниях насоса с питающим трубопроводом от компенсационного бака до входа в насос (акустически «длинный» питающий трубопровод длиной 6,4 м, коэффициент инерционности $J_1 = 23,44 \text{ с}^2/\text{м}^2$) автоколебания большой амплитуды не наблюдались. Поэтому в питающем трубопроводе на расстоянии 1,2 м от входа в насос (акустически «короткий» питающий трубопровод, $J_1 = 3,68 \text{ с}^2/\text{м}^2$) был установлен проточный ресивер объемом 31 л. При выборе места установки и параметров ресивера руководствовались методикой, изложенной в [9].

При установке ресивера с достаточным объемом газовой полости часть питающего трубопровода от компенсационного бака до ресивера будет «акустически» отсекается. Уменьшение коэффициентов инерционного и гидравлического сопротивления питающего трубопровода, как показано в [2], приводит к расширению области существования кавитационных автоколебаний.

Далее динамические испытания насоса проводились в режиме кавитационных автоколебаний в диапазоне расходов от $0,47 \bar{Q}_{\text{ном}}$ до $1,18 \bar{Q}_{\text{ном}}$ и давлений на входе в насос от давления срыва до 0,5 МПа ($k = 0,2$).

На рис. 5 представлена экспериментальная область существования кавитационных колебаний в плоскости параметров «относительный расход через насос $\bar{Q}/\bar{Q}_{\text{ном}}$ – число кавитации k ». Она является более широкой, чем область существования кавитационных автоколебаний с акустически «длинным» питающим трубопроводом (см. рис. 5, позиция 5), имеет сложную структуру и условно разбита на несколько подобластей. Подобласть А характеризуется автоколебаниями, близкими к развитым (см. копию осциллограммы на рис. 6, а). В подобласти В наблюдаются нерегулярные колебания, биения (см. копию осциллограммы на рис. 6, б), на отдельных режимах – колебания, близкие к гармоническим. В подобластях С и D кавитационные автоколебания отсутствуют.

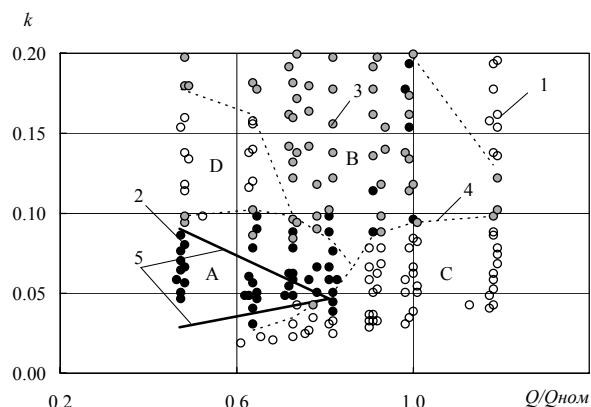
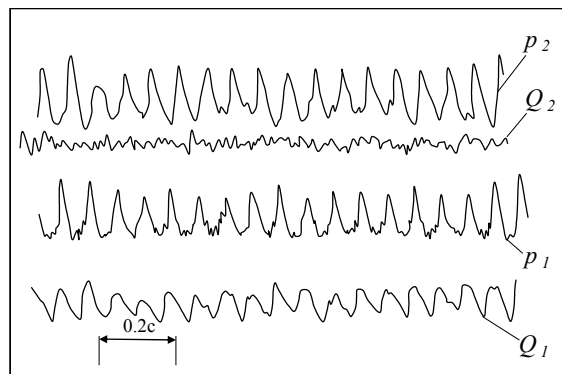


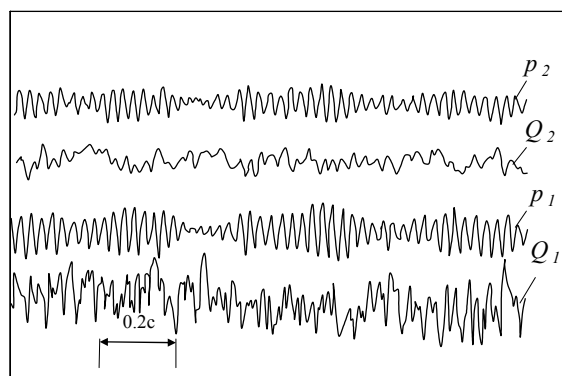
Рис. 5. Область существования кавитационных колебаний при $J_1 = 3,68 \text{ с}^2/\text{м}^2$ (подобласти: А – кавитационных автоколебаний; В – нерегулярных колебаний; С, D – устойчивой работы): 1 – устойчиво; 2 – неустойчиво; 3 – нерегулярные колебания; 4 – огибающие подобластей; 5 – граница области существования кавитационных автоколебаний при $J_1 = 23,44 \text{ с}^2/\text{м}^2$

На рис. 7 и 8 представлены зависимости от числа кавитации частот и размахов колебаний основных параметров для двух режимов по расходу $0,47 \bar{Q}_{\text{ном}}$ и $\bar{Q}_{\text{ном}}$. На рис. 7, а и 8, а также помещены зависимости частот кавитационных колебаний при «акустически» длинном питающем трубопроводе. На этих рис. видно, что зависимость частот колебаний от давления на входе в насос близка к линейной. Это является одним из основных отличия

тельных признаков кавитационных колебаний от других видов неустойчивости [2, 3]. Зарегистрированные частоты кавитационных автоколебаний лежат в диапазоне от 9 до 45 Гц для акустически «короткого» трубопровода и в диапазоне от 3 до 15 Гц – для акустически «длинного» трубопровода.



а



б

Рис. 6. Копии осциллограмм колебаний основных параметров (а – $\bar{Q} = 0,73 \bar{Q}_{\text{ном}}$, $k = 0,077$, $f = 15,3$ Гц; б – $\bar{Q} = \bar{Q}_{\text{ном}}$, $k = 0,176$, $f = 38,5$ Гц)

Следует отметить, что разброс частот кавитационных колебаний для различных расходов и чисел кавитации существенно различен (рис. 7, а и 8, а). При развитых кавитационных автоколебаниях (подобласть А, рис. 5) частоты колебаний имеют минимальный разброс (см. рис. 7, а, $k = 0,05 - 0,14$). При нерегулярных колебаниях (подобласть В, рис. 5) разброс частот колебаний существенно возрастает (рис. 7, а при $k > 0,14$ и рис. 8, а).

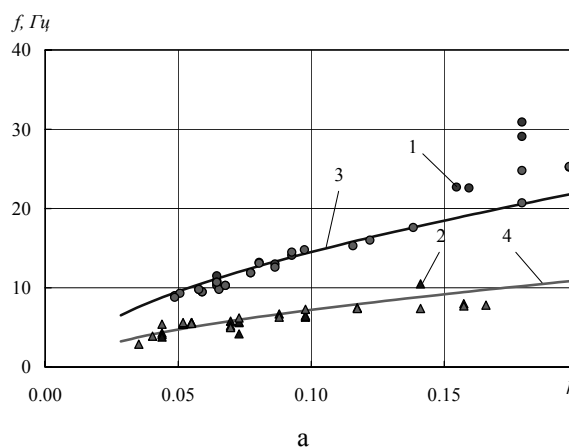
На рис. 7, а и 8, а также помещены результаты расчетов частот кавитационных колебаний по приближенной формуле (без учета импеданса напорного трубопровода)

$$f \approx \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{-B_1}{\gamma(J_1 + J_{\text{от}})}}, \quad (1)$$

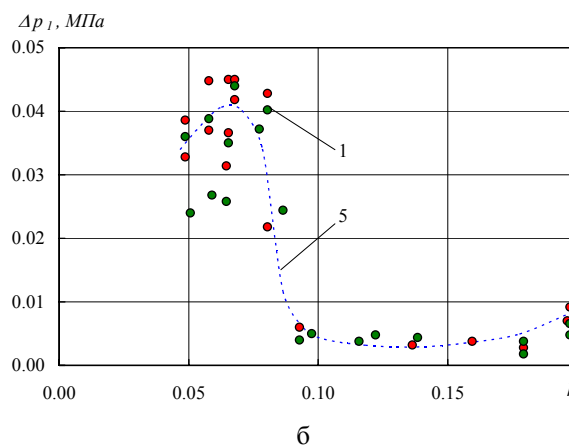
где B_1 – упругость кавитационных камер;

γ – удельный вес жидкости;

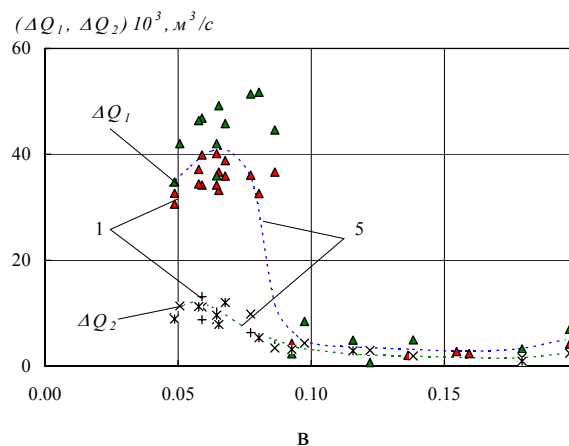
$J_{\text{от}}$ – коэффициент инерционности, обусловленный обратными течениями на входе в насос.



а



б



в

Рис. 7. Экспериментальные зависимости частот (а), размахов колебаний давления на входе (б) и размахов колебаний расходов на входе и выходе (в) от числа кавитации при $\bar{Q} = 0,47 \bar{Q}_{\text{ном}}$ и $\beta = 11^\circ$:

- 1 – эксперимент, «короткий» трубопровод;
- 2 – эксперимент, «длинный» трубопровод;
- 3 – расчет, «короткий» трубопровод;
- 4 – расчет, «длинный» трубопровод;
- 5 – осредняющие кривые

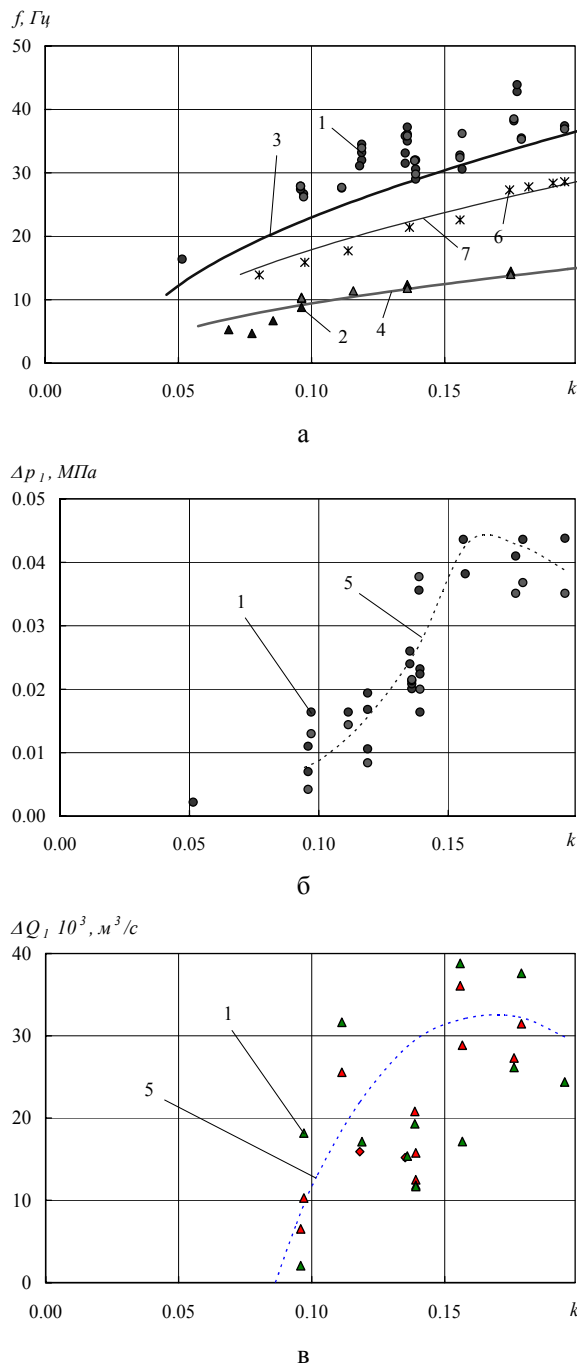


Рис. 8. Экспериментальные зависимости частот (а), размахов колебаний давления на входе (б) и размахов колебаний расходов на входе (в) от числа кавитации при $\bar{Q} = \bar{Q}_{\text{ном}}$ и $\beta = 11^\circ$:
 1 – эксперимент, «короткий» трубопровод;
 2 – эксперимент, «длинный» трубопровод;
 3 – расчет, «короткий» трубопровод;
 4 – расчет, «длинный» трубопровод;
 5 – осредняющие кривые; 6 – эксперимент при $\beta = 13^\circ 40'$; 7 – расчет при $\beta = 13^\circ 40'$

Упругость кавитационных каверн V_1 определялась по экспериментально-расчетным зависимо-

стям, обобщающим результаты исследований 18 ШЦН [6]. Коэффициент $J_{\text{ОТ}}$ получен также экспериментально-расчетным способом и обобщен по удельной кинетической энергии невозмущенного потока жидкости [10].

Результаты расчетов частот колебаний по формуле (1) показывают, что в области развитых кавитационных автоколебаний (подобласть А, рис. 5) они хорошо согласуются с экспериментальными данными, а в области нерегулярных колебаний (подобласть В, рис. 5) располагаются несколько ниже экспериментальных (см. рис. 7, а и 8, а).

Следует отметить, что зависимости частот колебаний, полученных при одинаковых режимах по давлению на входе в насос и расходу, но при различных «акустических» длинах питающего трубопровода, были использованы при определении коэффициента инерционности $J_{\text{ОТ}}$, обусловленного обратными течениями на входе в насос [10].

На рис. 7, б и в и 8, б и в видно, что максимальные размахи колебаний давления и расхода на входе в насос для областей развитых автоколебаний и нерегулярных колебаний близки. Для режима по расходу $0,47\bar{Q}_{\text{ном}}$ в области развитых кавитационных автоколебаний размахи колебаний параметров существенно превышают размахи колебаний в подобласти нерегулярных колебаний.

Сравнение размахов колебаний расходов на входе Q_1 и выходе Q_2 из насоса (см. например, рис. 7, в) показывает, что отношение размахов колебаний расхода Q_1 к расходу Q_2 лежит в диапазоне от 3 до 5. Для насоса окислителя маршевого двигателя I ступени ракеты-носителя «Циклон» с напором $\sim 4,3$ МПа это отношение для некоторых режимов приближается к единице [5]. А из динамических испытаний высоконапорных насосов с напором ~ 30 МПа [2] известно, что это отношение равно ~ 10 . Таким образом, прослеживается зависимость между отношением размахов колебаний $\Delta\bar{Q}_1/\Delta\bar{Q}_2$ и напором насоса: с уменьшением напора насоса отношение $\Delta\bar{Q}_1/\Delta\bar{Q}_2$ уменьшается.

Проведено исследование влияния угла установки лопасти шнекового преднасоса на параметры кавитационных автоколебаний. На рис. 8, а (позиции 6 и 7) представлены экспериментальные и расчетные зависимости частот кавитационных колебаний от числа кавитации для угла установки $\beta = 13^\circ 40'$ при $\bar{Q}_{\text{ном}}$, которые ниже на 9–12 Гц, аналогичной зависимости для угла установки лопасти $\beta = 11^\circ$ (см. рис. 8, а, позиция 1). Это обусловлено тем, что при увеличении угла установки лопа-

сти на $2^{\circ}40'$ уменьшается коэффициент режима с 0,41 до 0,33 и, соответственно, уменьшается (по модулю) упругость кавитационных каверн. Кроме того, увеличивается коэффициент инерционности обратных течений с $J_{OT}/J_1 = 0,09$ до $J_{OT}/J_1 = 0,16$. Согласно формуле (1) это приводит к уменьшению частоты кавитационных колебаний.

В системах питания двигателей первых ступеней ракет с натурными трубопроводами такое изменение угла установки лопасти шнека может привести к изменению собственных частот колебаний жидкости на несколько герц, однако, в некоторых случаях это может иметь важное значение в проблеме обеспечения продольной устойчивости жидкостных ракет или уменьшение амплитуд продольных колебаний.

Заключение

Представлены результаты динамических испытаний шнекоцентробежного насоса окислителя маршевого ЖРД I ступени ракеты-носителя “Днепр” – насоса большой размерности и производительности, кавитация в котором в значительной степени определяет продольную устойчивость жидкостной ракеты. Получена область существования кавитационных колебаний, которая, кроме треугольной подобласти с развитыми кавитационными автоколебаниями, состоит из области сложной структуры с нерегулярными колебаниями и биениями. Определены близкие к линейным зависимости частот кавитационных колебаний от числа кавитации для различных расходов. Показано, что расчетные частоты кавитационных колебаний хорошо согласуются с экспериментальными в области развитых кавитационных автоколебаний и проходят несколько ниже экспериментальных в области нерегулярных колебаний. Определены размахи колебаний давления на входе и расходов на входе и выходе из насоса. Экспериментально показана степень влияния инерционности питающего трубопровода и угла установки лопасти шнека на параметры автоколебаний. Отмечено, что изменение угла установки лопасти шнека может иметь важное значение в проблеме обеспечения продольной устойчивости жидкостных ракет, если требуется небольшое повышение запаса продольной устойчивости или уменьшение амплитуд продольных колебаний.

Перспективным в данном направлении исследований является использование полученных результатов для уточнения коэффициентов математической модели динамики кавитирующих насосов.

Литература

1. Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, Н.И. Довготько, Ю.Е. Григорьев, И.К. Манько, О. В. Пилипенко // *Техническая механика*. – 2001. – № 2. – С. 11-37.
2. Пилипенко В.В. Кавитационные колебания и динамика гидросистем / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 352 с.
3. Пилипенко В.В. Кавитационные автоколебания / В.В. Пилипенко. – К.: Наукова думка, 1989. – 316 с.
4. Жулай Ю.А. Динамические испытания шнекоцентробежного насоса в режиме кавитационных автоколебаний / Ю.А. Жулай // *Вестник двигателестроения*. – Запорожье, 2006. – № 3. – С. 141-145.
5. Zadontsev V.A. Experimental Study of LR Pump at Cavitation Autooscillations Regimes / V.A. Zadontsev // *Proceedings of Third China-Russia-Ukraine Symposium on Astronautical Science and Technology, XI' AN China, September 16-20*. – 1994. – P. 285-287.
6. Пилипенко В.В. Экспериментально-расчетное определение коэффициентов уравнения динамики кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах различных типоразмеров / В.В. Пилипенко, С.И. Долгополов // *Техническая механика*. – 1998. – Вып. 8. – С. 50-56.
7. Якимов Б.В. Методика обработки и анализа результатов частотных испытаний гидромеханических систем / Б. В. Якимов // *Кавитационные колебания и динамика двухфазных систем: сб. науч. трудов*. – К.: Наукова думка, 1985. – С. 113-117.
8. Рабинер Л. Теория и применение цифровой обработки сигналов / Л. Рабинер, Б. Гоулд. – М.: Мир, 1978. – 848 с.
9. Задонцев В.А. Выбор оптимальных параметров проточного ресивера как средства возбуждения низкочастотных кавитационных автоколебаний в насосной системе / В.А. Задонцев, А.Д. Николаев // *Динамика гидромеханических систем летательных аппаратов: сб. науч. трудов*. – К.: Наукова думка, 1992. – С. 41-48.
10. Долгополов С.И. Обобщенный экспериментально-расчетный коэффициент инерционного сопротивления жидкости, обусловленный обратными течениями на входе в шнекоцентробежный насос / С.И. Долгополов // *Техническая механика*. – 1995. – Вып. 4. – С. 99-103.

Поступила в редакцию 20.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., вед. науч. сотр. Г.А. Стрельников, Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина.

АВТОНОМНІ ДИНАМІЧНІ ВИПРОБУВАННЯ ШНЕКОВІДЦЕНТРОВОГО НАСОСА РРД ВЕЛИКОЇ РОЗМІРНОСТІ В РЕЖИМІ КАВІТАЦІЙНИХ АВТОКОЛИВАНЬ

В.А. Задонцев, В.А. Дрозд, С.І. Долгополов, Т.О. Грабовська

Представлено результати випробувань насоса великої розмірності й продуктивності в режимах кавітаційних автоколивань. Отримано область існування кавітаційних коливань складної структури, що включає підобласті розвинених автоколивань, нерегулярних коливань і биттів. Визначено близькі до лінійних залежності частот кавітаційних коливань, а також нелінійні залежності розмахів коливань тиску і витрат на вході в насос від тиску на вході в насос. Експериментально показаний ступінь впливу інерційності живильного трубопроводу й кута установки лопатки шнека на параметри автоколивань.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, шнековідцентровий насос, кавітація, кавітаційні коливання, частота, розмах, область існування кавітаційних автоколивань.

AUTONOMOUS DYNAMIC TESTS OF A LARGE LR PUMP IN THE SELF-OSCILLATIONS MODE

V.A. Zadontsev, V.A. Drozd, S.I. Dolgoplov, T.A. Grabovskaya

The results of autonomous stand tests of LR first stage main engine oxidizer pump in the mode of cavitation self- and transient oscillations are presented. The area of existence of such low frequency oscillations is established experimentally in the plane of regime parameters of the pump (a relative flow rate vs pump inlet cavitation number). The dependence of the self-oscillations frequency on the cavitation number is nearly linear while that of the peak-to-peak amplitudes of the pump inlet pressure and pump inlet and outlet flow rates are nonlinear. The test results correspond to the pump regimes with back flows. The self-oscillation (auto oscillation) modes can be treated as a special type of dynamic tests of a pump within framework of POGO –stability problem. Experimental results for two values of suction pipeline inertial resistance and the angel of setting of inducer blade are presented too. The obtained experimental results can be used for computational – experimental determination of characteristics of cavitation flow and verification of dynamic models of pump with a cavitation inducer.

Key words: liquid rocket, centrifugal pump with inducer, cavitation, cavitation oscillations, low frequency, peak-to peak amplitude.

Задонцев Владимир Антонович – д-р техн. наук, профессор, главный научный сотрудник Института транспортных систем и технологий НАНУ, Днепрпетровск, Украина.

Дрозд Виталий Антонович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник Института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина.

Долгополов Сергей Иванович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник Института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина.

Грабовская Таисия Алексеевна – канд. техн. наук, старший научный сотрудник Института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина.

В состав двигателя входит регулятор расхода горючего РР, обеспечивающий на каждом режиме работы двигателя постоянную величину расхода горючего, поступающего в газогенератор (рис. 2) [3].

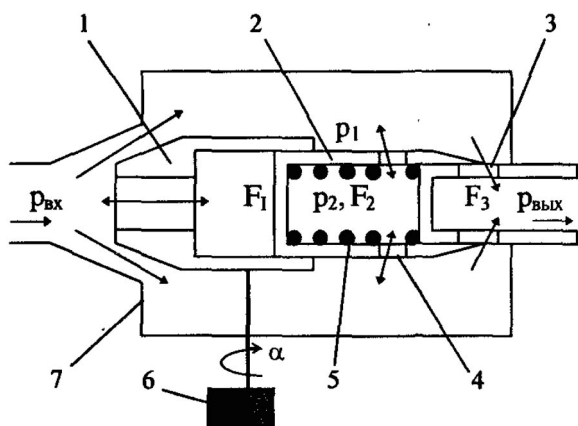


Рис. 2. Схема регулятора расхода прямого действия [3]

Основными элементами регулятора являются: мерный дроссель 1, золотник 2, регулирующие отверстия 3, пружина 5, отверстия 4. Положение подвижного элемента - мерного дросселя изменяется с помощью валика (или штока) приводом 6. Золотник 2 в исходном положении находится на упоре под действием силы предварительного сжатия пружины, а регулирующие отверстия 3 открыты.

Нагрузочная характеристика регулятора расхода $V_{pp} = f(\Delta P_{pp})$ для различных α (рис. 3), показывает, с какого минимального перепада давления ΔP_{pp} на регуляторе он может поддерживать заданную величину расхода и с какой точностью.

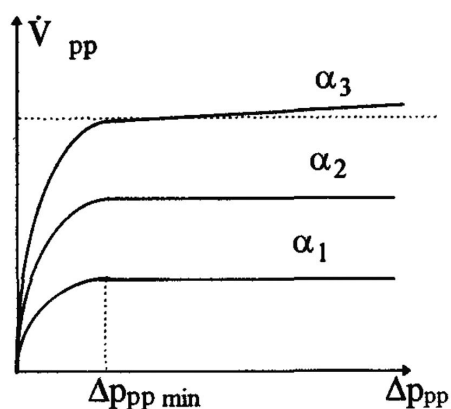


Рис. 3. Нагрузочная характеристика регулятора расхода [3]

Из рис. 3 следует, что при перепаде давления менее чем $\Delta P_{pp \min}$ регулятор расхода уже не может поддерживать заданный расход постоянным при фиксированном угловом положении привода.

Учитывая характер нагрузочной характеристики регулятора расхода, при выработке горючего подаваемый расход горючего в газогенератор будет соответствовать расходу горючего на номинальном режиме до тех пор, пока перепад давления на регуляторе расхода не снизится до величины $\Delta P_{pp \min}$, которая для двигателя РД-120 имеет порядок ≈ 30 бар. При этом за счет «разгрузки» насоса горючего произойдет перераспределение мощностей, т.е. мощность, подводимая к насосу окислителя увеличится благодаря снижению мощности насоса горючего. В этом случае необходимо ответить на следующие вопросы:

1. Как изменится соотношение компонентов топлива в газогенераторе до того момента, когда перепад на регуляторе снизится до $\Delta P_{pp \min}$? Не будет ли иметь место снижение соотношения компонентов топлива в газогенераторе Кгг и соответственно увеличение температуры в газогенераторе?

2. Как увеличится соотношение компонентов топлива в камере и не вызовет ли это прогар тракта охлаждения?

Чтобы ответить на эти вопросы, рассмотрим параметры двигателя РД-120 на каком-либо из режимов, полученных при огневых испытаниях. Будем учитывать, что до тех пор, пока расход горючего в газогенератор постоянный, постоянна величина энергии, выделяемой в газогенераторе при сгорании данного количества топлива и, вероятнее всего, мощность, подводенная к турбине. При этом напор насоса горючего второй ступени будем считать постоянным, так как снижение напора насоса горючего первой ступени на него должно влиять в меньшей степени.

2. Оценка изменения соотношения компонентов топлива в газогенераторе

Обозначим отношение мощности насоса горючего к мощности насоса окислителя через $\lambda = \frac{N_{нг}}{N_{но}}$.

С учетом предположения о перераспределении мощностей между насосами окислителя и горючего можно записать, что

$$\frac{N_{тна_ном}}{N_{тна_i}} = \frac{N_{но_ном} \cdot (1 + \lambda_{ном})}{N_{но_i} \cdot (1 + \lambda_i)} = 1. \quad (1)$$

Здесь и далее индексом «i» будем обозначать параметры двигателя в произвольный момент времени от начала поступления содержащего свободный газ горючего на вход в основной насос до момента снижения перепада давления на регуляторе до величины $\Delta P_{pp \min}$. Используя выражение (1) и теорию подобия насосов, запишем:

$$\frac{N_{ho_i}}{N_{ho_ном}} = \frac{1 + \lambda_{ном}}{1 + \lambda_i} \approx \left(\frac{n_i}{n_{ном}} \right)^3. \quad (2)$$

Так как сеть за насосом окислителя остается постоянной, то:

$$\frac{G_{ho_i}}{G_{ho_ном}} \approx \sqrt[3]{\frac{1 + \lambda_{ном}}{1 + \lambda_i}}. \quad (3)$$

Или, в предположении, что расход горючего в газогенератор поддерживается постоянным:

$$\frac{K_{гг_i}}{K_{гг_ном}} \approx \sqrt[3]{\frac{1 + \lambda_{ном}}{1 + \lambda_i}}. \quad (4)$$

В табл. 1 приведены значения $\lambda_{ном}$ для разных двигателей, которые (кроме данных по РД-8) вычислены по материалам, полученным из [9].

Таблица 1

Значения $\lambda_{ном}$

Двигатель	$\lambda_{ном}$
РД-8	0,4
РД-120	0,50
РД-170	0,44
РД-253	0,55

Используя (3), нетрудно показать, что увеличение $K_{гг}$ на рассматриваемом нами участке работы двигателя не превысит 10 % от номинальной величины при выработке горючего. На рис. 4 показаны результаты расчета по формуле (4) применительно к двигателю РД-120.

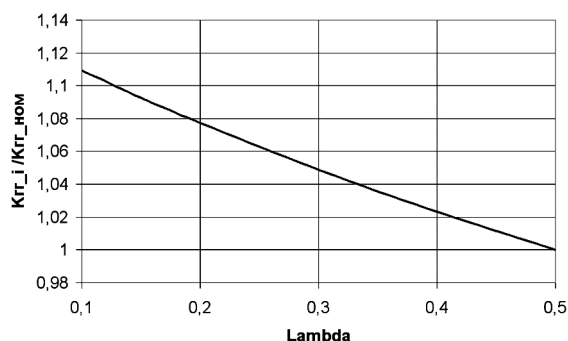


Рис. 4. Зависимость $\frac{K_{гг_i}}{K_{гг_ном}} = f\left(\frac{1 + \lambda_{ном}}{1 + \lambda_i}\right)$ при $\lambda_{ном} = 0,5$

Таким образом, применительно к двигателю РД-120, у которого номинальное соотношение компонентов топлива в газогенераторе составляет 53,8 [9], выработка горючего приведет к снижению температуры в газогенераторе на величину не более $\approx 70^\circ\text{C}$ на участке работы с подачей горючего в газогенератор с постоянным расходом, что доказывает безопасность выработки горючего с точки зрения работоспособности турбины ТНА.

3. Оценка изменения соотношения компонентов топлива в камере

Рассмотрим процесс изменения соотношения компонентов в камере. Очевидно, что до тех пор, пока горючее в газогенератор будет подаваться с постоянным расходом, режим двигателя интенсивно снижаться не будет, и двигатель будет работать с повышенным массовым соотношением компонентов топлива в камере. В принципе, даже при штатном останове возможен переход через стехиометрическое соотношение компонентов топлива, но все это происходит: 1) на фоне спада режима; 2) с задействованием послепусковых продувок магистралей горючего газогенератора и камеры.

При анализе введем следующие допущения:

1. Будем считать, что до тех пор, пока регулятор поддерживает постоянный расход в газогенератор, давление в камере остается на том же уровне и суммарная мощность, подводимая к основным насосам ТНА, остается неизменной.

2. Напор насоса горючего второй ступени остается неизменным.

В качестве примера возьмем двигатель РД-120. В табл. 2 приведены параметры двигателя РД-120 на одном из режимов.

Таблица 2

Параметры двигателя РД-120 на одном из режимов

Параметр	Величина
Давление горючего за насосом первой ступени, $P_{нг1}$, бар	346,6
Давление горючего за насосом второй ступени, $P_{нг2}$, бар	497,1
Напор насоса горючего второй ступени, бар	150,5
Давление горючего за регулятором расхода, $P_{дгпр}$, бар	391,6
Перепад давления на регуляторе расхода, $(P_{дгпр} - P_{нг2})$, бар	105,5
Давление горючего перед форсунками камеры, $P_{дгк}$, бар	171,5

Допустим, что при выработке горючего давление за насосом первой ступени снизилось настолько, что перепад на регуляторе стал равным 30 бар. При этом расход горючего в газогенератор не изменился и, следовательно, режим двигателя по давлению в камере так же не изменился. С учетом вышеизложенного пересчитаем данные табл. 2 и сведем данные в табл. 3.

Расход горючего в камеру в этом случае

$$\text{уменьшится в } \sqrt{\frac{346,6 - 171,5}{271,1 - 171,5}} \approx 1,3 \text{ раза.}$$

Таблица 3

Пересчитанные данные

Параметр	Величина
Давление горючего за насосом первой ступени, $P_{нг1}$, бар	271,1= =421,6–150,5
Давление горючего за насосом второй ступени, $P_{нг2}$, бар	421,6=391,6+30
Напор насоса горючего второй ступени, бар	≈150,5
Давление горючего за регулятором расхода, $P_{дгр}$, бар	391,6
Перепад давления на регуляторе расхода, $(P_{дгр} - P_{нг2})$, бар	≈30
Давление горючего перед форсунками камеры, $P_{дгк}$, бар	≈171,5

Предположим, что напор насоса горючего первой ступени также снизился в $\frac{346,5}{271,1} \approx 1,3$ раза. Пренебрегая изменением плотности и КПД насоса, получим снижение мощности насоса горючего в $1,3 \cdot 1,3 \approx 1,7$ раз.

Из выражения

$$\frac{N_{нг_ном}}{N_{нг_i}} = \frac{(1 + 1/\lambda_i)}{(1 + 1/\lambda_{ном})}. \quad (5)$$

с учетом вышеизложенного и рис. 4, получим:

- 1) $\lambda = 0,24$;
- 2) $\frac{G_{но_i}}{G_{но_ном}} \approx 1,07$;
- 3) $\frac{K_{m_i}}{K_{m_ном}} = 1,07 \cdot 1,3 \approx 1,4$.

Так как номинальное значение соотношения компонентов в камере составляет 2,6, то на первом участке выработки горючего увеличение соотношения компонентов топлива может составить $2,6 \cdot 1,4 = 3,6$.

Массовое соотношение компонентов топлива в камере можно оценить вторым способом. Полагая, что давление в камере не изменяется и, соответственно, не изменяется массовый расход компонентов топлива, получим:

$$1 = \frac{G_{нг_ном} \cdot (1 + K_{m_ном})}{G_{нг_i} \cdot (1 + K_{m_i})}. \quad (6)$$

Из (6) нетрудно получить, что $K_{m_i} = 1,3 \cdot (1 + 2,6) - 1 \approx 3,7$. Данное вычисление подтверждает вышеизложенный результат, что существует опасность перехода через стехиометрию при пониженном расходе горючего на охлаждение камеры. При этом продолжительность процесса определяется темпом снижения сплошности. Если

предположить, что процесс выработки горючего из бака будет аналогичен имеющему место на РН «Зенит», то рост массового соотношения в камере будет продолжаться не более 1,2 секунды до тех пор, пока сплошность горючего не снизится до величины 0,6. После этого начнется спад режима аналогично имевшему место в двигателе РД-8.

Избежать описанного выше повышения массового соотношения компонентов топлива возможно, используя непосредственно зависящий от сплошности горючего контрольный параметр. Таким параметром для данных двигателей может быть, например, напор насоса БНАГ.

Что касается двигателей, где не устанавливается регулятор расхода по линии подачи горючего в газогенератор (как в двигателе РД-8), то согласно экспериментальным данным при выработке горючего время выдачи команды на выключение двигателя не является критичным, поскольку в данном случае самоостанов двигателя не приводит к разрушению конструкции двигателя. Задача сводится к тому, чтобы выключить двигатель как можно раньше во избежание неуправляемого самоостанова и увеличения импульса последствия тяги двигателя.

Заключение

Проведенные оценки показывают, что при выработке горючего в серийных двигателях с дожиганием окислительного генераторного газа, в которых применяется регулятор расхода по магистрали подачи горючего в газогенератор, возможна работа при соотношении компонентов топлива в камере, превышающем стехиометрическое, что влечет за собой необходимость контроля параметров двигателя при выработке горючего для формирования команды на выключение двигателя до начала срыва основного насоса горючего. Таким параметром для данного типа двигателей может быть напор бустерного насосного агрегата горючего.

Литература

1. *Development of RD-8 Engine Shutdown at Full propellant depletion from tanks of Zenit-3SL LV Second Stage* / V.A. Shulga, V.N. Shnjakin, Ya.N. Ivanov, A.I. Zhivotov, G.P. Petrashko, V.N. Kovalenko, V.I. Timofeev. – 6th International Symposium on Space Propulsion, Versailles, 14 – 17 May, 2002.
2. *Отечественные ракеты-носители* / Ю.В. Павутицкий, В.А. Мазарченко, М.В. Шиленьков, А.Б. Герасимов. – СПб.: Изд. Центр СПб ГМТУ, 1996. – 178 с.
3. Беляев Е.Н. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигате-

лей / Е.Н. Беляев, В.К. Чванов, В.В. Черваков; под ред. В.К. Чванова. – М.: МАИ, 1999. – 228 с.

4. Тресвятский С.Н. Космические двигатели СНТК имени Н.Д. Кузнецова / С.Н. Тресвятский, Д.Г. Федорченко, В.П. Данильченко // *Аэрокосмическое обозрение*. – 2006. – № 3. 3. – С. 108-109.

5. Двигатель РД171М / Б.И. Каторгин, В.И. Семенов, В.К. Чванов, Ф.Ю. Челькис // *Конверсия в машиностроении*. – 2006. – № 1. – С. 6-14.

6. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. – 3-е изд., перераб. и доп. – АКС-Конверсалт, 2000. – 394 с.

7. Шнякин В.Н. Определение условия безопасного выключения ЖРД с дожиганием окислительного

генераторного газа при выработке окислителя / В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, Е.В. Стрельченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. пр.* – Х.: ХАІ, 2006. – Вип. 10 (36). – С. 36-39.

8. Выбор контрольных параметров для обеспечения безопасного выключения кислород-керосиновых ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа при выработке компонентов топлива / В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, А.И. Животов, Е.В. Стрельченко // *КТ.РВ-2006*. – Вып. 1-2. – С. 37-41.

9. George P. Sutton. *Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets*/ George P. Sutton, Oscar Biblarz. – New York, 7th ed/2000. – 740 p.

Поступила в редакцию 19.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук, ученый секретарь секции НТС двигательного конструкторского бюро В.И. Конох, ГП КБ «Южное», Днепропетровск, Украина.

ВИМКНЕННЯ СЕРІЙНИХ КИСЕНЬ-КЕРОСИНОВИХ РРД З ДОПАЛЕННЯМ ОКИСЛЮВАЛЬНОГО ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗУ ПРИ ПОВНІЙ ВИТРАТІ ПАЛЬНОГО ІЗ БАКІВ РАКЕТИ-НОСІЯ

Є.В. Стрельченко

Наведено, повне вироблення пального з баків РН може бути небезпечною для РРД з допалюванням окислювального генераторного газу, яка полягає в роботі двигуна при масовому співвідношенні компонентів палива, яке перевищує стехіометричне. Наприклад, якщо у складі двигуна знаходиться регулятор витрати пального у газогенератор, то при виробленні пального до певного часу зниження режиму роботи двигуна не відбувається, тому що до того часу, поки перепад тиску на регуляторі витрати не буде знижений до певної величини, регулятор витрати буде забезпечувати витрату пального у газогенератор постійною, що забезпечує підтримку режиму на даному рівні. При цьому витрата пального в камеру буде зменшуватись за рахунок зриву основного насоса і, як наслідок, буде збільшуватись масове співвідношення компонентів палива в камері. На прикладі двигуна РД-120, який серійно виготовляється на ДП ПО ПМЗ, було показано, що до даного двигуна, масове співвідношення компонентів палива в камері згоряння може складати ~3,6, що тягне за собою необхідність контролю параметрів двигуна з ціллю видання команди на вимкнення двигуна до початку зриву основного насосу.

Ключові слова: РРД, вимкнення, вироблення пального із баку ракети-носія.

THE SHUTDOWN OF THE SERIAL LOX-KEROSENE OX- RICH STAGE COMBUSTION LREs AT THE FULL DEPLETION OF FUEL FROM LV TANKS

I.V. Strelchenko

The eventual danger at the work of the stage combustion Ox-rich LRE at mixture ratio (MR) exceeding stoichiometric value at depletion of the fuel from the LV tank, is considered. For example, if the engine has the flow rate regulator (FRR) of the fuel upstream of preburner (PB), the engine mode at depletion of the fuel is quasi constant until the decreasing of the pressure difference at the FRR to the specific value. In this case the FRR ensures the constant flow rate of the fuel to the PB and consequently the engine mode at specified level. At this the fuel flow rate to the combustion chamber (CC) is decreasing because of the main pump head fall and therefore the MR in the CC is increasing. Using the RD-120 engine manufactured at Yuzhmash as an example the MR could be ~3,6 for this engine. Therefore the engine parameters control is necessary to provide the engine cut off command before the beginning of the main pump head fall.

Key words: LRE, Shutdown, Fuel depletion from the LV tank

Стрельченко Евгений Владимирович – заместитель начальника проектно-конструкторского отдела ЖРД, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина, e-mails: info@yuzhnoye.com, eugenstrelch@starport.com.ua.

УДК 621.454.2.035.5

Д.В. КИРСАНОВ, А.Н. КОВАЛЕНКО, А.А. ПРОКОПЧУК

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина

ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ СОПЛОВОГО НАСАДКА ИЗ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА И УЗЛА СТЫКА С ОХЛАЖДАЕМОЙ ЧАСТЬЮ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ

Представлены особенности и сложности обработки насадков из углерод-углеродного композиционного материала в составе жидкостного ракетного двигателя РД861К для третьей ступени ракеты-носителя «Циклон-4». Применение насадков из УУКМ (углерод-углеродного композиционного материала) для камер сгораний ЖРД обуславливается необходимостью снижения массы двигателя, а соответственно увеличением массы полезного груза выводимого ракетой-носителем. Материал насадка имеет плотность $\sim 1,3 \dots 1,4 \text{ г/см}^3$. Также, использование неохлаждаемых насадков приводит к уменьшению подогревов охладителя (компонентов топлива) камеры сгорания. Сложность обработки насадка для двигателя третьей ступени объясняется необходимостью создания условий максимально приближенных к условиям космоса в частности – вакуум.

Ключевые слова: углерод-углеродный композиционный материал, сопловой насадок, камера сгорания, жидкостной ракетный двигатель, огневые испытания.

Введение

Применение в двигателе РД861К соплового насадка из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) приводит к существенному улучшению его энерго-массовых характеристик.

ГП КБЮ имеет собственный опыт по использованию сопловых насадков из УУКМ для РДТТ. Изготовление сопловых насадков из УУКМ является очень дорогостоящим, энергоемким и длительным процессом, включающим, кроме изготовления самих насадков, еще и проектирование, и изготовление большого количества оснастки. Другим проблемным вопросом является разработка конструкции узла стыка соплового насадка из УУКМ с охлаждаемым корпусом камеры.

Насадок

Сопловой насадок из УУКМ для камеры двигателя РД861К изготавливается в ГП КБЮ в кооперации с Запорожским предприятием ОАО «Углекомполит».

Материал насадка разработанный в КБЮ имеет низкую плотность $\sim 1,3 \text{ г/см}^3$, что очень важно для конструкции ЖРД.

В процессе изготовления, насадок подлежит проверке на отсутствие дефектов неразрушающим контролем – ультразвуковым теневым методом. Материал насадка (УУКМ) при огневых испытаниях показал хорошую эрозионную стойкость. Также

отмечено, что УУКМ при нагреве до температур, реализуемых в ЖРД, в отличие от сталей, не понижает свои механические свойства, а даже наоборот – немного повышает.

Описание конструкции

Особенностью конструкции камеры двигателя РД861К (рис. 1) является то, что по компоновочным соображениям узел стыка совмещен с узлом симметричного вдува отработанного генераторного газа в закритическую часть сопла. Это совмещение приводит к повышенным температурам ($\sim 600^\circ\text{C}$) элементов узла стыка и вызывает сложности в обеспечении прочности и герметичности узла стыка, которые в значительной степени усугубляются значительным отличием значений коэффициента температурного расширения сталей ($\sim 17 \cdot 10^{-6} \text{ 1/град}$) и УУКМ ($\sim 4 \cdot 10^{-6} \text{ 1/град}$). Это приводит к значительным (более 1 мм на сторону) относительным перемещениям элементов стыка (стальных деталей относительно насадка из УУКМ) в радиальном направлении.

Для компенсации температурных расширений и обеспечения работоспособности в конструкцию стыка введены упругие элементы – с внешней стороны от радиального перемещения при расширении фланца насадок фиксируют прижимные элементы, изготавливаемые из сплавов с пружинными свойствами. Материал, применяемый для прижимных элементов – сталь 36НХТЮ, сохраняет с небольшим

послаблением упругие свойства в процессе работы при температурах $\sim 600 \dots 650$ °С, что доказано при автономной отработке элементов крепления, и работе на повышенных нагрузках при работе насадка в атмосфере.

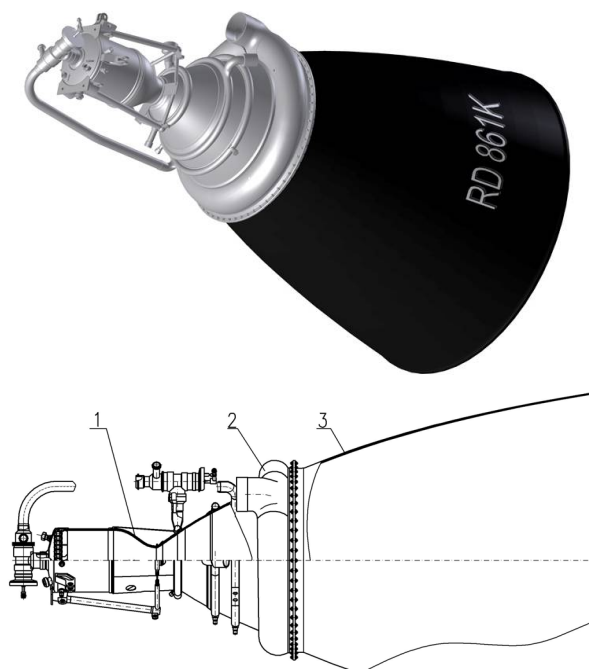


Рис. 1. Камера двигателя РД861К:

1 – охлаждаемая часть камеры; 2 – узел вдува генераторного газа; 3 – насадок из УУКМ

Имитация условий работы насадка

В целях экономии была спроектирована камера вакуумная не полностью помещающая в себе двигатель, а только сопловую часть из УУКМ с гибким соединением с фланцем камеры двигателя. Также, для уменьшения затрат на подготовку и проведение ОИ (огневых испытаний) схема испытаний не предусматривает специальных систем по созданию разрежения в полости камеры вакуумной, а разрежение достигается в процессе испытания – путем эжектирования сверхзвуковой струей продуктов сгорания исходящих из камеры сгорания самого двигателя.

Схема установленного двигателя на стенд для испытаний с УУКМ и камерой вакуумной представлена на рис. 2.

По причине хрупкости материала насадка все операции с ним (изготовление, межоперационные переходы, установка насадка в двигатель, транспортировка двигателя с насадком, подготовительные работы на стенде для ОИ) необходимо обеспечить мероприятиями по недопущению каких-либо соударений насадка. Выполнение камеры вакуумной цельной, без продольных разъемов и установкой ее в цехе сборки двигателя совместно с установкой

насадком, образует защитный кожух вокруг сопла камеры ЖРД.

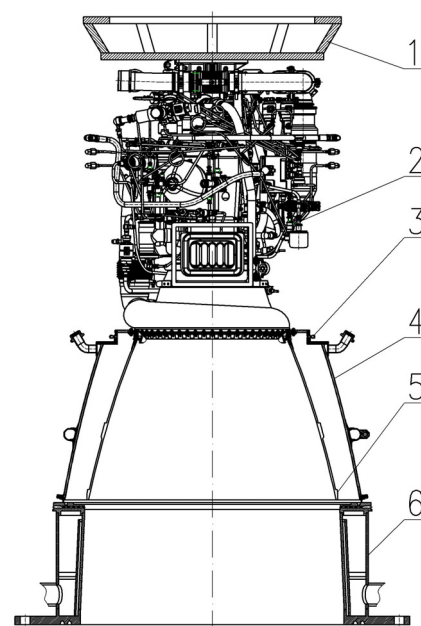


Рис. 2. Схема установки двигателя с насадком из УУКМ и камерой вакуумной:

1 – рама силоизмерительного устройства; 2 – двигатель РД861К; 3 – гибкая герметизирующая мембрана; 4 – камера вакуумная; 5 – насадок из УУКМ; 6 – регулировочное кольцо (вход в газодинамическую трубу)

Конструктивно, камера вакуумная выполнена из сопловой части уже отработанного ранее двигателя, т.е. уже с имеющимся трактом охлаждения. Для изготовления камеры вакуумной понадобилось минимальные доработки – изготовление коллектора выхода охладителя (воды), крепежа к стендовому оборудованию и разрезного кольца с интерфейсом под установку гибкой герметизирующей мембраны. При работе двигателя в полости камеры вакуумной, струей работающего двигателя создается разрежение порядка $0,03 \dots 0,06$ ата, таким образом, конвективный теплообмен между насадком и внутренней стенкой вакуум камеры практически отсутствует. Так как насадок в процессе работы двигателя разогревается от продуктов сгорания до температуры порядка 900 °С, то можно утверждать о наличии интенсивного излучения со всей его поверхности. Учитывая факт предназначения работы двигателя в космическом пространстве, можно говорить, что практически вся излучающая тепловая энергия нагретого насадка не возвратится, а будет лучить в открытый космос. Потому при изготовлении камеры вакуумной была выполнена ее термообработка с окислением внутренней поверхности, для получения максимально возможной черноты поверхности обращенной к насадку при огневых испытаниях для

того, чтобы лучевая энергия не отражалась и не передавалась снова в насадок.

Отработка гибкого соединения

Для возможности замера тяги двигателя в процессе ОИ с минимальной погрешностью, необходимо исключить жесткие связи двигателя с неподвижными частями стенда коим является и камера вакуумная после ее установки на стенд, потому есть необходимость в организации гибкого соединения камеры вакуумной с фланцем камеры двигателя.

Учитывая факт того, что фланец камеры двигателя прогревается от генераторного газа поступающего в камеру двигателя в месте стыка насадка до температур порядка 550 – 600 °С, были проведены экспериментальные работы по выбору состава и материалов для гибкой мембраны. Пневмогидравлическая схема испытаний представлена на рис. 3.

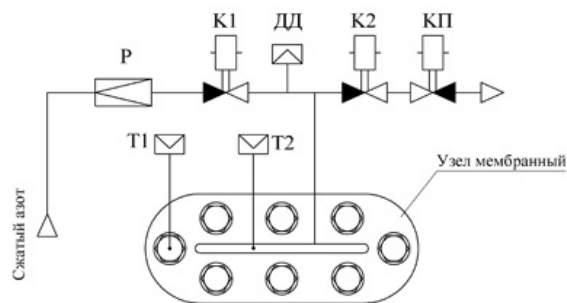


Рис. 3. Пневмогидравлическая схема проведения испытаний мембранного узла:

Р – редуктор; К1, К2 – клапан запорный; ДД – датчик давления; КП – клапан предохранительный; Т1, Т2 – датчики температуры

При испытаниях имитировалась конструкция стыка между камерой двигателя и камерой вакуумной, а также моделировалось тепловое (нагрев до температуры 650 °С) и силовое нагружение мембраны – перепад давления 1 атм. (рис. 4).

Образец гибкой мембраны, представляет собой многослойный пакет, состоящий из нескольких слоев герметизирующей ткани. В качестве герметизирующих тканей использовались материалы – НТ-7, КПМА, Т-18, АТОМ-1, а также теплоизоляционная ткань – IZOLTEX, стальная фольга 12Х18Н10Т толщиной 0,15 мм.

Все ткани теряли работоспособность еще до достижения рабочей температуры испытаний. Наилучший результат показал пакет тканей НТ-7, разгерметизация которого произошла при температуре 605 °С, остальные же ткани нарушили целостность при более низких температурах (рис. 5).

Проведенные исследовательские работы в ГП КБЮ показали неработоспособность имеющихся в

наличии герметизирующих тканей в качестве уплотнительных для организации «горячего» стыка камеры двигателя с камерой вакуумной.



Рис. 4. Испытуемый опытный мембранный узел

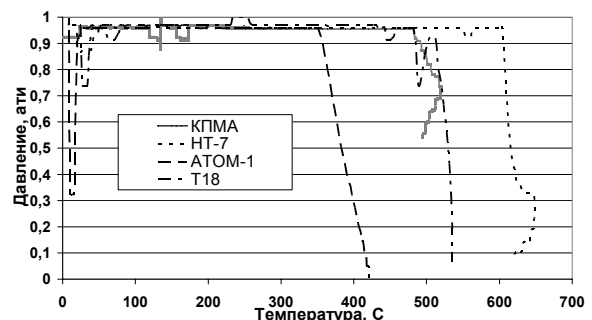


Рис. 5. График потери герметичности в мембранном узле

Для поиска работоспособной конфигурации пакета мембран была разработана и изготовлена новая конструкция мембраны, состоящая из графитового шнура IZOLOOK (модифицированный терморасширенный графит сечением 4х4 мм), одного слоя фольги из стали 12Х18Н10Т толщиной 0,15 мм и одного слоя термостойкой ткани IZOLTEX. По результатам проведенных испытаний данная конфигурация полностью выполнила требования программы испытаний – обеспечила герметичность при рабочей температуре.

Одной из схем испытаний двигателя предусмотрено испытание с насадком, работающим в атмосфере. Так как двигатель предназначен для работы в космосе (в вакууме) то в случае огневых испытаний в атмосфере без камеры вакуумной возникает необходимость в гибкой герметизации среза сопла с газодинамической трубой стенда для нормальной работы двигателя (гарантированного выхода скачка уплотнения из сопла). Для вышеуказанной схемы ОИ использована мембрана, состоящая из тканей КТ-11, IZOLTEX-120 и полиэтиленовой

пленки. Анализ испытаний показывает, что через 4,3 сек после появления давления в камере сгорания давление на срезе сопла снизилось до $0,03 \text{ кгс/см}^2$ и оставалось постоянным до конца испытания; это свидетельствует о том, что уплотнение на срезе сопла выполнило свое назначение – скачок уплотнения вышел из сопла и обеспечивалось безотрывное истечение продуктов сгорания из сопла.

Замеренные значения температуры поверхности соплового насадка достигают величин порядка 900°C , при этом мембрана сохранила свою работоспособность.

Учитывая положительный результат, такая же конфигурация (только без слоя ткани IZOLTEX-120) была использована и для герметизации соединения фланца камеры двигателя с камерой вакуумной,

которая в последующем также положительно показала свою работу при огневых испытаниях.

Заключение

Использование насадков из УУКМ в составе ЖРД является новой тенденцией развития ракетного двигателестроения, требующая большой объем экспериментальной наземной отработки, с созданием специальных стендовых систем для создания условий максимально приближенных к полетным условиям двигателя, а также, решение существенной проблемы хрупкости УУКМ, и стойкости к ударным и динамичным нагрузкам, которые реализовываются в ЖРД особенно на переходных режимах – запуск и останов.

Поступила в редакцию 21.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук В.А. Шульга, ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

ОСОБЛИВОСТІ ВІДПРАЦЮВАННЯ СОПЛОВОГО НАСАДКА З ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЕВОГО КОМПОЗИЦІЙНОГО МАТЕРІАЛУ СТИКУ З ОХОЛОДЖУЮЧОЮ ЧАСТИНОЮ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ

Д.В. Кірсанов, А.М. Коваленко, А.А. Прокопчук

Представлено особливості й труднощі відпрацювання насадків з вуглець-вуглецевого композиційного матеріалу у складі рідинного ракетного двигуна РД861К для третього ступеня ракети-носія «Циклон-4». Застосування насадків з ВВКМ (вуглець-вуглецевого композиційного матеріалу) для камер згоряння РРД обумовлено необхідністю зниження маси двигуна, а й відповідно збільшення маси корисного вантажу виведеного ракетою-носієм. Матеріал насадку має щільність $\sim 1,3 \dots 1,4 \text{ г/см}^3$. Також, використання не охолоджуваних насадків призводить до зменшення підігрівів охолоджувача (компонентів палива) камери згоряння. Складність відпрацювання насадку для двигуна третього ступеня пояснюється необхідністю створення умов максимально наближених до умов космосу зокрема – вакуум.

Ключові слова: вуглець-вуглецевий композиційний матеріал, сопловий насадок, камера згоряння, рідинний ракетний двигун, вогневі випробування.

PECULIARITIES OF DEVELOPMENT OF CCC NOZZLE EXTENSION AND INTERFACE UNIT WITH COOLED PART OF ENGINE CHAMBER

L.V. Kirsanov, A.N. Kovalenko, A.A. Prokopchuk

Peculiarities and complexities of development of carbon-carbon composite nozzles as a part of RD861K liquid rocket engine for the Cyclone 4 launch vehicle third stage are presented. The use of nozzles of carbon-carbon composite (CCC) for LRE combustion chambers is conditioned by the need in reduction of engine mass and, accordingly, increase of mass of payload injected by launch vehicle. The nozzle material has density $\sim 1.3 \dots 1.4 \text{ g/cm}^3$. The use of uncooled nozzles also results in heating reduction of cooler (propellants) of combustion chamber. Complexity of development of nozzle for the third stage engine is explained by the need of conditions maximum close to space conditions, particularly, vacuum.

Key words: carbon-carbon composite, nozzle extension, combustion chamber, liquid rocket engine, firing tests.

Кирсанов Дмитрий Валериевич – инженер-конструктор I категории, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Коваленко Андрей Николаевич – начальник отдела камер сгораний, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Прокопчук Александр Александрович – начальник сектора, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

УДК 621.45.018

Н.И. ТУТОВ, Г.Н. ЧЕПЕЛЬ, А.В. БЕЗДЕНЕЖНЫХ*ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина*

О НЕКОТОРЫХ МЕТОДАХ УСТАНОВЛЕНИЯ И ПРОДЛЕНИЯ СРОКОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ РДТТ ДЛЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Приведены результаты поэтапно проведенных исследований по установлению и продлению сроков эксплуатации ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) для торможения отработавших ступеней ракет-носителей программ "Морской старт" и "Наземный старт". Разработанные методы испытаний и методология проведения работ по оценке работоспособности РДТТ позволяют эффективно и с минимумом затрат реализовать задачу по требуемым срокам эксплуатации. Отмечено, что все РДТТ, как вновь разработанные, так и с продленными сроками эксплуатации были успешно использованы при запусках ракет-носителей. На технические решения по ускоренным испытаниям получены патенты Украины №77764 2007г. и № 65830 2006г.

Ключевые слова: ракетный двигатель на твердом топливе, ракета-носитель, ускоренные испытания, гарантийный срок, срок эксплуатации.

Введение

В настоящее время в составе различных ракет-носителей (РН) космического назначения используются ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ). Ракетные двигатели предназначены для выполнения определенных функций, таких как отделение, стабилизация вращением, торможение отработавших ступеней РН и для других целей [1].

Как правило, РН и их составные части разрабатываются и отработываются с определенным гарантийным сроком эксплуатации (не менее трех лет). Требования к длительной эксплуатации РДТТ создают определенные трудности при отработке и установлении сроков эксплуатации. Это связано с тем, что РДТТ в своем составе содержит большое количество узлов и деталей (заряд твердого топлива, теплозащитное покрытие, резинотехнические детали и др.), изготовленных из полимерных материалов. Полимерные материалы при длительной эксплуатации могут изменять свои свойства, что может повлечь за собой и изменение характеристик РДТТ при их работе. В случае ожидания изменения характеристик двигателя и его работоспособности под воздействием факторов внешней среды необходимо проводить специальные испытания.

Основным процессом, который может привести к изменению свойств и качества полимерного материала при эксплуатации, является процесс теплового старения материала при температурных воздействиях условий внешней среды.

Методы ускоренных испытаний материалов

изделий основаны на принципе температурно-временной эквивалентности продолжительности воздействия факторов внешней среды на изделие в естественных условиях и в режиме ускоренного старения при повышенных температурах [2, 3]. Такой подход позволяет сократить продолжительность испытаний при сохранении высокой достоверности отработки и установления требуемых гарантийных сроков эксплуатации изделий.

Многолетний опыт отработки РДТТ и использование по прямому назначению свидетельствует о том, что по истечении установленного гарантийного срока двигателя, хранившиеся в условиях требований технической документации, могут быть использованы в дальнейшем для комплектации ракет-носителей.

В настоящей статье рассматриваются методы установления, отработки и продления сроков эксплуатации РДТТ торможения отработавших ступеней РН семейства «Зенит». Приводятся результаты использования двигателей торможения в составе ракет-носителей «Зенит-3SL» и «Зенит-3SLБ». На первой и второй ступенях РН устанавливаются по четыре РДТТ двух типов, отличающихся между собой по габаритно-весовым и энергетическим характеристикам.

Справочная информация. Запуск РН «Зенит-3SL» по программе «Морской старт» проводится с плавучей платформы «Одиссей» на экваторе в Тихом океане в районе острова Рождества (Республика Кирибати). В конце XX столетия 28 марта 1999 года был осуществлен первый успешный запуск ракеты-

носителя «Зенит-3SL» по программе «Морской старт», а спустя 10 лет 20 апреля 2009 года проведен 30 успешный запуск РН «Зенит-3SL».

Запуск РН «Зенит-3SLБ» по программе «Наземный старт» проводится с космодрома «Байконур» (Казахстан). Успешные первые два запуска РН «Зенит-3SLБ» были проведены 26 апреля 2008 г. и 26 февраля 2009 г.

1. Отработка и установление гарантийных сроков эксплуатации

В период с 1999 по 2003 г.г. при комплектации РН «Зенит-3SL» были использованы все ранее изготовленные двигатели торможения ступеней с требуемыми гарантийными сроками эксплуатации (СЭ). Однако к указанному времени на хранении оставались в большом количестве изготовленные двигатели и их комплектующие элементы (корпуса двигателей), у которых гарантийный срок был близок к завершению установленного СЭ или уже завершился.

В связи с этим было принято решение о разработке новых двигателей торможения и проведении исследований по оценке возможности продления срока эксплуатации ранее изготовленных узлов двигателей.

Разработка новых двигателей торможения проводилась с учетом опыта отработки и использования аналогичных двигателей. Это позволило провести экспериментальную отработку новых двигателей с минимальным объемом. Схема двигателей торможения ступеней РН представлена на рис. 1.

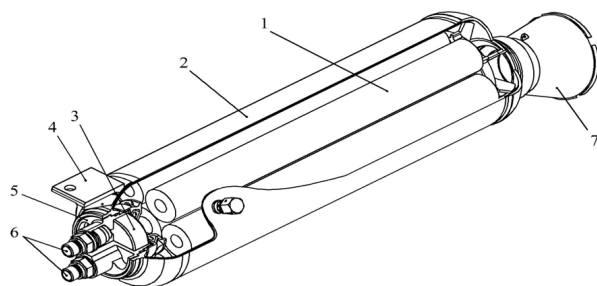


Рис. 1. Двигатель торможения ступеней РН и его составные части:

- 1 – заряд твердого топлива; 2 – корпус с теплозащитным покрытием; 3 – воспламенитель; 4 – кронштейн крепления к РН; 5 – крышка; 6 – пиропатрон; 7 – сопло

Для установления на двигатели требуемых гарантийных сроков (не менее 5 лет) были разработаны методики оценки сохранения основных характеристик РДТТ, которые с высокой степенью достоверности позволяют прогнозировать возможность установления и, при необходимости, продления

(увеличения) сроков эксплуатации.

В процессе отработки двигателей были проведены эксплуатационные испытания, которые включали тепловое старение корпусов, вибрационные и стендовые испытания двигателей.

Тепловое старение корпусов двигателей торможения II ступени РН проводилось при температуре 70 °С в течение 40 суток по режиму старения внутреннего теплозащитного покрытия, материалы которого наиболее склонны к воздействию температур.

Тепловое старение корпусов двигателей торможения I ступени РН проводилось по режиму старения уплотнительных резиновых деталей (колец и прокладок). Испытания этих корпусов проводилось ступенчато с выдержкой при температурах: 55 °С в течение 5 суток, 65 °С в течение 4 суток, 70 °С в течение 22,5 суток и обратно при температуре 65 °С в течение 4 суток и 55 °С в течение 5 суток. Режимы испытаний позволили исключить воздействие температурных перепадов на изделия (от 20 до 70 °С) и проимитировать срок эксплуатации уплотнительных деталей в составе двигателей [4]. При таком режиме испытаний исключалось также и появление не свойственных в процессе эксплуатации двигателей дефектов.

Следует отметить, что такие элементы двигателей, как заряды твердого топлива, воспламенители и пиропатроны имели достаточный гарантийный срок для комплектации двигателей, поэтому испытаниям тепловым старением они не подвергались.

По завершении теплового старения были проведены вибрационные испытания двигателей на воздействие полетных нагрузок. Испытания проводились на частоте 50 Гц с перегрузкой 4 g и на частоте 200 Гц с перегрузкой 6 g. Продолжительность воздействия перегрузки на каждой частоте составляла 450 с – для двигателя торможения II ступени. Для двигателя торможения I ступени продолжительность воздействия перегрузок составляла: на частоте 50 Гц в течение 180 с и на частоте 200 Гц в течение 300 с. Режимы испытаний имитировали воздействие вибрационных нагрузок от работы маршевых двигателей I и II ступеней при полете РН. К столу вибрационного стенда двигатели крепились в вертикальном положении (соплом вверх) с помощью специального переходника, имитирующего крепление двигателей на ракете-носителе.

Стендовые испытания двигателей проводились при среднеобъемной температуре зарядов твердого топлива плюс 50 °С и минус 50 °С (по два двигателя при каждой температуре).

Критериями оценки работоспособности двигателей являлось соответствие материальной части комплектующих элементов и энергетических харак-

теристик (время работы, значения реактивной силы) требованиям сборочных чертежей и технических условий на двигатели.

Разработанные новые двигатели в период с 2006 по 2009 г.г. были использованы:

- 10 комплектов двигателей торможения II ступени в составе РН «Зенит-3SL», один комплект в составе РН «Зенит-2» и два комплекта в составе РН «Зенит-3SLБ» – всего 13 комплектов двигателей;
- два комплекта двигателей торможения I ступени в составе РН «Зенит-3SLБ».

2. Продление сроков эксплуатации

По истечении гарантийного срока эксплуатации состояние материальной части РДТТ может быть вполне удовлетворительным. Однако, дальнейшая эксплуатация такого двигателя без проведения определенных работ не допустима ввиду отсутствия полной уверенности в его работоспособности. Под этими работами подразумеваются специальные исследования и всесторонний анализ материальной части, в результате которых продлевается (увеличивается) срок эксплуатации РДТТ.

Обоснование возможности и продление СЭ ракетных двигателей имеет важное значение, поскольку позволяет избежать материальных и экономических затрат, связанных с преждевременной заменой данного изделия на вновь изготовленное.

В ГП «КБ «Южное» были разработаны методики испытаний и проведен большой объем исследовательских и экспериментальных работ, позволяющих по истечению установленного гарантийного срока эксплуатации РДТТ прогнозировать протекание процесса старения комплектующих полимерных материалов с установлением дополнительных сроков хранения и эксплуатации.

Одна из разработанных методик позволяет на этапе истечения гарантийного срока изделия провести расчетную оценку возможности продления СЭ этого изделия до требуемых значений [5]. При этом, если температурные нагрузки на изделие в истекшем и продлеваемом периодах эксплуатации не превышают реализованные температурные воздействия при экспериментальной отработке изделия, решение о продлении СЭ изделия может быть принято без проведения дополнительных специальных испытаний.

Особенности и результаты проведения поэтапных исследований по продлению сроков эксплуатации РДТТ для РН программ «Морской старт» и «Наземный старт» были представлены на 2-й Международной конференции «Передовые космические технологии на благо человечества» [6]. Эти работы проводились с ранее изготовленной материальной

частью РДТТ торможения ступеней РН.

В 1990 г. были изготовлены 26 двигателей торможения II ступени, а в 1991 г. – 10 двигателей торможения I ступени. Кроме того, имелись корпус-аналоги двигателя торможения I ступени, которые были изготовлены в 1986-1989 г.г. (78 шт.).

С целью использования задела двигателей торможения и корпусов-аналогов было принято решение о проведении специальных работ по оценке возможности продления их гарантийных сроков.

Для оценки возможности использования двигателей с продленными СЭ в составе РН разработана программно-методическая документация, определены режимы ускоренных испытаний и проведены экспериментально-исследовательские работы по продлению СЭ двигателей до требуемых значений.

В процессе выполнения работ проведен анализ данных технологической документации по изготовлению двигателей и их комплектующих элементов, результатов отработки и подтверждения установленных сроков эксплуатации двигателей и их аналогов. Был проведен также и анализ температурно-влажностных условий автономного хранения и ожидаемых условий эксплуатации двигателей в составе РН в течение устанавливаемых сроков эксплуатации.

При проведении экспериментальных работ ускоренным испытаниям в 2000 г. подвергались четыре двигателя торможения II ступени РН в комплектации зарядами твердого топлива и корпусами, изготовленными в 1986-1990 г.г.

Испытания проведены в два этапа:

- предварительное тепловое старение корпуса ненаполненного по режиму старения теплозащитного покрытия (ТЗП) внутренней поверхности корпуса при температуре 70 °С в течение 38,5 суток (с учетом дальнейшего достаривания этого корпуса по режиму старения заряда твердого топлива);
- тепловое старение собранного двигателя по режиму старения заряда твердого топлива при температуре 55 °С в течение 4,8 суток.

Продолжительность теплового старения определена из условия имитации требуемого дополнительного СЭ двигателя.

Расчет режимов и порядок испытаний двигателей исключал перестаривание наиболее теплонапряженного элемента двигателя при его работе – заряда твердого топлива.

По завершении теплового старения проведены вибрационные испытания на воздействие полетных нагрузок и стендовые испытания двигателей.

Для оценки возможности продления срока эксплуатации корпусов-аналогов двигателя торможения I ступени РН и использования их при изготовлении двигателей проведены ускоренные испытания

четырёх корпусов.

В 2000 г. испытания двух корпусов (изготовлены в 1988 г.) проведены при температуре 70 °С в течение 39 суток. В 2003 г. проведены испытания двух других корпусов (изготовлены в 1986 г.) при температурах от 65 до 70 °С в течение 18 суток.

Тепловое старение корпусов проводилось по режиму старения ТЗП [7] для имитации дополнительного срока эксплуатации в течение не менее 10 лет.

По завершении теплового старения корпуса-аналоги двигателей торможения I ступени РН были укомплектованы зарядами твердого топлива и воспламенителями (изготовлены в 1989 г. и в 1985 г.) и специальными крышками (изготовлены в 2002 г.) для проведения вибрационных и стендовых испытаний.

Условия, режимы вибрационных и стендовых

испытаний, а также критерии оценки работоспособности двигателей торможения I и II ступеней РН были такими же, как и для вновь разработанных РДТТ торможения ступеней РН (см. раздел 1).

В период с 2004 по 2008 г.г. двигатели торможения (с продленными сроками эксплуатации) были использованы:

– 5 комплектов двигателей торможения II ступени в составе РН «Зенит-3SL» и один комплект в составе РН «Зенит-2»;

– 14 комплектов двигателей торможения I ступени в составе РН «Зенит-3SL», два комплекта в составе РН «Зенит-2» и один комплект в составе РН «Зенит-3SLБ» – всего 17 комплектов двигателей.

Сведения по срокам использования РДТТ с продленными сроками эксплуатации в составе ракет-носителей представлены в табл. 1.

Таблица 1

Сведения по срокам использования РДТТ

Объект использования	Количество комплектов двигателей по годам использования РН				
	2004	2005	2006	2007	2008
Двигатель торможения I ступени	1	4	5	1	6
Двигатель торможения II ступени	1	4	1+4*	1*	6*

* – использовались вновь разработанные двигатели

На момент использования общий срок эксплуатации двигателей превысил установленный гарантийный срок: для двигателей торможения II ступени в 1,1 – 1,3 раза, а для двигателей торможения I ступени в 1,5 – 1,9 раза.

С 2009 г. используются вновь разработанные двигатели торможения I и II ступеней ракет-носителей.

Все двигатели при запуске ракет-носителей сохранили работоспособность и выполнили свои функциональные задачи – обеспечили торможение отработавших I и II ступеней в момент их отделения от ракет-носителей.

Заключение

Представленная методология проведения работ и результаты экспериментальных исследований позволяют эффективно и с минимумом затрат (временных и материальных) реализовать поставленную задачу – оценить возможность и установить требуемые и дополнительные сроки эксплуатации двигателей торможения ступеней ракет-носителей космического назначения программ «Морской старт», «Наземный старт» и других.

Приведенные методические материалы по отработке, установлению, продлению сроков эксплуатации и использованию твердотопливных двигателей

с продленными сроками эксплуатации представляют практический интерес для разработчиков РДТТ и могут быть использованы при их отработке для ракет-носителей различного назначения.

Литература

1. Конструкция и отработка РДТТ / Под ред. А.М. Виницкого. – М.: Машиностроение, 1980. – 232 с.
2. ГОСТ 9.707-81. Единая система защиты от коррозии и старения. Материалы полимерные. Методы ускоренных испытаний на климатическое старение. – М.: Изд-во стандартов, 1982, переизданное с изменениями, 1990. – 79 с.
3. А.С. 1133507 СССР, МКИ4 G 01 N 17/00. Способ ускоренных испытаний полимерных материалов на старение / Х.Н. Фидлер, Д.В. Замбахидзе и О.А. Хачатурова (СССР). – № 3402112/25-28; заявл. 16.02.82; опубл. 07.01.85, Бюл. № 1. – 2 с.
4. Пат. 77764 України, МПК (2007) G 01 N 17/00. Спосіб прискорення випробувань виробів на старіння / М.І. Тутов, Г.М. Чепель, А.С. Кириченко, І.П. Баліцький, А.В. Безденежних, Л.А. Клименко, Є.С. Роголіна (Україна); Заявник та власник Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля. – №20040907703; заяв. 22.09.2004; опубл. 15.01.2007, Бюл. № 1. – 3 с.

5. О некоторых методических особенностях оценки возможности продления сроков эксплуатации изделий / Н.И. Тутов, Г.Н. Чепель, Н.П. Ушкин, А.С. Кириченко // *Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб.* – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2008. – Вып. 1. – С. 128-145.

6. Тутов Н. К вопросу использования РДТТ с продленными сроками эксплуатации для ракет-носителей космического назначения / Н. Тутов, Г. Чепель, А. Безденежных // «Передовые космические технологии на благо человечества». 2-я междунар. конф. «Космос и общество. Космос: Человеческое измерение». 3-я междунар. конф.: тезисы докл.;

15-17 апр. 2009 г. – Днепропетровск, 2009. – С. 44.

7. Пат. 65830 України, МПК (2006) G 01N 17/00, G 01 N 33/44. Спосіб прискорених випробувань виробів на старіння. / М.І. Тутов, А.С. Кириченко. І.П. Баліцький, А.В. Безденежних, О.А. Романов, О.С. Груздов, В.С. Жилкін (Україна); Заявн. та власник Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля, Павлоградський механічний завод Державного підприємства «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод» ім. О.М. Макарова. – №2003065159; заяв. 04.06.2003; опубл. 15.12.2006, Бюл. № 12. – 3 с.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук, Главный конструктор КБ В.Н. Шнякин, Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Днепропетровск, Украина.

ПРО ДЕЯКІ МЕТОДИ ВСТАНОВЛЕННЯ І ПРОДОВЖЕННЯ ТЕРМІНІВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ РДТП ДЛЯ РАКЕТ-НОСІЇВ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

М.І. Тутов, Г.М. Чепель, А.В. Безденежних

Приведені результати поетапно проведених досліджень по встановленню і продовженню термінів експлуатації ракетних двигунів на твердому паливі (РДТП) для гальмування відпрацьованих ступенів ракет-носіїв програм "Морський старт" і "Наземний старт". Розроблені методи випробувань і методологія проведення робіт за оцінкою працездатності РДТП дозволяють ефективно і з мінімумом витрат реалізувати завдання по необхідних термінах експлуатації. Відмічено, що усі РДТП, як знов розроблені, так і з продовженими термінами експлуатації були успішно використані при запусках ракет-носіїв. На технічні рішення по прискорених випробуваннях отримані патенти України №77764 2007 р. і № 65830 2006 р.

Ключові слова: ракетний двигун на твердому паливі, ракета-носій, прискорені випробування, гарантійний термін, термін експлуатації.

ABOUT SOME METHODS OF ESTABLISHMENT AND EXTENSION OF TERMS OF EXPLOITATION OF REHF FOR ROCKETS-TRANSMITTERS OF SPACE SETTING

N.I. Tutov, G.N. Chepel, A.V. Bezdyenyezhykh

The results of the stage-by-stage conducted researches are resulted on establishment and extension of terms of exploitation of rocket engines on a hard fuel (REHF) for braking of the workings stages of rockets-transmitters of the programs "Sea Launch" and the "Land Launch". The developed methods of tests and methodology of lead through of works as evaluated by the capacity of REHF allow effectively and with a minimum of expenses to realize a task on the required terms of exploitation. It is marked that all of REHF, both again developed and with the prolonged terms of exploitation were successfully used for the starts of rockets-transmitters. On technical decisions on speed-up tests the patents of Ukraine are got №77764 2007 and № 65830 2006.

Key words: rocket engine on a hard fuel, carrier rocket, speed-up tests, guarantee term, term of exploitation.

Тутов Николай Иванович – начальник сектора Государственного предприятия "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Днепропетровск, Украина.

Чепель Галина Николаевна – инженер-конструктор I категории Государственного предприятия "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Днепропетровск, Украина, e-mail: AS2007@i.ua.

Безденежных Альберт Васильевич – начальник отдела Государственного предприятия "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Днепропетровск, Украина.

УДК 532.528.5:621.671

О.В. ПИЛИПЕНКО, Л.Г. ЗАПОЛЬСКИЙ

Институт технической механики НАН и НКА Украины, Днепрпетровск, Украина

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТИПОВ ДЕМПФИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ ДЛЯ СИСТЕМ ПИТАНИЯ ЖРДУ

В работе представлены результаты экспериментальных исследований импеданса системы «питающий трубопровод – демпфер – бустерный насосный агрегат» на модельной жидкости без демпфера и с подключением к ней различных типов демпферов. Получены зависимости импеданса системы питания без демпфера и с подключенным к системе питания газожидкостным, гидродинамическим, и термодинамическим демпфером, конструкции которых имеют одинаковый объем газовой, паровой полости, в частотном диапазоне от 1 до 22 Гц. Экспериментально показано, что в части снижения собственной частоты колебаний жидкости в системе и уменьшения максимальных значений модуля импеданса системы, подключение к системе питания ЖРДУ термодинамического демпфера эффективнее, чем газожидкостного или гидродинамического демпфера в ~4,3 раза и ~1,4 раза соответственно. При этом также происходит снижение максимальных значений модуля импеданса системы в ~7,6 раз и ~1,7 раз по сравнению со значениями, полученными при подключении к системе газожидкостного или гидродинамического демпфера соответственно. Экспериментально показано, что податливость гидродинамического и термодинамического демпфера превышает податливость газожидкостного демпфера в 2,1 и 18,4 раза соответственно, при прочих равных условиях.

Ключевые слова: Система питания ЖРДУ, импеданс системы, газожидкостной, гидродинамический, термодинамический демпфер, собственная частота колебаний жидкости в питающем трубопроводе, комплексные сопротивления, экспериментальная отработка демпфирующих устройств.

Введение

Решение проблемы обеспечения динамической совместимости жидкостной двигательной установки (ЖРДУ) с упругим корпусом ракеты на большинстве современных ракет носителей решается путем установки демпфирующих устройств на питающих магистралях ДУ.

Распространенным средством стабилизации ракет на жидком топливе (по отношению к продольным колебаниям) в отечественной и зарубежной практике ракетостроения являются газожидкостные аккумуляторы либо демпферы, устанавливаемые в питающую магистраль на входе в ДУ для снижения собственных колебаний жидкости в трубопроводе. Таким путем разносятся собственные частоты колебаний жидкости и частоты упругих колебаний корпуса.

К недостаткам таких устройств следует отнести большой объем газовой полости у пассивных демпферов и сложность системы управления у адаптивных и невозможность установки демпфера на достаточно близком расстоянии от входа в двигатель. Для тяжелых носителей задача значительно усложняется, так как частоты колебаний упругого корпуса понижаются до нескольких герц и разнесение частот с помощью газожидкостного демпфера требует объе-

ма газовой подушки, превышающей 400 л. Для систем многократного использования разнесение частот очень затруднительно из-за весьма плотного спектра частот упругих колебаний корпуса в низкочастотной области, что требует от демпфирующего устройства обеспечения достаточно малых коэффициентов усиления питающей магистрали по давлению, которые газовый демпфер обеспечить не в состоянии.

Из вышеизложенного следует, что поиск новых эффективных средств обеспечения стабилизации РН на жидком топливе по отношению к продольным колебаниям продолжает оставаться актуальной задачей в ракетостроении.

ИТМ разработан ряд принципиально новых демпфирующих устройств, использующих специально организованную кавитационную полость заданных размеров в потоке жидкости в качестве элемента обеспечивающего требуемую податливость демпфирующего устройства. Такая полость в устройствах создается с использованием гидродинамического или термодинамического способа создания кавитационной полости.

1. Формулирование проблемы

В связи с большими потенциальными возможностями демпфирующих устройств такого типа за-

дача экспериментального исследования их характеристик и сравнение эффективности таких устройств с газожидкостными демпферами аналогичного объема является актуальной задачей для определения сфер применения новых конструкций демпфирующих устройств.

1.1. Обзор публикаций и выделение нерешенных задач

Коррекция динамической характеристики питающей магистрали ДУ РН с помощью демпфирующих устройств, устанавливаемых на них, является наиболее простым и эффективным способом стабилизации системы по отношению к продольным колебаниям и впервые была применена на отечественном "Востоке" и американском "Титане-2". В литературе приводится много вариантов и способов использования демпфирующих устройств, использующих газовые полости. [1 – 5].

На второй ступени ракеты "Сатурн-5" на линии окислителя использовался кольцевой демпфер объемом 13,9 л. с гелиевой газовой полостью. На ракете "Титан-3" на линии горючего использовался демпфер, в котором газовый объем реализовался в 8 резиновых баллончиках объемом 4,9 л каждый, заполненных азотом под давлением 0,15 МПа. На линии окислителя использовался демпфер сильфонного типа, который наддувался до давления 0,35 МПа перед запуском [6]. На РН "Энергия" для обеспечения необходимых характеристик объем газожидкостного демпфера на линии окислителя превышает 500 л [7]. Динамические характеристики этих устройств подбирались экспериментально в ходе натурных испытаний топливных баков и расходных магистралей с пульсатором расхода.

Конструкции газожидкостных демпферов достаточно многочисленны. Принцип их работы состоит в снижении собственных частот колебаний жидкости в питающем трубопроводе за счет податливости газовой полости и рассеивания энергии на гидравлических сопротивлениях при движении всего потока жидкости через перфорированные вставки или перетекании части жидкости через отверстия в трубопроводе в полость демпфера.

К достоинствам газожидкостных демпферов можно отнести наличие экспериментально отработанных и проверенных в эксплуатации прототипов, простоту расчета их характеристик, отсутствие влияния на статические характеристики двигателя независимо от места установки, независимость их основной характеристики – податливости от частоты и амплитуды возмущающего воздействия. Наряду с этим они имеют и существенные недостатки: большие весовые характеристики, наличие системы

регулирования и систем подачи газа на наддув газовой полости, возможность выноса газа на вход двигателя в момент запуска, компоновка демпфера может быть только вертикальной из-за свободной границы раздела между газом и жидкостью.

Для повышения эффективности газожидкостных демпферов предлагается два основных способа повышения их эффективности, конструкторские реализации которых можно найти в патентной литературе. Первый способ предполагает понижение собственной частоты магистрали питания за счет периодического подключения демпфера, осуществляемое системой управления. Второй способ основан на управлении податливостью демпфера, газовая полость которого в этом случае состоит из основного и дополнительного объемов, которые соединяются через управляемый клапан. Система управления периодически включает и выключает клапан с частотой, превышающей собственную частоту колебаний питающей магистрали с основным демпфером. Питающая магистраль в этом случае "утрачивает резонансные свойства во всем диапазоне частот". Однако этот способ повышения эффективности демпфера имеет и ряд недостатков, таких как сложная конструкция, наличие источника высокочастотных вибраций и неизученность диапазона его эффективной работы.

Одним из возможных путей улучшения весовых характеристик РН и исключение негативного влияния на работу ее двигательной установки есть путь заполнения демпфирующей полости не газом, а парами компонентов топлива. В этом случае отпадает необходимость в наличии на борту емкостей с газом и исключается возможность прорыва газа на вход двигательной установки.

В 1978 академиком В.В. Пилипенко предложен новый оригинальный способ демпфирования колебаний в системах питания ДУ, в котором основным элементом, обеспечивающим податливость, является газопаровая кавитационная полость, которая образуется в специально организованном байпасном трубопроводе [7].

Теоретический анализ возможности создания демпферов со стабильной парожидкостной полостью заданного объема в закрученном потоке жидкости, расчетный анализ характеристик таких устройств приведен в работах [8 – 12]. В этих работах также показана высокая эффективность устройств, работающих на таких принципах организации рабочей полости демпфирующего устройства для обеспечения устойчивости различных гидравлических систем, включающих питающую магистраль и кавитирующий шнекоцентробежный насос.

Выбор параметров таких демпфирующих устройств и применение их в конкретной системе пита-

ния ЖРДУ во многих случаях требует экспериментального определения комплексной величины сопротивления демпфирующего устройства – импеданса демпфера. Определение таких характеристик в одинаковых условиях и их сравнительный анализ для демпфирующих устройств, работающих на разных физических принципах, позволит оценить эффективность применения новых способов организации полости, обеспечивающей податливость устройства.

1.2. Постановка задачи исследования

Целью настоящей работы является сравнение в стендовых условиях эффективности работы разных типов демпфирующих устройств, имеющих одинаковый объем газовой или паровой полости путем прямого экспериментального определения импеданса системы "питающая магистраль – демпфер – бустерный насос" и экспериментальное определение значений собственных частот колебаний жидкости и максимальных значений модуля импеданса системы питания ЖРДУ.

2. Основная часть

Исследование эффективности работы различных типов демпфирующих устройств определялось по величине снижения собственной частоты колебаний жидкости в системе "питающая магистраль – демпфер – бустерный насос" и проводилось импедансным методом. Работы проводились на стенде, позволяющем на модельной жидкости – воде, проводить экспериментальные исследования динамических характеристик демпфирующих устройств систем питания ЖРДУ в широком частотном диапазоне возмущающих воздействий. Подробное описание стенда приведено в [13].

Определение импеданса системы при подключении к системе "питающая магистраль – насосный агрегат" демпфирующих устройств различного типа проводилось методом прямого измерения отношения величины пульсаций мгновенного расхода жидкости в питающей магистрали к величине пульсаций давления жидкости в ней, измеренное специальными датчиками мгновенного расхода и полного давления, установленными в одном сечении магистрали. Пульсатором дроссельного типа с электроприводом в питающей магистрали задавались гармонические колебания расхода жидкости в частотном диапазоне от 1 до 22 Гц.

Исследуемая система состоит из емкости, питающего трубопровода, шнекоцентробежного насоса, напорной магистрали и подключаемого к ней демпфирующего устройства. Гидравлическая схема указанной системы представлена на рис. 1.

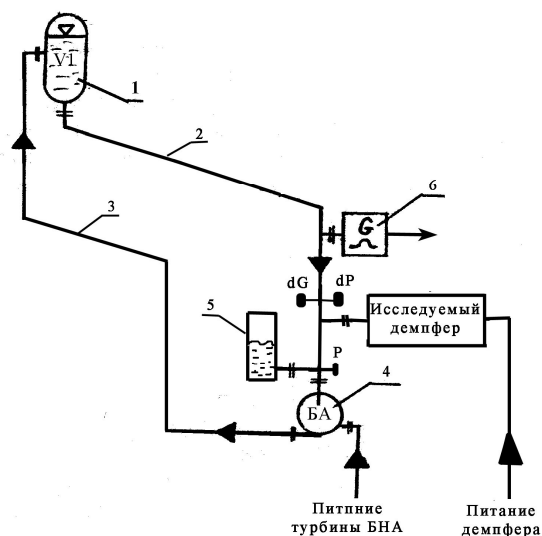


Рис. 1. Гидравлическая схема стенда для исследования демпфирующих устройств:
1 – питающая емкость; 2 – питающая магистраль;
3 – напорная магистраль; 4 – бустерный насосный агрегат; 5 – демпфер имитатор кавитации в насосе;
6 – пульсатор

В качестве газового демпфера при испытаниях использовался имеющийся в составе стенда демпфер-имитатор, необходимый объем газовой полости которого устанавливался и поддерживался постоянным в процессе испытаний системой наддува и дренажа стенда. При подключении к системе гидродинамического демпфирующего устройства вода на его питание подавалась от стенда СВД6х320 высокого давления жидкости по отдельной питающей магистрали. При подключении к системе термодинамического демпфирующего устройства его питание осуществлялось от системы горячего водоснабжения стенда. В качестве гидродинамического и термодинамического демпфирующего устройства использовалось устройство, в котором для образования кавитационной полости заданного объема использовался трубопровод диаметром 60 мм и длиной 175 мм, выход которого подключался к питающей магистрали стенда. При испытаниях с гидродинамическим демпфирующим устройством для обеспечения рабочих параметров демпфера и создания в нем кавитационной полости заданного объема, на его вход, от отдельного стенда высокого давления подавалась жидкость (вода) под давлением 2,0 МПа и расходом 2,9 л/с. При этом температура подаваемой на вход демпфирующего устройства жидкости равнялась температуре воды в системе "питающая магистраль – бустерный насос". При испытаниях с термодинамическим демпфирующим устройством для создания в нем кавитационной полости на него подавалась перегретая до 140 °С вода под давлением 2,0 МПа и расходом 1,5 л/с. от системы горячего

водоснабжения стенда. При этом температура воды в питающей магистрали стенда составляла 21 °С.

Описание аналогичных по конструкции демпфирующих устройств приведено в [14, 15].

Сравнительный анализ импеданса системы при подключении к питающей магистрали стенда различных типов демпфирующих устройств проводился при одинаковом давлении на входе в бустерный насосный агрегат (0,1 МПа), с поочередным подключением к питающей магистрали стенда газожидкостного, гидродинамического и термодинамического демпфирующих устройств, объем газовой или паровой полости в которых при данных исследованиях был постоянен и составлял 0,4 л.

На рис. 2 приведены полученные в результате исследований зависимости модуля, а на рис. 3 – фазового угла импеданса питающей магистрали при подключении к ней различных типов демпфирующих устройств от частоты колебаний расхода, задаваемого в питающей магистрали пульсатором стенда.

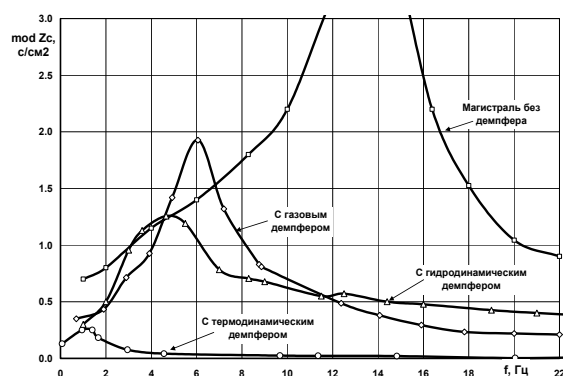


Рис. 2. Зависимость модуля импеданса питающей магистрали при подключении разных демпферов

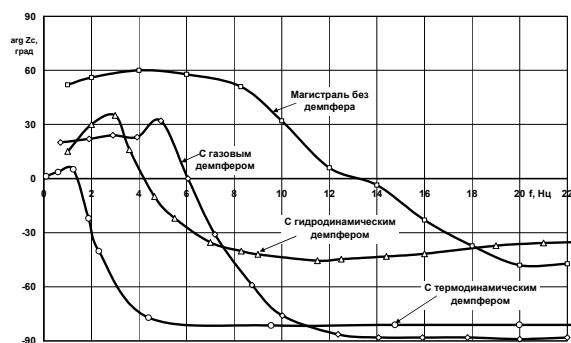


Рис. 3. Зависимость аргумента импеданса питающей магистрали при подключении разных типов демпферов

Из полученных зависимостей видно, что при подключении к питающей магистрали стенда демпфирующих устройств с одинаковым объемом паровой полости наибольшую эффективность по

параметру снижения собственной частоты системы и уменьшения максимального значения модуля импеданса питающей магистрали имеет термодинамический демпфер. В этом демпфере на данном испытании температура паров жидкости в демпфирующей плоскости превышала температуру, соответствующую температуре насыщенных паров при этом давлении на 2 °С. Таким образом, термодинамический демпфер имеет самую высокую эффективность работы и снижает собственную частоту колебаний жидкости в питающей магистрали с 6 до 1,4 Гц по сравнению с газожидкостным демпфером, при этом максимальное значение модуля импеданса системы снижается с 1,93 c²/cm² до 0,25 c²/cm². Таким образом, подключение термодинамического демпфера взамен газожидкостного или гидродинамического с одинаковыми объемами демпфирующей полости обеспечивает понижение собственной частоты колебаний жидкости в питающей магистрали в ~ 4,5 раза больше чем газожидкостной и в ~ 1,4 раза больше чем гидродинамический демпфер. При этом наблюдается также снижение максимального значения модуля импеданса системы, которое в сравнении с газожидкостным демпфером меньше в ~ 7,6 раз и ~ 1,7 раз в сравнении с гидродинамическим демпфером.

О высокой эффективности термодинамического демпфера по сравнению с гидродинамическим и газожидкостным свидетельствуют и зависимости фазового угла импеданса системы ($\arg Z_c$) от частоты вынужденных колебаний. Как видно из приведенных зависимостей, фазовый угол импеданса уменьшается, пересекает нулевое значение на собственной частоте системы и далее продолжает убывать. Для газожидкостного демпфера фазовый угол пересекает нулевое значение на частоте 6 Гц и продолжая убывать выходит на уровень -90° при частоте 13 Гц, в то время как для гидродинамического демпфера значения фазового угла импеданса системы пересекают ось на частоте 4,2 Гц и, продолжая падать, выходят на уровень -40° при частоте 8 Гц. Для термодинамического демпфера фазовый угол импеданса системы пересекает ось на частоте 1,4 Гц и, продолжая интенсивно падать, принимает более низкие значения ($\sim 90^\circ$) при частоте 4 Гц.

Экспериментально определенные величины податливости демпферов показали, что значения податливости гидродинамического и термодинамического демпфера превышает податливость газожидкостного демпфера в 2,1 и 18,4 раза соответственно, при прочих равных условиях.

Сравнение зависимостей модулей и фазовых углов импедансов гидравлической системы от частоты возмущающего воздействия с подключением к питающей магистрали стенда различных типов

демпфирующих устройств наглядно показывает преимущества гидродинамического демпфера перед газожидкостным, а термодинамического перед гидродинамическим демпфером, и подтверждает адекватность разработанных математических моделей рабочих процессов в них и правильность результатов расчетного анализа их основных параметров.

Выводы

Прямым экспериментом показано, что применение в системах питания насосных агрегатов демпфирующего устройства с образованием термодинамической паровой полости, в части снижения собственной частоты колебаний жидкости в системе питания, эффективнее, чем газожидкостного или гидродинамического демпфера в $\sim 4,3$ раза и $\sim 1,4$ раза соответственно.

При этом также происходит снижение максимальных значений модуля импеданса системы в $\sim 7,6$ раз и $\sim 1,7$ раз по сравнению со значениями, полученными при подключении к системе газожидкостного или гидродинамического демпфера соответственно. Экспериментально показано, что при прочих равных условиях податливость гидродинамического и термодинамического демпфера превышает податливость газожидкостного демпфера в 2,1 и 18,4 раза соответственно.

Таким образом, экспериментально подтверждена выполненная ранее теоретическая оценка высокой эффективности термодинамического демпфера для снижения собственной частоты и амплитуды колебаний жидкости в питающей магистрали системы питания ЖРДУ по сравнению с газожидкостными демпферами.

Литература

1. Колесников К.С. Продольные колебания ракеты с жидкостным ракетным двигателем / К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 1971. – 260 с.
2. Левченко Е.Л. Нестационарное движение жидкости в трубопроводе из вязкоупругого материала / Е.Л. Левченко // Изв. АН СССР. Энергетика и транспорт. – 1975. – № 6. – С. 136-143.
3. Пилипенко В.В. О возможности повышения продольной устойчивости ракет на жидком топливе / В.В. Пилипенко // Техническая механика ракетно-космических систем. – 1986. – №1. – С. 5-16.
4. Натанзон М.С. Продольные автоколебания жидкостных ракет / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 206 с.
5. Bonveret P. A new approach of POGO phenomenon three-dimensional studies on Arian 4 Launcher Aeta / P. Bonveret, C. Bonna., N. David, J. Lemoine // Astronautica. – 1987. – P- 15, # 7/7.
6. Lozino-Lozinsky G.E. Book of Technical Papers / Under edition of G.E. Lozino-Lozinsky and A.G. Bratukhin. – Moscow : Publishing House of Moscow Aviation Institute, 1997. – 416 p.
7. Пилипенко В.В. Демпфирование колебаний в гидравлической системе со шнекоцентробежным насосом / В.В. Пилипенко // Прикладные задачи гидрогазодинамики и тепломассообмена в энергетических установках. – К.: Наукова думка, 1988. – С. 38-50.
8. Пилипенко О.В. Теоретическое определение частотной характеристики питающей магистрали ракеты с термодинамическим демпфером / О.В. Пилипенко // Техническая механика. – 1998. – № 8. – С. 133-118.
9. Пилипенко О.В. Механизм рассеяния колебательной энергии в термодинамическом демпфере продольных колебаний жидкостных ракет / О.В. Пилипенко // Техническая механика. – 2000. – № 1. – С. 143-148.
10. Пилипенко О.В. Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей / О.В. Пилипенко // Техническая механика. – 2001. – № 2. – С. 11-37.
11. Пилипенко О.В. Определение динамической податливости термодинамического демпфера при различных временах релаксации температурных полей жидкости, пара и элементов конструкции / О.В. Пилипенко // Техническая механика. – 2002. – № 1. – С. 70-35.
12. Пилипенко О.В. Математическое моделирование равновесных термогидродинамических процессов двухфазного течения закрученного потока жидкости в цилиндрическом трубопроводе / О.В. Пилипенко // Техническая механика. – 2005. – № 2. – С. 30-36.
13. Запольский Л.Г. Стенд для экспериментальных исследований демпфирующих устройств систем питания ЖРДУ / Л.Г. Запольский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 6/32. – С. 35-40.
14. Пилипенко О.В. Визуальное исследование процесса образования суперкавитационной полости в закрученном потоке жидкого кислорода / О.В. Пилипенко, Л.Г. Запольский // Проблемы высокотемпературной техники: сб. науч. труд. ДНУ. – 2004. – № 2. – С. 90-103.
15. Жулай Ю.А. Экспериментальное исследование влияния байпасного демпфирующего трубопровода на устойчивость насосной системы питания./ Ю.А. Жулай, Л.Г. Запольский // Проблемы высокотемпературной техники: сб. науч. трудов. ДНУ. – 2004. – № 2. – С. 76-82.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, доцент, заведующий кафедрой А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина.

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ПЕРСПЕКТИВНИХ ТИПІВ ДЕМПФУЮЧИХ ПРИСТРОЇВ ДЛЯ СИСТЕМ ЖИВЛЕННЯ ЖРДУ

О.В. Пилипенко, Л.Г. Запольський

У роботі представлено результати експериментальних досліджень імпедансу системи «живлячий трубопровід – демпфер – бустерний насосний агрегат» на модельній рідині без демпфера і з підключенням до неї різних типів демпферів. Отримано залежності імпедансу системи живлення без демпфера і з підключенням до системи живлення газорідинним, гідродинамічним та термодинамічним демпфером, конструкції яких мають однаковий об'єм газової, парової порожнини, в частотному діапазоні від 1 до 22 Гц. Експериментально показано, що по зниженню власної частоти коливань рідини в системі та зменшенню максимальних значень модуля імпедансу системи, підключення до системи живлення ЖРДУ термодинамічного демпфера ефективніше, ніж газорідинного або гідродинамічного демпфера в $\sim 4,3$ рази і $1,4$ рази відповідно. При цьому також відбувається зниження максимальних значень модуля імпедансу системи в $\sim 7,6$ разів і $\sim 1,7$ разів в порівнянні із значеннями, отриманими при підключенні до системи газорідинного або гідродинамічного демпфера відповідно. Експериментально показано, що податливість гідродинамічного і термодинамічного демпфера перевищує податливість газорідинного демпфера в $2,1$ і $18,4$ разів відповідно, при рівних інших умовах.

Ключові слова: Система живлення ЖРДУ, імпеданс системи, газорідинний, гідродинамічний, термодинамічний демпфер, власна частота коливань рідини в живильному трубопроводі, комплексні опори, експериментальне відпрацювання демпфуючих пристроїв.

PERFORMANCE ANALYSIS OF PERSPECTIVE TYPES OF THE DAMPING DEVICE FOR SYSTEMS OF FEED OF LPRS

O.V. Pylypenko, L.G. Zapolsky

In work results of experimental researches of an impedance of system «the feeding pipeline – damper device – booster pumping aggregate» modelling power supply system LPRS without damper and with connection to it of various types dampen devices are presented. Comparative dependences of an impedance of the power supply system without damper are received and at connection to the power supply system gas-liquid dampers, hydrodynamic dampers, and thermodynamic dampers which designs have identical volume of a gas or steam cavity in it, in a frequency range of revolving influences from 1 to 22 Hz.

It is experimentally shown, that connection to power supply system LPRS thermodynamic dampers is more effective than the device, regarding decrease in own frequency of fluctuations of a liquid in system and reduction maximum values of the module of an impedance of system, than gas-liquid dampers or hydrodynamic dampers devices in $\sim 4,3$ times and $\sim 1,4$ times accordingly. Thus there is a decrease in the maximum values of the module of an impedance of system in $\approx 7,6$ times and $\approx 1,7$ times in comparison to the values received at connected to system gas-liquid dampers or hydrodynamic dampers accordingly. It is shown, that the compliance hydrodynamic and thermodynamic dampers exceeds a compliance gas-liquid dampers in $2,1$ and $18,4$ times accordingly, with other things being equal.

Key words: Dynamic tests, the system impedance, feedline, feedline systems LPRS, gas-liquid dampers, hydrodynamic, thermodynamic dampers, own frequency of fluctuations of a liquid in the feedline pipeline, complex resistance.

Пилипенко Олег Вікторович – доктор технических наук, член-корр. Национальной академии наук Украины, директор Института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепропетровск, Украина, e-mail: OPylypenko@nas.gov.ua.

Запольский Леонид Георгиевич – научный сотрудник отдела виброзащитных систем Института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепропетровск, Украина, e-mail: l_zapolsky@nas.gov.ua.

UDC 533.9.07

A.V. LOYAN¹, N.N. KOSHELEV¹, T.A. MAKSYMENKO¹, T. GIBERT², S. PELLERIN²,
A. LEUFROY², A. BOUCHOULE², D. PAGNON³, M. GUYOT⁴, P. RENAUDIN⁴,
M. DUDECK⁵

¹National Aerospace University "KhAI", Ukraine

²Laboratoire GREMI, University of Orléans, 45067 Orléans, France

³Laboratoire LPGP, University of ParisXI, 91405 Orsay cedex, France

⁴Laboratoire GEMaC, University of Versailles Saint-Quentin en Yvelines, Versailles, France

⁵Institut Jean Le Rond d'Alembert, University of Paris 6, France

RECENT FRENCH RESULTS OF SMALL HALL EFFECT THRUSTERS INVESTIGATIONS IN COLLABORATION WITH THE NATIONAL AEROSPACE UNIVERSITY IN KHARKOV

The significance of using and investigation of Hall effect thrusters is described in this paper. The progress in development of HET all over the world and activities of Ukraine and France on this field are given. The small HET SPT-20M was manufactured at the National Aerospace University "KhAI". An optical method was proposed to analyze the plasma plume of the SPT-20M. In two ground tests facilities, (Kharkov and Orléans), the SPT-20M has been tested. A new small Hall Effect Thruster PPI using permanent magnets instead of magnetic coils has been recently manufactured in France. The recent tests of PPI was performed in vacuum chambers at the laboratories GREMI and ICARE in Orléans on three successive prototypes.

Key words: electric propulsion, Hall effect thruster, optical emission spectroscopy.

Introduction

Electric propulsion for satellites set in geostationary orbit and probes for planetary exploration is now well recognized as the most attractive device because of its performances in specific impulse, level of thrust, low-propellant consumption, time of life (qualification tests are up to 10,000 hours), possibility of several thousand successive ignitions with an absence of degradation of the intensity of the thrust, in low divergence of the jet propulsion and storage capability of xenon (propellant chosen because of its low first ionization potential level and lack of toxicity).

For many years Ukraine and France have initiated programs of research and development with the objectives of research on physical phenomena of Hall effect thrusters, development and operation onboard spacecrafts.

In Ukraine, this activity has resulted in the development of Hall effect thrusters used in space and recently in the study, manufacturing, testing and improving the series of SPT-20M.

In Europe, this activity led to the launching of satellites Stentor (CNES / DGA) lost due to launcher failure ArianeV (Dec.11, 2002), the ESA probe Smart-1 inserted with success in a lunar orbit on Sept.15, 2003, the development of a series of Hall thruster by the Snecma

company: ATON, PPS100, PPSX000, PPS5000 and the creation of a research group to coordinate the theoretical, numerical and experimental studies conducted in 15 French laboratories (CNRS and Universities).

Research conducted around the world cover a wide power range from a few tens of W (a miniaturized HET was developed by MIT – 50 W, 1600, 3 minutes) to a few tens of kilowatts (NASA-457M thruster, a high power 50 kW was developed by the Gleen Research Center – GRC). Today, there is a renewed interest of space agencies and companies for small engines - the first flight of HET thruster was tested by the USSR by the launch of Meteor meteorologic satellite in 1971 and the first EDB HET thrusters "Fakel" was of the types SPT-60 (1971,1974,1976) and SPT-50 (1977,1978).

Research results

1. Ukrainian Hall effect thruster SPT-20M

The National Aerospace University "KhAI" in Kharkov has defined, manufactured tested and improved a set of successive SPT-20M Hall effect thrusters (see: [1 – 3]. SPT-20M is a low power thruster requiring an electric input power lower than 100 W (in the range 30 – 100 W), using xenon with a mass flow of 0.1 – 0.35 mg/s and with a plasma discharge voltage

between 220 V and 310 V. The annular chamber consists of two chambers with successive diameters (diameter of the outer ceramics: 23 mm, diameter of the inner ceramics: 15 mm). The model M6 delivers a thrust from 2 mN to 4 mN with an global efficiency between 25% and 40%.

In parallel of campaigns carried out in the vacuum chamber of KhAI, other tests were performed in a vacuum chamber at the GREMI laboratory (University of Orléans, France) by Optical emission spectroscopy (O.E.S.) and by Retarded Probe Analyser (R.P.A). A mini-spectrometer HR2000 (380 – 830 nm, resolution: 2 nm) and a spectrometer ACTON 750 i (ROPERS Scientifics) (750 focal length, CCD camera, resolution lower than 0.10 nm) image the plasma plume. The study is focussed on the spectral lines of Al I (396.152 nm), XeI (828.01 nm) and XeII (484.433 nm).



Fig. 1. SPT-20M: plasma plume of model M6 (in the KhAI vacuum chamber)

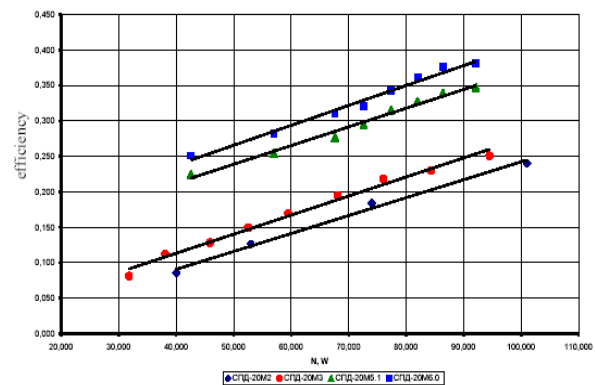
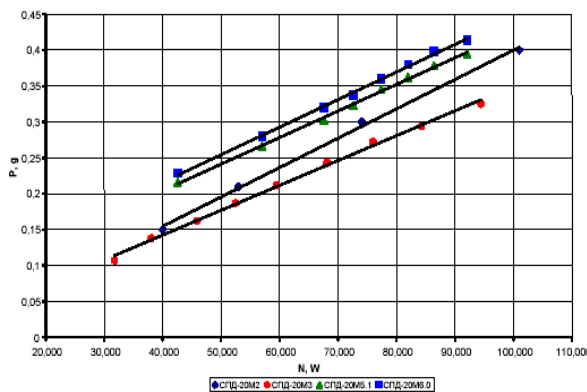


Fig. 2. Thrust and efficiency vs. power consumption for the SPT-20M series

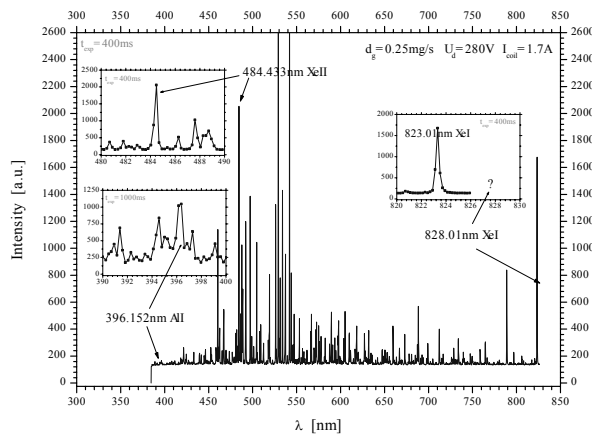


Fig. 3. Spectra emitted for a mass flow of 0.25 mg/s, a coil current of 1.7 A and a discharge voltage of 280 V (HR2000 and ACTON 750i spectrometers)

The different spectra are used to analyse the behaviour of the plasma plume as a function of the operating conditions and to estimate the erosion rate by the use of the actinometry method.

Small French Innovative Propulsor (PPI)

A new small Hall Effect Thruster (HET) using permanent magnets instead of magnetic coils has been recently manufactured [10]. The new configuration does not need magnetic screens as in classical HET; it includes annular magnets, which lead to a very high azimuthal homogeneity of the radial magnetic field ($\Delta B/B < 0.1\%$). Xenon propellant (0.55 mg/s) is dispersed into the channel through a porous ceramic set in the bottom of an annular chamber (internal radius 11.7 mm, external radius 16.7 mm). The magnetic field is obtained by parallel cylindrical SmCo magnets set in external and internal annular rings. The recent tests performed in vacuum chambers at the laboratories GREMI and ICARE in Orléans on three successive prototypes ($B = 500, 250, 200$ G) show – after improvements of the thermal circuit – a stable, reproducible and broad working range (50 – 200 W).

The efficiency of the PPI thruster is 20% for a discharge voltage of 250 V and a xenon mass flow rate of 0.8 mg/s (electric power: 160 W).

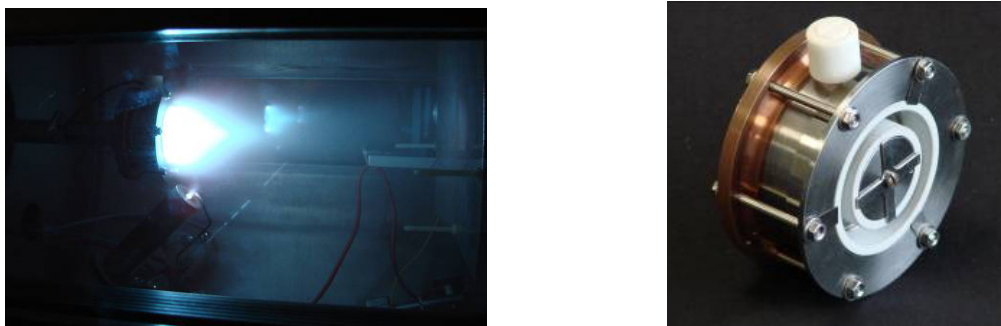


Fig. 4. PPI thruster and run in the vacuum chamber of the laboratory GREMI

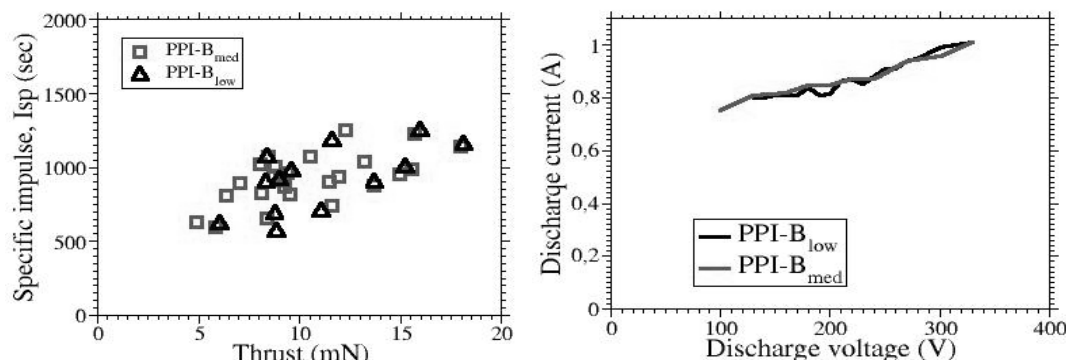


Fig. 5. Discharge current versus discharge voltage, and specific impulse versus thrust for two magnetic fields

Conclusion

At the National Aerospace University “KhAI” was defined, manufactured tested and improved a set of successive SPT-20M HETs requiring an electric input power lower than 100W. The model SPT-20M6 delivers a thrust from up to 4mN with an global efficiency up to 38%. In parallel of campaigns carried out in the vacuum chamber of KhAI, other tests were performed in a vacuum chamber at the GREMI laboratory by O.E.S. and R.P.A. An optical diagnostic was proposed for an experiment during the flight to follow the erosion rate and to analyse the emission spectrum in a large visible optical range.

A new small HET using permanent magnets instead of magnetic coils has been recently manufactured in France. Experimental researches at the laboratories GREMI and ICARE show that the efficiency of the PPI thruster is 20% (electric power: 160W).

This work has been performed in the framework of the French Research group CNRS/CNES/SNECMA/Universités n°3161 “Propulsion par plasma dans l’espace” and in the frame of the research agreement between the Universities of Paris 6, Orléans, Versailles-St Quentin and “KhAI” at Kharkov.

References

1. Loyan A.V. Performance investigation of SPT-20M Low Power Hall Effect Thruster / A.V. Loyan, T.A. Maksymenko // 30th Int. Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 16-20 Sept. 2007. –

IEPC2007-100.

2. Pagnon D. Control of the ceramic erosion by Optical Emission Spectroscopy, Results of SPT100-ML measurements / D. Pagnon, P. Lasgorceix, M. Touzeau // 40th AIAA Joint Propulsion Conference, Fort Lauderdale, Florida, 2004. – AIAA2004-3773.

3. Pagnon D. Control of the ceramic erosion by Optical Emission Spectroscopy, Results of PPS1350-G measurements / D. Pagnon, P. Lasgorceix, M. Touzeau // 4th ISPC, Cagliari, Sardinia, 2004.

4. Pagnon D. Measurement and modeling of the inside channel deposition of the sputtered ceramics on HET-X00-ML. A Tool to predict the erosion along the thruster lifetime / D. Pagnon, S. Pellerin, P. Lasgorceix, C. Legentil // 30th Int. Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 16-20 Sept. 2007. – IEPC2007-166.

5. Pagnon D. On-board Optical Emission Spectroscopy Experiment / D. Pagnon // 2nd France-Ukrainian Workshop, Kharkov, Ukraine, 2005.

6. Pagnon D. SPT20 Hall effect thrusters first Optical Emission Spectroscopy measurements on the KhAI test facility / D. Pagnon, T.A. Maksymenko, A.V. Loyan // 10th Int. Congress of Propulsion Engineering, Rybachje, Crimea, Ukraine, 2005.

7. Pagnon D. Ukrainian SPT-20 Hall Effect Thruster: Analysis of the Plume by Optical Emission Spectroscopy / D. Pagnon, S. Pellerin, M. Dudeck, A.V. Loyan, T.A. Maksymenko, N.N. Koshelev // 30th Int. Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 16-20 Sept. 2007. – IEPC2007-361.

8. Gibert T. Optical emission measurements of the plasma plume of the SPT-20 Ukrainian thruster /

T. Gibert, A. Loyan, T.A. Maksymenko, N.N. Koshelev, D. Pagnon, S. Pellerin, M. Dudeck // Space propulsion conference, Heraklion, Crete, Grece 5-9 May 2008.

9. *Guyot M. New Concepts for Magnetic Field Generation in Hall Effect Thrusters / M. Guyot, P. Renaudin, V. Cagan, C. Boniface, J.P. Bœuf, L. Gar-*

rigues, D. Pagnon, J. Mathias, A. Leufroy, T. Gibert, M. Dudeck // Space propulsion conference, Heraklion, Crete, Grece 5-9 May 2008.

10. *Pat. FR 07 05658 France. / M. Guyot, P. Renaudin, V. Cagan, C. Boniface, 2007.*

Поступила в редакцию 12.05.2009

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

НОВІ ФРАНЦУЗЬКІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ МАЛОГО ХОЛОВСЬКОГО ДВИГУНА У СПІВРОБІТНИЦТВІ З НАЦІОНАЛЬНИМ АЕРОКОСМІЧНИМ УНІВЕРСИТЕТОМ В ХАРКОВІ

**А.В. Лоян, М.М. Кошелев, Т.О. Максименко, Т. Жиберт, С. Пелерін,
А. Лефруа, А. Бушуль, Д. Паньон, М. Гуйот, П. Ренадин, М. Дудек**

В даній статті показано значущість використання та дослідження холловських двигунів (ХД). Наведено досягнення в розробці ХД в цілому світі та діяльність України та Франції в цьому напрямку. ХД СПД-20М було розроблено в Національному аерокосмічному університеті «ХАІ». Оптичний метод було запропоновано для аналізу струменю плазми СПД-20М. СПД-20М було випробувано на двох випробувальних стендах (в Харкові та в Орлеані). У Франції було розроблено новий ХД РРІ з використанням постійних магнітів замість котушок намагнічування. Було проведено нові випробування трьох успішних прототипів РРІ у вакуумних камерах в лабораторіях GREMI та ICARE в Орлеані.

Ключові слова: електрореактивні двигуни, холловський двигун, оптична емісійна спектроскопія.

НОВЫЕ ФРАНЦУЗСКИЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ МАЛОГО ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ В СОТРУДНИЧЕСТВЕ С НАЦИОНАЛЬНЫМ АЭРОКОСМИЧЕСКИМ УНИВЕРСИТЕТОМ В ХАРЬКОВЕ

**А.В. Лоян, Н.Н. Кошелев, Т.А. Максименко, Т. Жиберт, С. Пелерин,
А. Лефруа, А. Бушуль, Д. Паньон, М. Гуйот, П. Ренадин, М. Дудек**

В данной статье показана значимость использования и исследования холловских двигателей (ХД). Приведены достижения в разработке ХД в мире и деятельность Украины и Франции в этом направлении. ХД СПД-20М был разработан в Национальном аэрокосмическом университете «ХАИ». Оптический метод был предложен для анализа струи плазмы СПД-20М. СПД-20М был испытан на двух испытательных стендах (в Харькове и в Орлеане). Во Франции был разработан новый ХД РРІ с использованием постоянных магнитов вместо катушек намагничивания. Были проведены новые испытания трех успешных прототипов РРІ в вакуумных камерах в лабораториях GREMI та ICARE в Орлеане.

Ключевые слова: электрореактивные двигатели, холловский двигатель, оптическая эмиссионная спектроскопия.

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

Кошелев Николай Николаевич – старший научный сотрудник кафедры двигателей и энергоустановок ЛА Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

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

Gibert Titaina – researcher, Laboratoire GREMI, University of Orléans, 45067 Orléans, France.

Pellerin Stephane – researcher, Laboratoire GREMI, University of Orléans, 45067 Orléans, France.

Leufroy Alain – postgraduate, Laboratoire GREMI, University of Orléans, 45067 Orléans, France.

Boushoule Andre – professor, Laboratoire GREMI, University of Orléans, 45067 Orléans, France.

Pagnon Daniel – professor, Laboratoire LPGP, University of ParisXI, 91405 Orsay cedex, France.

Guyot Marcel – researcher, Laboratoire GEMaC, University of Versailles Saint-Quentin en Yvelines, 78035, Versailles, France.

Renaudin Patrice – researcher, Laboratoire GEMaC, University of Versailles Saint-Quentin en Yvelines, 78035, Versailles, France.

Dudeck Michel – professor, Institut Jean Le Rond d'Alembert, Université de Paris 6, Paris, France, e-mail: dudeck@cns-orleans.fr.

УДК 621.436.038

С.А. АЛЁХИН¹, А.В. ГРИЦЮК¹, А.Н. ВРУБЛЕВСКИЙ², Г.А. ЩЕРБАКОВ¹¹КП «Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению», Украина²Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина

ЭТАПЫ ЭВОЛЮЦИИ ТОПЛИВОПОДАЮЩЕЙ АППАРАТУРЫ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ВЫСОКОБОРОТНОГО МАЛОЛИТРАЖНОГО ДИЗЕЛЯ

Представлен десятилетний опыт развития топливopодающей аппаратуры отечественного малолитражного дизеля от его вихрекамерной модификации до дизеля с непосредственным впрыскиванием топлива системой common rail. Показано, что при практически одинаковых габаритно-весовых характеристиках топливной аппаратуры диаметр плунжера увеличился с 6,5 мм до 8 мм, его максимальная скорость – с 1,64 м/с до 2,86 м/с, максимальное давление впрыскивания – с 35 до 120 МПа. Работы по совершенствованию процессов впрыскивания и распыливания топлива топливной аппаратурой малолитражного дизеля продолжаются.

Ключевые слова: высокооборотный малолитражный дизель, топливopодающая аппаратура, аккумуляторная топливная система, электрогидравлическая форсунка, электронное управление.

Введение

Задание на разработку семейства малолитражных тракторных дизелей КП ХКБД было выдано Министерством промышленной политики в 1998 году, а уже через год было получено задание на разработку автомобильных модификаций того же типоразмера. Базовым дизелем нового семейства стал двигатель серии ДТА (ЧН8,8/8,2). Опытные образцы дизеля ДТА различных модификаций успешно прошли испытания в качестве силовых установок тракторов, автомобилей, спецтехники [1]. На протяжении 10-ти лет постоянно ведутся работы по совершенствованию конструкции систем, технологии изготовления и повышению эксплуатационных характеристик дизелей данной серии [2].

Большое внимание было уделено разработке и исследованию топливopодающей аппаратуры (ТПА). Как известно, ТПА, которая оснащена соответствующими устройствами управления, является ключевой системой двигателя. Конструктивные особенности топливной аппаратуры и ее параметры определяют такие важные параметры работы двигателя, как максимальные мощность и крутящий момент, топливную экономичность и токсичность ОГ, динамические и пусковые свойства, показатели динамики процесса сгорания и теплонапряженность деталей двигателя. Поэтому при разработке и усовершенствовании систем топливopодачки и ее управления возникает проблема выбора их конструкции и расчета основных параметров и характеристик. Для дизеля ДТА в прошедшее десятилетие созданы образцы ТПА непосредственного действия, обеспечи-

вающие высокие параметры топливopодачки. Создан опытный образец аккумуляторной ТПА с электронным управлением впрыскивания. Многие конструктивные решения, впервые примененные и апробированные на высокооборотных малолитражных дизелях ДТ и ДТА, впоследствии внедрены на широкий спектр двигателей специального назначения различной размерности. Эффективность каждого предложения, направленного на улучшение процесса топливopодачки, проверялась в ходе математического и физического моделирования. Для этого использовались специально разработанные математические модели [3 – 5] и методики проведения экспериментов [6, 7].

Анализ публикаций. Анализ мероприятий [8] по совершенствованию высокооборотных малолитражных дизелей свидетельствует о том, что реализация принципиального преимущества дизельного двигателя невозможна без обеспечения оптимальных характеристик топливopодачки, которые целесообразно изменять в соответствии с режимом работы дизеля и условиями его эксплуатации. Поэтому ТПА оснащают отдельными устройствами или целыми системами управления впрыскиванием топлива, которые обеспечивают заданный характер протекания процесса топливopодачки, смесеобразования и сгорания на каждом эксплуатационном режиме работы дизеля.

Цель и постановка задачи

Цель данной работы – показать уже пройденные этапы развития ТПА высокооборотного малолитражного дизеля и представить намеченные перспективы её развития.

Для достижения данной цели необходимо выполнить обзор разработанных и внедренных конструктивных решений, направленных на совершенствование ТПА. Используя накопленный опыт и учитывая потенциал украинской школы двигателестроения, показать стратегическое направление развития ТПА отечественного малолитражного дизеля. Именно это является задачей данной работы.

Решение задачи

Повышение давления впрыскивания. В первом отечественном малолитражном дизеле серии ДТА использовалась разделенная камера сгорания. Топливо подавалось в вихревую камеру, для чего достаточным является давление впрыскивания 30 – 35 МПа (рис. 1). С внедрением на малолитражном дизеле ЧН8,8/8,2 неразделенной камеры сгорания остро стал вопрос о повышении давления впрыскивания. Для достижения данной цели на этапе перехода был предложен и впоследствии внедрен комплекс мероприятий, обеспечивающих интенсификацию впрыскивания ТПА непосредственного действия:

- увеличение скорости плунжера топливного насоса высокого давления (ТНВД) на участке активного хода до 2,86 м/с;
- увеличение диаметра плунжера ТНВД с 6,5 до 8 мм;
- размещение в линии высокого давления между штуцером ТНВД и карманом распылителя дополнительного объема, изменяемого при перемещении поршня, опирающегося на пружину [9, 10].

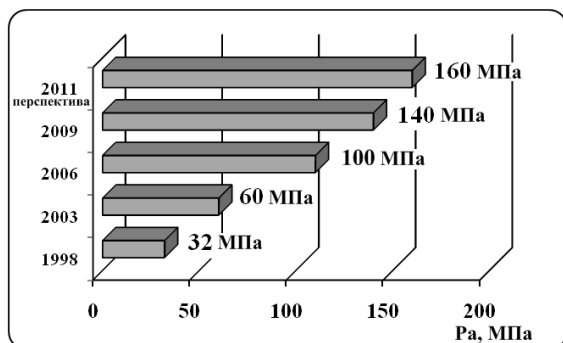


Рис. 1. Динамика увеличения давления впрыскивания P_a

В результате давление впрыскивания на режиме $n_{KB} = 4200 \text{ мин}^{-1}$ было увеличено до 100 МПа [6, 11]. Дальнейшее увеличение давления впрыскивания связано с внедрением аккумуляторной топливной системы с электронным управлением.

Использование специально спроектированного рядного ТНВД и гибкой двухканальной системы регулирования давления топлива в аккумуляторе

позволило увеличить давление впрыскивания до 140 МПа. Намечен комплекс мероприятий, который позволит в перспективе увеличить давление впрыскивания до 160 МПа. Очевидно, что улучшение условий топливоподачи в результате повышения давления впрыскивания возможно только при использовании соответствующей конструкции распылителя.

Повышение качества распыливания топлива за счет совершенствования конструкции распылителя является актуальным направлением. Известно [8], что на эффективность рабочего процесса, наряду с числом и положением распыливающих отверстий, большое влияние оказывает геометрия проточной части распылителя. Так, уменьшение подигольного объема распылителя, выход распыливающих отверстий на запорный конус способствует сокращению выбросов вредных веществ с отработавшими газами и расхода топлива, препятствует закоксовыванию отверстий распылителя. Увеличение давления начала впрыскивания, рост уровня средних и максимальных давлений впрыскивания приводит к увеличению скорости перемещения иглы форсунки. Следовательно, для предотвращения разрушения распылителя помимо поиска новых материалов иглы и распылителя, а также технологий их обработки, необходимо снижать массу иглы и перемещающихся с ней деталей.

Специально для высокооборотного малолитражного дизеля с непосредственным впрыскиванием разработана и внедрена в производство конструкция распылителя (рис. 2) со следующими параметрами:

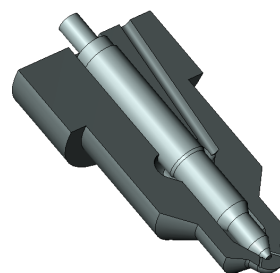


Рис. 2. Распылитель закрытой форсунки с улучшенной геометрией

- диаметр иглы 3,5 мм;
- уменьшенный с 0,35 мм до 0,20 мм диаметр и увеличенное с двух до шести количество распыливающих отверстий при сохранении суммарного эффективного проходного сечения распылителя на уровне $0,16 \text{ мм}^2$;
- минимизированный объем колодца распылителя (подигольной полости) 2 мм^3 ;
- сопловые отверстия между впрыскиваниями перекрываются запорным конусом;
- давление начала впрыскивания до 25 МПа.

Применение в форсунке системы внутреннего дренажа. В закрытой гидромеханической форсунке неизбежно происходит процесс перетекания топлива из кармана распылителя в пружинную полость по прецизионному зазору пары игла-распылитель. Для организации отвода данного топлива на форсунку устанавливают дополнительные трубопроводы, а в форсунках располагают каналы и штуцеры сбора дренажного топлива. В разработанной в КП ХКБД форсунке топливо из пружинной полости между впрыскиваниями через обратный клапан сливается в карман распылителя. В форсунке с дифференциальным поршнем с двумя прецизионными парами, применение данного конструктивного решения явилось одним из условий ее эффективной работы [6]. Решение по внутреннему дренажу внедрено в серийно выпускаемые форсунки для специальной техники.

Создание дизельных топливных систем с электронным управлением. Располагая описанным заделом, следующим этапом явилось выполнение задания на проектирование ТПА с электронным управлением топливоподачи. В 2006 году в КП ХКБД была испытана первая отечественная аккумуляторная топливная система с электронным управлением [7]. Эта топливная система (рис. 3) состоит из: ТНВД с регулируемой на входе подачей топлива; гидроаккумулятора; электрогидравлической форсункой (ЭГФ) с электромагнитным клапаном; регулятором давления в гидроаккумуляторе.

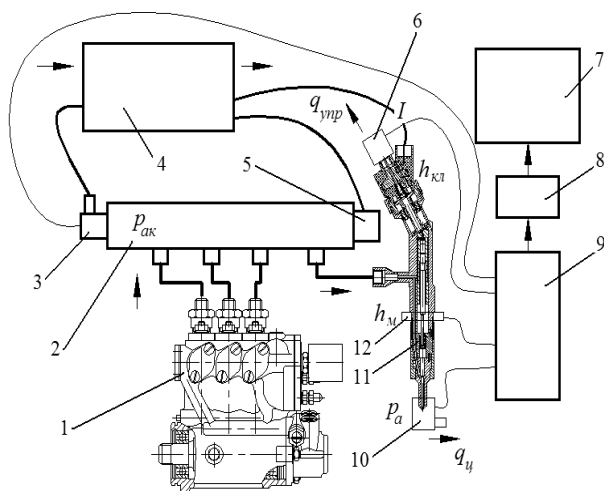


Рис. 3. Аккумуляторная ТПА и схема измерения:
1 – ТНВД; 2 – гидроаккумулятор; 3 – датчик давления в гидроаккумуляторе; 4 – блок управления форсункой и давлением $p_{ак}$; 5 – регулятор давления; 6 – датчик хода клапана; 7 – компьютер; 8 – АЦП; 9 – блок усилителей; 10 – датчик давления впрыскивания; 11 – электрогидравлическая форсунка; 12 – датчик хода мультипликатора

Исполнительные устройства для ТПА с электронным впрыскиванием. В КП ХКБД, в сотрудничестве с академическими и учебными институтами Украины (ИОНХ им. Вернадского НАН Украины, ННЦ ХФТИ НАН Украины, ХНАДУ, НТУ «ХПИ», ООО «Элон-ТТ»), ведутся работы по созданию новых и усовершенствованию существующих устройств для привода клапанов управления топливоподающей аппаратуры. В этом направлении уже достигнуты определенные успехи в электромагнитных клапанах и параллельно ведутся работы по созданию пьезо- и магнитострикционных актюаторов для ТПА.

Электромагнитный клапан. Электромагниты зарекомендовали себя как надежные устройства, обеспечивающие необходимое быстродействие для привода управляющих клапанов ЭГФ, регуляторов давления.

Совместно с ННЦ УФТИ созданы электромагниты с такими параметрами:

максимальная магнитодвижущая сила на ходе 0,1 мм – 100 Н;

максимальная скорость перемещения якоря – 0,17 м/с;

коэрцитивная сила – 12 кА/м;

величина магнитной индукции в области насыщения – 1,9 Тл – достигается в магнитном поле $40 \div 100$ кА/м.

Работы над совершенствованием электромагнитов продолжаются.

В результате исследований сделан вывод, что ограничивает применение электромагнитов быстродействие, а не развиваемая сила.

Данный подход получил развитие в создании образцов с повышенной скоростью перемещения якоря на усилия предварительного сжатия пружины клапана более 40 Н.

Использование таких образцов позволяет реализовать многофазную стратегию впрыска.

Изменение закона подачи. Возможность управлять законом топливоподачи является одним из критериев совершенства ТПА.

Однофазное, ступенчатое и двухфазное впрыскивание топлива было получено на опытных образцах топливоподающей аппаратуры непосредственного действия с применением двухпружинной форсунки [12], и форсунки с дифференциальным поршнем (рис. 4).

Первый отечественный образец аккумуляторной ТПА с электронным управлением позволил осуществить двухфазную топливоподачу (рис. 5) с минимальным количеством топлива, подаваемого в предварительную фазу 2 мм^3 и минимальным временем между предварительной и основной фазами 0,2 мс [7].

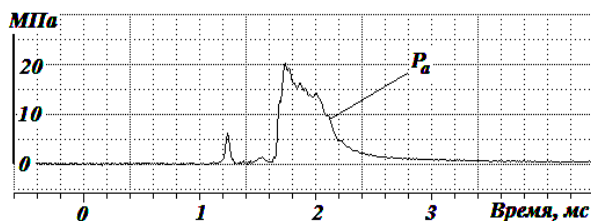


Рис. 4. Экспериментальная кривая изменения давления P_a в колодце распылителя форсунки с дифференциальным поршнем ($q_{ц} = 8,7 \text{ мм}^3$; $n_{дв} = 800 \text{ мин}^{-1}$) [11]

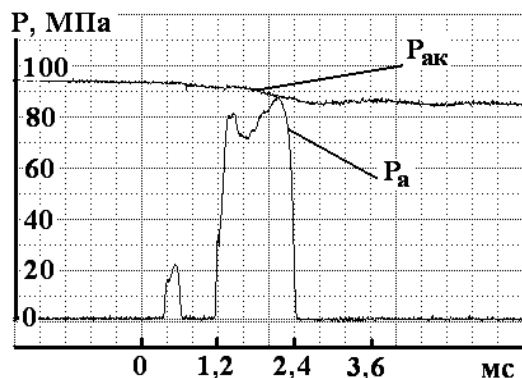


Рис. 5. Двухфазное впрыскивание ЭГФ ($P_{ак}$ – давление в гидроаккумуляторе; P_a – давление в колодце распылителя)

Выводы

Разработанная в КП ХКБД топливоподающая аппаратура непосредственного действия для высокооборотного малолитражного дизеля обеспечивает впрыскивание топлива с максимальным давлением до 100 МПа. С помощью данной ТПА возможно реализовать стратегию однофазного, ступенчатого и двухфазного впрыскивания. Данные показатели получены в результате внедрения следующих конструктивных решений:

- увеличение диаметра плунжера ТНВД с 6,5 до 8 мм;
- увеличения скорости перемещения плунжера ТНВД в период активного хода до 2,86 м/с;
- использования форсунки с дифференциальным поршнем для формирования необходимого закона топливоподачи и увеличения давления впрыскивания;
- использования двухпружинной форсунки;
- внедрения новой конструкции распылителя с диаметром иглы 3,5 мм и шестью распыливающими отверстиями диаметром 0,20 мм.

Для перспективного дизеля серии ДТНА2 создана топливная система с электронным управлением впрыскивания. Разработаны, изготовлены и прошли безмоторные испытания основные элементы данной

системы: электрогидравлическая форсунка с электромагнитным клапаном; топливный насос высокого давления; гидроаккумулятор. Аккумуляторная ТПА обеспечивает впрыскивание топлива под давлением от 18 до 140 МПа и гибкое, в зависимости от режима работы дизеля, изменение закона, начала и длительности топливоподачи.

Продолжаются работы, направленные на совершенствование ТПА. К таким работам относится: разработка новых устройств для привода управляющих клапанов, использующих обратный пьезоэффект и явление «гигантской» магнитострикции; разработка новых конструкций топливного насоса высокого давления и форсунки для аккумуляторной топливной системы.

Литература

1. Грицюк А.В. Основы создания отечественного малолитражного дизеля / А.В. Грицюк // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: ХПИ, 2007. – № 2. – С. 3-9.
2. Грицюк В.А. Совершенствование конструкции топливной системы автотракторного дизеля для улучшения ее работы в условиях зимней эксплуатации / В.А. Грицюк, В.Г. Кондратенко, Г.А. Щербаков // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: ХПИ, 2006. – № 1. – С. 109-114.
3. Врублевский А.Н. Многокритериальный синтез топливной системы с электронным управлением впрыскивания / А.Н. Врублевский, А.Л. Григорьев, А.В. Денисов // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: ХПИ, 2008. – № 1. – С. 91-98.
4. Врублевский А.Н. Принципы организации впрыскивания топлива при помощи электрогидравлической форсунки / А.Н. Врублевский, Ф.И. Абрамчук, Е.Ю. Зенкин // Автомобильный транспорт. – 2007. – № 21. – С. 119-124.
5. Особенности математического моделирования гидромеханических процессов ЭГФ / А.Н. Врублевский, А.Л. Григорьев, А.В. Грицюк, А.В. Денисов, Г.А. Щербаков // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: ХПИ, 2007. – № 1. – С. 44-52.
6. Результаты безмоторных испытаний форсунки для двухфазного впрыскивания топлива / А.Н. Врублевский, А.В. Грицюк, А.В. Денисов, Г.А. Щербаков, С.Б. Сафонов // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: ХПИ, 2007. – № 2. – С. 43-47.
7. Результаты безмоторных испытаний дизельной электрогидравлической форсунки / А.В. Грицюк, Г.А. Щербаков, А.Н. Врублевский, А.В. Денисов // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: ХПИ, 2008. – № 2. – С. 91-97.
8. Грехов Л.В. Топливная аппаратура и системы управления дизелей: учебник для вузов / Л.В. Гре-

хов, Н.А. Иващенко, В.А. Марков. – М.: Легион – Автодата, 2004. – 344 с.

9. Повышение давления впрыскивания в топливной системе высокооборотного дизеля при помощи МИД / А.Н. Врублевский, А.В. Денисов, А.Л. Григорьев А.В., Грицюк, Г.А. Щербаков // Вестник ХНАДУ. – Х., 2006. – Вып. 32. – С. 50-54.

10. Разработка и исследование форсунки для двухфазного впрыскивания топлива в цилиндр высокооборотного дизеля / А.Н. Врублевский, А.В. Грицюк, Г.А. Щербаков, А.В. Денисов // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: ХПИ, 2006. – № 2. – С. 97-101.

11. Грицюк А.В. Результаты разработок топливоподающей аппаратуры для высокооборотного дизеля / А.В. Грицюк, А.Н. Врублевский, А.В. Денисов // Фундаментальные и прикладные проблемы совершенствования поршневых двигателей: Материалы XI международная науч.-практ. конф. Владим. гос. ун-т. – Владимир, 2008. – С. 112-118.

12. Оценка возможности ступенчатого впрыскивания топлива в цилиндр дизеля 4ДТНА с помощью двухпружинной форсунки / А.Н. Врублевский, А.В. Денисов, А.Л. Григорьев, А.В. Грицюк, Г.А. Щербаков // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: ХПИ, 2006. – № 2. – С. 79-84.

Поступила в редакцию 25.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ф.И. Абрамчук, Харьковский национальный автомобильный университет, Харьков, Украина.

ЕТАПИ ЕВОЛЮЦІЇ ПАЛИВОПОДАЮЧОЇ АПАРАТУРИ ВІТЧИЗНЯНОГО ВИСОКОБОРОТНОГО МАЛОЛІТРАЖНОГО ДИЗЕЛЯ

С.О. Альохін, О.В. Грицюк, О.М. Врублевський, Г.О. Щербаков

Представлено десятирічний досвід розвитку паливоподаючої апаратури вітчизняного малолітражного дизеля від його вихорокамерної модифікації до дизеля з безпосереднім впорскуванням палива системою common rail. Показано, що при практично однакових габаритно-вагових характеристиках паливної апаратури діаметр плунжера збільшився з 6,5 до 8 мм, його максимальна швидкість – з 1,64 до 2,86 м/с, максимальний тиск впорскування – з 35 до 120 МПа. Роботи з удосконалювання процесів впорскування та розпилювання палива паливною апаратурою малолітражного дизеля продовжуються.

Ключові слова: високооборотний малолітражний дизель, паливоподаюча апаратура, акумуляторна паливна система, електрогідравлічна форсунка, електронне управління.

STAGES OF EVOLUTION FUEL-DELIVERY EQUIPMENT OF A DOMESTIC HIGH-SPEED LOW-CAPACITY DIESEL ENGINE

S.A. Alyokhin, A.V. Grytsyuk, A.N. Vrublevskij, G.A. Scherbakov

Ten years' experience of development of a fuel-delivery equipment of a domestic low-capacity diesel engine from its swirl-chamber modification to updating up to a diesel engine with a direct fuel injection by the system common rail is presented. It is shown, that at practically identical weight-dimension characteristics of the fuel equipment the plunger diameter increased from 6,5 up to 8 mm, its maximal speed – from 1,64 up to 2,86 m/s, the maximal injection pressure – from 35 up to 120 MPa. Works on improvement of processes of injection and atomization of fuel by the fuel equipment of a low-capacity diesel engine are being continued.

Key words: high-speed low-capacity diesel engine, fuel-delivery equipment, accumulator fuel system, electrohydraulic injector, electronic control.

Алехин Сергей Алексеевич - кандидат технических наук, Генеральный конструктор, Казённое предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

Грицюк Александр Васильевич - кандидат технических наук, заместитель Генерального конструктора по научно-исследовательской работе, Казённое предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

Врублевский Александр Николаевич - кандидат технических наук, доцент кафедры "ДВС" Харьковского национального автомобильного университета, Харьков, Украина

Щербаков Григорий Александрович - начальник отдела, Казённое предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

УДК 629.7.036

Г.А. ДЬЯКОНОВ, Н.В. ЛЮБИНСКАЯ, С.А. СЕМЕНИХИН

*Федеральное государственное научное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт механики и электродинамики», Москва, Россия***ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
МОДЕЛЕЙ АИПД МАЛОЙ МОЩНОСТИ**

Описание экспериментальных исследований лабораторных моделей микро абляционных импульсных плазменных двигателей малой мощности, подтверждение работоспособности моделей АИПД в условиях ограниченного потребления мощности с разрядным каналом рельсовой геометрии, исследования температурных режимов при работе с большой частотой следования импульса. Сравнение удельных характеристик (импульса тяги, расхода рабочего вещества, коэффициента полезного действия) изготовленных лабораторных моделей АИПД. Улучшение характеристик за счет увеличения длительности полупериодов разряда.

Ключевые слова: модель абляционного импульсного плазменного двигателя, малая мощность, накопитель энергии, абляция, науглероживание, расход рабочего вещества, осциллограмма разрядного процесса.

Введение

Данная работа посвящена исследованию рабочих процессов в лабораторных моделях абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД) малой мощности.

Основной материал

В ФГНУ «НИИ ПМЭ» для исследования физических процессов была создана серия лабораторных моделей АИПД диапазона мощностей от 6 до 45 Вт. Принцип их действия основан на ускорении плазмы, которая образуется за счет абляции и ионизации рабочего вещества. Схема исследовавшейся модели представлена на рис. 1. Из рисунка видно, что электромагнитная ускоряющая сила F создается за счет взаимодействия тока J и собственного магнитного поля B .

По своей принципиальной схеме модели представляют собой рельсотрон и включают электроды, шашки рабочего вещества (фторопласт) и конденсаторный накопитель энергии. Разрядный канал образован электродной системой, торцевым керамическим изолятором и рабочими поверхностями шашек рабочего вещества.

Были последовательно разработаны и изготовлены лабораторные модели АИПД-8, АИПД-5, АИПД-5-3 и АИПД-ит позволяющие определить характеристики данных моделей.

В качестве накопителя энергии для моделей АИПД-8 и АИПД-5 использовались единичные конденсаторы с уменьшенными джоулевыми потерями, с возможностью запасать энергию от 2 Дж и

до 8,5 Дж. В моделях АИПД-5-3 и АИПД-ит рассматривался вариант параллельного соединения конденсаторов.

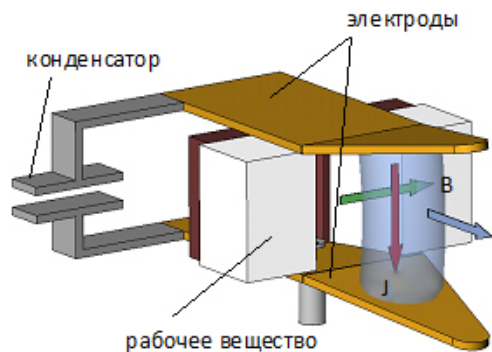


Рис. 1. Схема модели абляционного импульсного плазменного двигателя

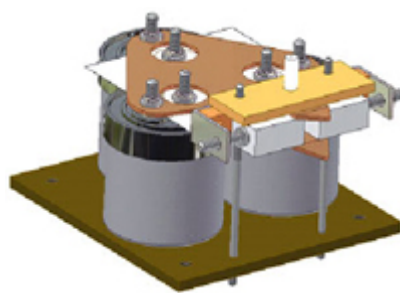
Модели позволяли изменять в широких пределах конфигурацию и размеры разрядного канала, что было необходимо для выявления оптимальных геометрических параметров.

Внешний вид лабораторных моделей представлен на рис. 2. Для снижения джоулевых потерь электроды непосредственно соединены с выводами конденсатора. Разрядная цепь спроектирована исходя из требований минимальных сопротивления и индуктивности разрядной цепи. Поджиг разряда осуществляется установленной у поверхности электрода свечой (игнайтером), питание на которую поступает от высоковольтного блока инициирования разряда (БИР).

На рис. 3 приведена фотография лабораторной модели АИПД в процессе ее работы.



а



б



в

Рис. 2. Модели АИПД: а – АИПД-8; б – АИПД-5-3; в – АИПД-ит



Рис. 3. Внешний вид лабораторной модели в процессе работы

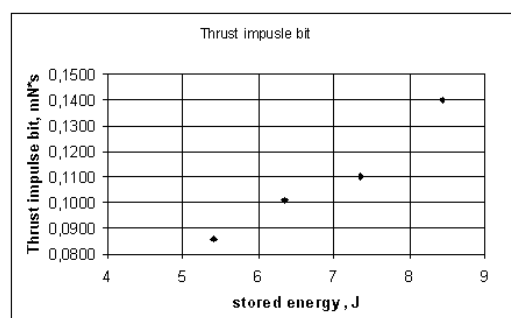


Рис. 4. Зависимость единичного импульса тяги от запасаемой энергии для модели АИПД-8

Был проведен ряд экспериментов на лабораторных моделях АИПД, с целью выявить их работоспособность при мощности менее 25 Вт.

В ходе экспериментов измерялись: реактивная сила F , расход рабочего тела за один импульс m , разрядный ток J , частота следования импульсов f , напряжение на конденсаторе U_0 . По результатам измерений рассчитывались: $P_{ед} = F/f$ – единичный импульс; $W = \frac{1}{2}CU_0^2$ – энергия конденсаторной батареи; $N = W \cdot f$ – потребляемая мощность; $\langle V \rangle = P_{ед}/m$ – среднемассовая скорость плазменного сгустка (удельный импульс).

В качестве измерителя реактивной силы моделей использовался струнный тягомер с погрешностью измерения от -5 до $+10\%$. Расход рабочего вещества измерялся путем взвешивания шашек фторопласта на высокоточных аналитических весах до и после эксперимента с учетом количества импульсов.

Науглероживание разрядного канала и шашек рабочего тела позволили исключить некоторые

режимы работы моделей как нерабочие, а также определить оптимальные размеры разрядного канала.

Результаты экспериментов на модели АИПД-8 представлены на рис. 4, где показана зависимость единичного импульса тяги от запасаемой энергии.

Одной из задач исследования являлось изучение теплового режима работы моделей АИПД при большой частоте следования импульсов. С этой целью с помощью термодатчика проводились измерения температуры на выводах конденсаторов. Результаты экспериментов показали, что, не превышая мощность модели в 25 Вт путем варьирования напряжения разряда, можно увеличить частоту следования импульсов до 20 Гц без потери работоспособности модели и без ухудшения ее характеристик. Модели АИПД-5-3 и АИПД-ит разрабатывались с целью повышения удельных характеристик. Изменяя индуктивность и сопротивление в цепи, удалось достичь более лучших результатов по сравнению с первыми моделями. Измеренные и рассчитанные по полученным результатам характеристики приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики моделей АИПД

		АИПД-8	АИПД-5		АИПД-5-3		АИПД-ит	
Энергия	Дж	8,4	4,5	3,8	5	3,8	4,6	6,6
Мощность	Вт	42,18	22,5	16,9	25	19	9,2	13,2
Импульс тяги	мН*с	0,14	0,06	0,05	0,11	0,07	0,07	0,1
Расход	$\cdot 10^{-5}$ г/ед	3,37	Не изм.	1,27	3,53	2,1	1,57	2,14
КПД	%	3,4	Не изм.	2,5	3,5	3	3,4	4,1

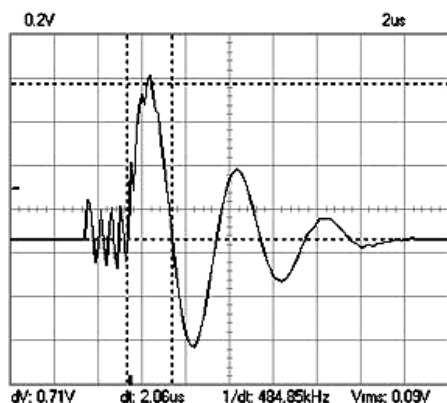


Рис. 5. Вид осциллограммы разрядного процесса с шестью полупериодами для АИПД-8

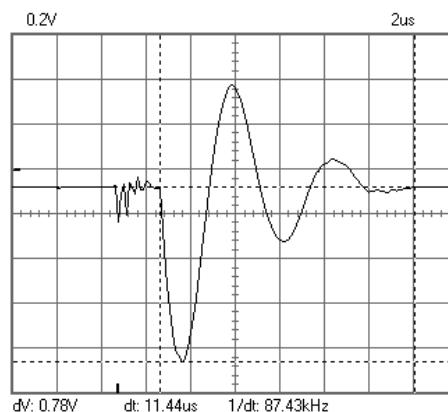


Рис. 6. Вид осциллограммы разрядного процесса с пятью полупериодами для АИПД-ит

На моделях АИПД-8, АИПД-5 и АИПД-5-3 наблюдалась бочкообразная выработка шашек рабочего вещества, что характерно для разрядных процессов с большим количеством полупериодов (рис. 5). Это отличает их от моделей больших энергий с апериодичным разрядом с высокими характеристиками. В результате сокращения числа и увеличения длительности полупериодов разряда (рис. 6) на модели АИПД-ит удалось добиться сходной с моделями больших энергий формы выработки шашек.

Выводы

Таким образом, экспериментальные исследования моделей АИПД подтвердили их работоспособ-

ность в диапазоне энергий от 2 до 8,5 Дж при изменении частоты следования импульсов от 2 до 20 Гц.

Литература

1. Popov G.A. *Ablative PPT. New Quality, New Perspectives* / G.A. Popov, N.N. Antropov // *Acta Astronautica*. – 2006. – 59. – P. 175-180.
2. *Correction Propulsion System with Ablative Pulsed Plasma Thrusters for Unified Space Platform "Vulcan"* / N. Antropov, G. Diyakonov, N. Liubinskaya, M. Orlov, G. Popov, P. Trubnikov, V. Tiutin, V. Yakovlev, V. Isayev, Yu. Pugatchiov, N. Shelkov // *Space Propulsion 2004, 4th International Spacecraft Propulsion Conference*.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук Н.Н. Антропов, ФГНУ «НИИ ПМЭ», Москва, Россия.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ МОДЕЛЕЙ АІПД МАЛОЇ ПОТУЖНОСТІ

Г.А. Дьяконов, Н.В. Любинская, С.А. Семенихин

Опис експериментальних досліджень лабораторних моделей мікро АІПД малої потужності, дослідження працездатності таких моделей в умовах обмеженого вжитку потужності, температурні дослідження при роботі з великою частотою дотримання імпульсу. Порівняння питомих характеристик виготовлених лабораторних моделей.

Ключові слова: модель абляційного імпульсного плазмового двигуна, мала потужність, накопичувач енергії, абляція, вуглецювання, витрата робочої речовини, осцилограма розрядного процесу.

EXPERIMENTAL RESEARCHES OF SMALL POWER APPT MODELS

G.A. Diakonov, N.V. Lyubinskaya, S.A. Semenikhin

Description of experimental researches with small power micro AIPD laboratory models, research of such models capacity in the conditions of the limited power consumption, temperature researches during work with large frequency of the following of impulse. Comparison of the made laboratory models specific descriptions.

Key words: model of ablation pulsed plasma thruster, small power, store of energy, ablation, expense of working matter, oscillogram of bit process.

Дьяконов Григорий Александрович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник ФГНУ «НИИ ПМЭ», Москва, Россия, e-mail: riame3@sokol.ru.

Любинская Наталия Валентиновна – научный сотрудник ФГНУ «НИИ ПМЭ», Москва, Россия, e-mail: riame3@sokol.ru.

Семенихин Сергей Анатольевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник ФГНУ «НИИ ПМЭ», Москва, Россия, e-mail: riame3@sokol.ru.

УДК 629.7.087:538.4:001.2

М.В. ШЕВЧЕНКО

Днепропетровский национальный университет, Украина

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ ЦЕНТРАЛЬНОГО ПОЛОГО КАТОДА

Приведена методика экспериментальных исследований характеристик центрального полого катода холловского двигателя. Эксперимент предполагается проводить в четыре этапа. Первый – снятие вольт-амперных характеристик (ВАХ) внутреннего разряда полого катода, второй – снятие ВАХ внешнего разряда, при неизменных параметрах внутреннего разряда, третий – исследование влияния параметров внутреннего разряда на параметры внешнего. В дальнейшем планируется изменение количества эмиссионных отверстий и измерение разрядного тока на отдельные, относительно каждого эмиссионного отверстия, аноды.

Ключевые слова: центральный полый катод, ВАХ, эмиссионные отверстия катода, ток разряда.

Введение

В последнее время растет интерес к использованию космических аппаратов (КА) малой массы – микроспутников (МС) не требующих использования двигательных установок с большой тягой, позволяющих выполнять задачи, ранее решавшиеся с помощью КА большой и средней массы. Это связано с возможностью уменьшения массы КА за счет миниатюризации электронных приборов. Применение МС требует разработки соответствующих подсистем, в том числе двигательных. При этом необходимо стремиться к повышению энергомассовых характеристик двигательной установки (ДУ). Применение в качестве двигательной установки ДУ с электроракетным двигателем, в частности холловским (ХД), позволит расширить область применения МС.

1. Формулирование проблемы

Основной проблемой, сдерживающей использование ЭРДУ на борту космических аппаратов малой массы, является их слабая энерговооруженность. Так, полная потребляемая мощность может составлять 100 – 300 Вт для околоземных орбит и 300 – 650 Вт для длительных перелетов [1]. Соответственно мощность, которая может быть выделена для работы ДУ с ХД, находится в диапазоне 50 – 200 Вт. При этом КПД холловских двигателей, указанной мощности, недостаточно высок. В имеющихся на настоящий момент публикациях [2 – 4] показана возможность получения КПД ХД на уровне 20 – 25% при мощности ~100 Вт. Увеличение КПД двигателя до 30 – 40% требует проведения исследований, направленных на совершенствование конструкции и оптимизацию рабочих процессов.

Одним из методов повышения КПД холловского двигателя, является использование центрального полого катода работающего на цезии. В ОКБ «Факел» были проведены сравнительные испытания [5] стационарного плазменного двигателя (СПД), работающего на ксеноне (двигатель КДУ-2), с применением на нем цезиевого и ксенонового катодов-компенсаторов. В зависимости от мощности и расхода ксенона в ускорителе энергетическая цена тяги в случае использования цезиевого катода-компенсатора уменьшается на 6 – 12%, при этом вольтамперные характеристики ускорителя в рабочем диапазоне напряжений одинаковы. Улучшение энергетических характеристик двигателя с цезиевым катодом-компенсатором объясняется низким потенциалом ионизации цезия ($\phi_{iCs} = 4$ эВ). В этом случае уменьшается и прикатодное падение потенциала, что также приводит к улучшению тяговых характеристик. Также в ОКБ «Факел» был исследован двигатель с расположением компенсатора в его центральном магнитопроводе. Результаты исследований показали, что такая установка катода-компенсатора позволяет устранить отклонение вектора тяги от геометрической оси двигателя в сторону работающего катода, присущее двигателю с расположением компенсатора вне него. В этом случае уменьшаются также затраты на транспортировку электронов из катодной полости к плазменному пучку. Все это дает повышение тяговых характеристик двигателя на 5 – 7%. Кроме того, центральное расположение компенсатора защищает его от бомбардировки ускоренными ионами двигателя и облегчает юстировку двигателя на КА.

Центральное расположение катода предполагает изготовление магнитопровода с полым осевым отверстием, соответствующим диаметру катода.

При этом увеличение диаметра отверстия приводит к уменьшению поперечного сечения магнитопровода, что может вызвать его насыщение и перевести работу двигателя в аномальный режим. Проведенные в Днепропетровском национальном университете исследования [6] показали, что наличие отверстия диаметром 5 мм в центральном магнитопроводе двигателя с наружным диаметром разрядной камеры 37 мм не оказывает заметного влияния на его интегральные характеристики и режимы работы.

Целью работы является экспериментальное исследование влияния параметров внутреннего разряда и количества эмиссионных отверстий на ток внешнего разряда полого катода.

2. Планируемая методика исследований

Испытания центрального полого катода рис. 1 планируется проводиться в четыре этапа.

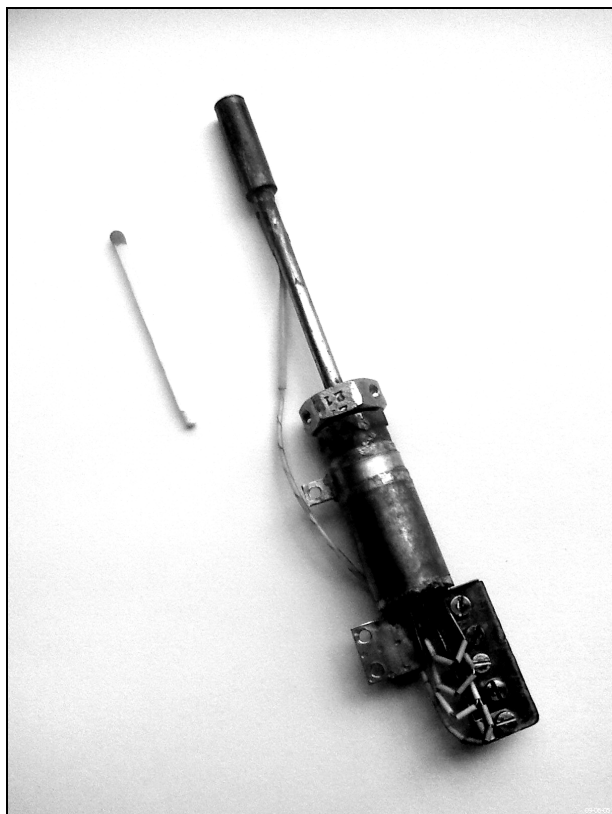


Рис. 1. Центральный полый катод

Схема проведения испытаний приведена на рис. 2. На первом этапе производится снятие вольт-амперных характеристик внутреннего разряда. Для этого нагревается бак с рабочим телом (РТ) и снимаются показания милливольтметра «В4» термопары бака с РТ, что позволяет определить расход рабочего тела. Регистрируется температура бака, при которой загорается внутренний разряд.

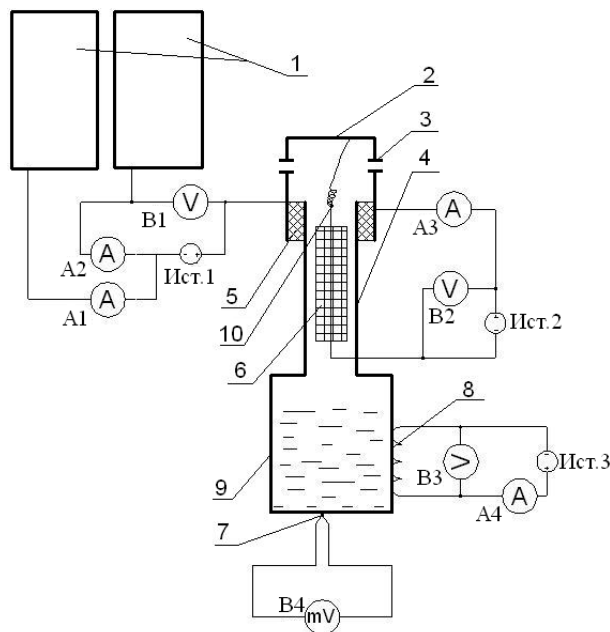


Рис. 2. Схема испытаний полого катода:

- 1 – аноды внешнего разряда; 2 – катод внешнего разряда (анод внутреннего разряда); 3 – эмиссионные отверстия; 4 – катод внутреннего разряда;
- 5 – изолятор; 6 – изолятор нагревателя; 7 – термопара; 8 – нагреватель бака РТ; 9 – бак РТ;
- 10 – нагреватель катода

Регистрируются параметры контура нагрева «Ист.3»: с вольтметра «В3» снимаются показания напряжения в цепи нагрева РТ U_H ; с амперметра «А4» – показания силы тока I_H .

Далее ступенчато, с шагом 0,5 В, изменяем напряжение горения внутреннего разряда $U_{Вн}$ и фиксируем показания амперметра «А3» ($I_{Вн}$), в цепи питания «Ист.2». По снятым параметрам составляется зависимость $U_{Вн}$ от $I_{Вн}$, при постоянном расходе, которому соответствует определенная температура бака с РТ, а соответственно, U_H и I_H . По результатам эксперимента строится вольтамперная (ВАХ) характеристика внутреннего разряда, при определенном расходе РТ.

На втором этапе производится снятие вольтамперных характеристик внешнего разряда, при неизменных параметрах внутреннего. При нагревом, до установленной температуры, баке с РТ, и внутреннем разряде с определенными $U_{Вн}$ и $I_{Вн}$, снимаем показания горения внешнего разряда с вольтметра «В1» ($U_{Вш}$) и амперметра «А1» ($I_{Вш}$), которые находятся в цепи питания «Ист.1». По результатам эксперимента строится ВАХ внешнего разряда, при фиксированных параметрах внутреннего разряда.

На третьем этапе исследуется влияние пара-

метров внутреннего разряда, на изменение параметров внешнего. При постоянном напряжении $U_{Вш}$, меняем параметры внутреннего разряда: расход РТ, определяемый степенью нагрева бака с РТ, и разрядное напряжение внутреннего разряда $U_{Вн}$. По результатам эксперимента строятся графики зависимостей $I_{Вш}$, от изменяемых параметров внутреннего разряда ($U_{Вн}$; $\dot{m}$)

Четвертый этап проходит по аналогии со вторым, только с добавлением дополнительных эмиссионных отверстий в катоде и дополнительных анодов, изолированных друг от друга.

При нагревом, до установленной температуры, баке с РТ, и внутреннем разряде с фиксированными $U_{Вн}$ и $I_{Вн}$, снимаем показания с вольтметра «В1» ($U_{Вш}$) и амперметров «А1» ($I_{Вш1}$) и «А2» ($I_{Вш2}$), которые находятся в цепи питания «Ист.1» внешнего разряда. По результатам эксперимента составляется таблица (график), в которой сведены показания токов $I_{Вш1}$ и $I_{Вш2}$.

Заключение

Таким образом, приведенная методика позволяет получить базовые характеристики катода, которые будут использоваться для оценки эффективности его работы в составе двигателя.

Литература

1. Bugeat I. Development of a second generation of SPT / I. Bugeat, C. Koppel // 24 th International Electric Propulsion Conference. IEPC 95-35. – Moscow, September, 1995. – P. 995-997.
2. Small SPT Unit Development and Tests / B. Arkhipov, V. Kim, A. Koryakin, V. Murashko, A. Nesterenko, A. Skrylnikov // 3th International Conference on Spacecraft Propulsion. ESA SP-465. – Cannes, France, 2000. – P. 399-401.
3. Холловский двигатель малой мощности / С.Н. Кулагин, И.Н. Стаценко, Л.Г. Дубовик, Л.Б. Кабакова, Ю.В. Манец // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 2003. – Вып. 40/5. – С. 156-158.
4. Кулагин С.Н. Исследование характеристик микротягового СПД / С.Н. Кулагин, Л.Г. Дубовик, М.Ю. Гонтарев // Проблемы высокотемпературной техники: сб. научн. тр. – Д.: ДНУ, 2002. – С. 74-76.
5. Electric Propulsion System for Spacecraft Acceleration and Maneuvering Durings Flight to Asteroids / B. Arkhipov, A. Bober, N. Maslennikov, G. Popov // 24.th International Electric Propulsion Conference, IEPC-95-231. – Moscow (Russia), 1995.
6. Исследование холловского двигателя с полым магнитопроводом // С.Н. Кулагин, А.В. Хитко, Л.Г. Дубовик, Н.В. Масляный // Проблемы высокотемпературной техники: сб. научн. тр. – Д.: ДНУ, 2004. – С. 76-79.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ ЦЕНТРАЛЬНОГО ПОЛОГО КАТОДА

М.В. Шевченко

Анотація Наведена методика експериментальних досліджень характеристик центрального полого катода холловського двигуна. Експеримент передбачається проводити в чотири етапи. Перший – зняття вольт-амперних характеристик (ВАХ) внутрішнього розряду полого катода, другий – зняття ВАХ зовнішнього розряду, при незмінних параметрах внутрішнього, третій – дослідження впливу параметрів внутрішнього розряду, на параметри зовнішнього. У подальшому планується зміна кількості емісійних отворів та вимірювання розрядного струму на окремі, відносно кожного емісійного отвору, аноди.

Ключові слова: центральний полий катод, ВАХ, емісійні отвори катода, струм розряду.

CENTRAL HOLLOW CATHODE RESEARCH METHODIC

M.V. Shevchenko

Annotation Hollow thruster central hollow cathode characteristics experimental research technique is resulted. Experiment is suppose to be made by four stages. The first is cathode internal discharge volt-ampere characteristics (VAC) research, the second is external discharge VAC research with internal discharge invariable parameters, the third is internal discharge parameters influence on the external parameters research. Changing of issue apertures quantity and measurement of discharge current on separate, concerning each aperture, anode is planed further.

Key words: the central hollow cathode, VAC, cathode issue aperture, discharge current.

Шевченко Мирослав Владимирович – ведущий инженер НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: minas.melekes@gmail.com.

УДК 521.1

Я.А. КУМЧЕНКО, В.И. КОНОВАЛОВ

НПП «КАШТУЛ», Днепрпетровск, Украина

ЭЛИТНЫЕ (СТАЦИОНАРНЫЕ) ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ И ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В РАЗЛИЧНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССАХ

Рассматривается вопрос об элитных орбитах (ЭО) космических объектов в масштабах Солнечной системы и ближнего космоса – между Землей и Луной. По данным для планет доказывается наличие таких орбит, что подтверждает общую развиваемую НПП «КАШТУЛ» концепцию резонаторной природы силового взаимодействия и вселенского источника волновой энергии. Предлагается использовать эти орбиты для сбора на них и временного хранения там различного космического мусора, уничтожать который целесообразно, спуская на Землю не поодиночке, а накопив определенное его количество в специальные «мусоросборники». Предложено использовать ЭО для выполнения различных других космических задач.

Ключевые слова: элитные орбиты, космические аппараты, космический мусор, его сбор и уничтожение, выполнение технологических операций в космосе.

Введение

В настоящее время в околоземном пространстве скопилось более 15 тыс. сравнительно крупных объектов и сотни тысяч мелких, представляющих достаточно большую опасность для новых космических аппаратов. Крупные – это отработавшие свой срок КА или их части, остающиеся на орбитах после спуска, мелкие – в большинстве своем – полном смысле слова мусор, образовавшийся при авариях КА или выброшенный за борт с обитаемых КА.

Известные способы очистки ближнего космоса от этого мусора сводятся к предложениям посылать его на более высокие орбиты для продления времени пребывания или к уничтожению на месте (например, лазерным лучем). Но изменить орбиту КА можно только тогда, когда это предусмотрено и может быть обеспечено его конструкцией после окончания срока активной работы. А уничтожение обычно приводит к превращению объекта в большое количество более мелких, что не решает проблему, а усугубляет ее.

Первое предложение имеет смысл, но должно быть заранее заложено в конструкцию. Кроме того, для минимизации затрат при изготовлении КА необходимо решить задачи по выбору типа двигателя и орбиты, на которую есть смысл его переводить.

1. Постановка задачи

Стоящие здесь проблемы могут быть решены с учетом предложений, содержащихся в работах НПП «КАШТУЛ» [1 – 6]. Суть их сводится к тому,

что, если орбита работающего аппарата выбирается с учетом его задач, то орбита для пребывания отработавшего должна отвечать требованию минимизации затрат на перевод на нее по двум критериям: необходимой длительности пребывания и минимуму затрат на перевод.

Оба эти требования выполняются, если помнить о так называемых элитных орбитах. Под элитной понимается такая орбита, на которой космический объект (КО) менее всего подвержен динамическим воздействиям и его движение носит устойчивый характер.

2. Обоснование существования элитных орбит

Как отмечается в работе [7] «не все мыслимые движения и траектории в космическом пространстве являются одинаково приемлемы как по энергетическим соображениям, так и в смысле их устойчивости». Т.е., если выбранная орбита не является элитной (стационарной) и устойчивой в динамическом отношении, то при проектировании КА следует учитывать:

1. Повышенную энергетическую нагрузку на системы управления и стабилизации для поддержания объекта на такой орбите.

2. Постепенный сход КА с нерасчетной орбиты к ближайшему элитному (устойчивому) состоянию.

Если исходить из доказанности волновой и резонаторной природы Вселенной вообще и Солнечной системы, в частности в [7 – 12], откуда следует, что 160-минутные колебания носят вселен-

ский характер, то элитные орбиты и соответствуют случаю резонансного взаимодействия, например, планет-резонаторов, находящихся в волновом астродинамическом поле, и КА или любого другого объекта в космосе как агента (участника) обмена волновой энергией.

При резонансе в Солнечной системе длина резонирующей цепи $L_{СП} = n\lambda / 4$, где λ – гигантская длина волны, имеющая электромагнитный характер и распространяющаяся в плоскости поляризации (плоскости эклиптики).

Здесь $L_{СП}$ – расстояние планет-резонаторов от Солнца, $n = 1, 3, 5, 7$ и т.д.

В табл. 1 приведены результаты как расчета $L_{СП}$, так и их наблюдательные данные, которые позаимствованы из работ [12] и [14]. Закон Тициуса-Бодэ представим еще в таком виде

$$L_{СП} = (2m+1) \frac{\lambda}{4}, \quad (1)$$

где $m = 0, 1, 2, 3$ и т.д. Насколько известно авторам, теоретическое представление этого закона в таком виде впервые выполнено в [13, 14].

Таблица 1

Результаты расчета и наблюдений $L_{СП}$

Планета	$L_{СП}$ (теоретич.)	$L_{СП}$ (наблюд.)	T (мин)
Меркурий	57,9	57,9	84,38
Венера	104,2	108	90
Земля	150,15	149,5	84,38
Марс	219,4	227,8	99
Астероиды	394,86	399,165	–
Юпитер	775,86	777,8	172
Сатурн	1424,34	1426,1	234
Уран	2860,26	2869,1	176
Нептун	4504,6	4495,6	157

В последней колонке табл. 1 приведены рассчитанные одним из авторов работы [12] периоды колебаний планет Солнечной системы по формуле

$$T_{П} = 2\pi \sqrt{\frac{R_{П}^3}{\gamma M_{П}}}, \quad (2)$$

где $R_{П}$ – радиус планеты;

$M_{П}$ – ее масса;

γ – гравитационная постоянная.

Видно, что все планеты Солнечной системы имеют своим периодом значение, в настоящее время общепризнанное, основного тона колебаний Солнца (160 мин.) или их обертонов.

Особо следует отметить то, что, если в выражение (2) подставить параметры Солнца, то получим период, равный 160 минутам.

В [15] показано, что при резонаторном обмене волновой энергией между двумя источниками интенсивность волнового поля состоит из двух составляющих: стягивающей, направленной со всех сторон к центру источника, и вихревой, стремящейся вращать источник колебаний с угловой частотой, кратной периоду колебаний обменивающихся волновой энергией источников. Первую составляющую назвали самогравитацией, при этом размер самогравитирующей массы назван резонансным и равен половине ее радиуса.

Целесообразно здесь задаться вопросом: а какова энергетика этих колебаний? Не являются ли 160-минутные колебания Солнца «частным случаем более общего процесса»? [16]. Здесь уместно еще раз привести анализ рентгеновских наблюдений Галактик со спутников «Ариэль» и «EXOSAT», который подтверждает, что 160-минутные колебания носят вселенский характер (табл. 2).

Таблица 2

Анализ рентгеновских наблюдений Галактик со спутников «Ариэль» и «EXOSAT»

Объект	Сейфертовский тип	Период, мин
Солнце	–	160,0101(±1)
NGC 4151	Sy 1,5	160,0099(±5)
3C 273	Sy 1	160,0105(±7)
NGC 1275	Sy 2 (pec)	160,0094(±8)
NGC 3516	Sy 1	160,0100(±9)
NGC 4051	Sy 1	161,6(±1,8)

Под воздействием этой вселенской причины – волнового астродинамического поля – и произошла коагуляция первичной материи Галактик, приведшая к образованию и Солнечной системы как ее составляющей.

Учитывая все сказанное, можно согласовать также параметры элитной орбиты КА как место, соответствующее резонансу между резонатором-планетой, периодом обращения вокруг нее КО как агента обмена волновой энергией, массой планеты и ее радиусом по формуле

$$T_{КА} = 2\pi \sqrt{\frac{(R_{пл} + H)^3}{\gamma M_{П}}}, \quad (3)$$

где H – высота элитной орбиты.

Как доказательство справедливости выражения (3) отметим, что орбиты естественных спутников Сатурна и Юпитера также подчиняются резонансному представлению об элитности орбит, как и правилу Тициуса-Бодэ [7]. Поэтому можно считать правомерным следующее выражение – аналог правила

Тициуса-Бодде для элитных орбит между Землей и Луной:

$$L_{\text{ко}}^m = (2m + 1) R_3, \quad (4)$$

где $L_{\text{ко}}^m$ – высота m -той элитной орбиты;

R_3 – радиус Земли.

Подставив данные для Луны и Земли, получаем, что Луна находится на 60-й элитной орбите. Отсюда следует, что между ними располагаются 59 орбит с меньшими высотами, на которые можно выводить или КА, или собираемый космический мусор, чтобы обеспечить его стационарное нахождение там. Высота первой стационарной орбиты равна радиусу Земли. При этом существуют приемлемые высоты стационарных ЭО КО, соответствующие субгармоникам, равны 199,375; 398,75; 799,5 и 1595 км и т.д. Интересно отметить, что элитные орбиты являются аналогами стационарных состояний электронов в атоме Шредингера.

3. Использование элитных орбит

Минимизация расхода энергии на перевод КА с рабочей орбиты на выбранную элитную может быть обеспечена при нереактивном его движении с одним из нетрадиционных вариантов использования энергии космоса, указанных в работах [3 – 6].

Сказанное относится к вновь проектируемым КА, в которых необходимость перевода на элитную орбиту должна предусматриваться в соответствии с подписанным всеми космическими странами международным соглашением. А для уже находящихся в околоземном пространстве КА, их частей и прочего мусора можно предложить сбор в специально созданный контейнер, хранение его какое-то время на элитной орбите и спуск с орбиты в нем, а не поштучно. Наверное, будет экономически целесообразным и мелкий ремонт многих КА на орбитах вместо запуска новых.

Кроме того, учитывая стабильность состояния КО на ЭО (только на них можно создать стабильный низкий уровень остаточных микроускорений – до $10^{-8}g$), можно предложить использовать их и для решения целого ряда технологических задач, требующих особых условий проведения, например:

1. Размещение космических систем беспроводной передачи энергии на Землю.
2. Выращивание больших однородных кристаллов.
3. Получение сверхчистых медицинских препаратов и материалов для электроники.
4. Размещение станций получения легких ядер в космических условиях.

Выводы

1. Теоретически доказано существование элитных орбит.
2. Обоснована целесообразность их использования в различных ракетно-космических технологиях.

Литература

1. Кумченко Я.А. Использование элитных (стационарных) орбит для сбора отработавших космических объектов / Я.А. Кумченко, В.И. Коновалов // Тез. Второй междунар. конф. «Передовые космические технологии - на благо человечества». – Днепропетровск, 2009. – С. 76-78.
2. Кумченко Я.А. Выбор элитных (стационарных) орбит космических орбитальных станций / Я.А. Кумченко // Вісник ДНУ “Ракетно-космічна техніка”. – Дніпропетровськ, 2003. – Вип. 6. – С. 76-78.
3. Кумченко Я.А. О возможности использования вращательного момента поляризованных по кругу электромагнитных волн космического происхождения в качестве источника энергии двигателей летательных аппаратов / Я.А. Кумченко // Вісник ДНУ “Ракетно-космічна техніка”. – Дніпропетровськ, 2003. – Вип. 6. – С. 70-72.
4. Кумченко Я.А. Автономный нетрадиционный летательный объект космического энергообеспечения при его работе в глубоком космосе. Модель «КАШТУЛ-1» / Я.А. Кумченко // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2008. – Вып. 4 (51). – С. 66-69.
5. Кумченко Я.А. Реализация полезной силовой нагрузки нереактивного летательного объекта (НЛО) только космическим энергообеспечением. Модель НЛО «КАШТУЛ-2» / Я.А. Кумченко // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2008. – Вып. 10 (57). – С. 108-111.
6. Кумченко А.Я. Нетрадиционное использование энергии космоса в ракетно-космических технологиях / А.Я. Кумченко, Ф.П. Санин, Я.А. Кумченко, В.И. Коновалов // Людина і космос, 36. Тез X Міжнар. молод. наук.-практ. конф. – Дніпропетровськ, 2008. – С. 353.
7. Чечельницкий А.М. Экстремальность, устойчививость, резонансность в астродинамике и космонавтике / А.М. Чечельницкий. – М., 1980. – 360 с.
8. Молчанов А.М. Гипотеза резонансной структуры Солнечной системы / А.М. Молчанов. – М., 1974. – 420 с.
9. Чечельницкий А.М. Волновая структура, квантование и мегаспектроскопия Солнечной системы / А.М. Чечельницкий // Динамика космических

аппаратов и исследование космического пространства. – М., 1980. – С. 37-41.

10. Молчанов А.М. Резонансы многочастотных колебаний / А.М. Молчанов // ДАН СССР. – 1966. – Т. 168, № 2. – С. 41-46.

11. Колебание Солнца и проблема его внутреннего строения / А.Б. Северный и др. // Астроном. журнал. – 1979. – Т. 56, вып. № 4. – С. 23-25.

12. Кумченко Я.А. Альтернативная резонаторная теория силовых взаимодействий в макромире на примере Солнечной системы / Я.А.Кумченко // Сб.н.тр. II Всеукр. конф. «Теория и методы изучения физики и математики». – Кривой Рог, 2002. – Т. 2. – С. 103-108.

13. Кумченко Я.А. Резонаторная природа силового взаимодействия между аэрозольными частицами. Формирование акустической потенциальной

ямы / Я.А.Кумченко // Физика аэродисперсных систем. – Одесса, 2003. – Вып. 37. – С. 40-50.

14. Кумченко Я.А. Устойчивость дисперсных систем микро- и макромира в резонаторной модели силовых взаимодействий как решение основной проблемы N-тел / Я.А.Кумченко // Дисперсные системы: сб. тез. докл. XX науч. конф. стран СНГ. – Одесса, 2002. – С. 167-169.

15. Кумченко Я.А. Гравитация и самогравитация дисперсных систем в резонаторной природе силового взаимодействия / Я.А. Кумченко // Сб. тез. Докл. XIX конф. Стран СНГ “Дисперсные системы”. – Одесса, 2000. – С. 114-115.

16. Лютый В.М. Компактные внегалактические объекты: поиск 160-минутной периодичности / В.М. Лютый, В.А. Котов // Письма в АЖ. – 1990. – Т. 16, вып. 9. – С. 12-14.

Поступила в редакцию 27.05.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры физики Е.Г. Попов, Днепрпетровский государственный агроуниверситет, Днепрпетровск, Украина.

ЕЛІТНІ (СТАЦІОНАРНІ) ОРБИТИ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ І ЇХ ВИКОРИСТАННЯ В РІЗНИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСАХ

Я.О. Кумченко, В.І. Коновалов

Розглядається питання про елітні орбіти (ЕО) космічних об'єктів в масштабах Сонячної системи і ближнього космосу – між Землею і Місяцем. По даним для планет доводиться наявність таких орбіт, що підтверджує загальну концепцію резонаторної природи силової взаємодії і всесвітнього джерела хвильової енергії, що розвивається НПП «КАШТУЛ». Пропонується використовувати ці орбіти для збирання на них і тимчасового зберігання там різного космічного сміття, знищувати який доцільно, спускаючи на Землю не поодиноці, а накопичивши певну його кількість в спеціальні «сміттєзбірники». Запропоновано використовувати ЕО для виконання різних інших космічних задач.

Ключові слова: елітні орбіти, космічні апарати, космічне сміття, його збирання і знищення, виконання технологічних операцій в космосі.

ELITE (STATIONARY) ORBITS OF SPACE OBJECTS AND THEIR USING IN DIFFERENT TECHNOLOGICAL PROCESSES

J.A. Kumchenko, V.I. Kononov

A question is examined about the elite orbits (EO) of space objects in the scales of the Planetary system and near space – between Earth and Moon. To on for planets the presence of such orbits is proved information, that confirms general developed NPP «KASHTUL» conception of resonator nature of power co-operation and universal wave energy source. It is suggested to using these orbits for collection on them and temporal storage there of different space garbage, to destroy which expediently, downing on Earth not one by one, but accumulating its certain amount in special «garbage-gatherings». It is suggested to using EO for implementation of different other space tasks.

Key words: elite orbits, space vehicles, space garbage, its collection and elimination, implementation of technological operations in space.

Кумченко Яков Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, директор НПП «КАШТУЛ», Днепрпетровск, Украина, e-mail: zoe@signweb.com.ua.

Коновалов Владимир Иванович – канд. техн. наук, доцент, Главный инженер НПП «КАШТУЛ», Днепрпетровск, Украина, e-mail: zoe@signweb.com.ua.

УДК 530.11

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

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

ПРИНЦИП ОТНОСИТЕЛЬНОСТИ В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ВЕЩЕСТВА

Посвящается 400-летию начала астрономических наблюдений, которые впервые в 1609 году осуществил Г. Галилей с помощью созданного им телескопа. Эти исследования впоследствии явились причиной для обоснования им фундаментального принципа – принципа относительности Галилея, который в сочетании с законами классической механики является основой таких научных направлений, как газовая динамика и термодинамика, на которых, в свою очередь, базируются современные достижения в исследованиях космического пространства. Дополнение положений этого принципа новой гипотезой би-вещества позволило впервые количественно оценить параметры так называемых "темной" массы и "темной" энергии, открытых астрономами в конце XX и начале XXI столетий и дать новое физическое толкование этого принципа.

Ключевые слова: принцип относительности, барионный и тахионный кванты, энергетические эквиваленты.

Введение

Наступивший 2009 год объявлен ЮНЕСКО астрономическим, поскольку ровно 400 лет назад Галилео Галилей с помощью созданного им телескопа взглянул на другие планеты и впервые увидел кратеры на Луне, спутники Юпитера и кольца Сатурна.

Именно этот взгляд на макромир наряду с исследованиями Коперника позволил установить, что Земля не является центром Вселенной, что она вращается вокруг Солнца, которое тоже не стоит на месте.

Это была мировоззренческая революция, с которой католическая церковь не согласилась и на долгие годы осудила Г. Галилея.

И вот в 2009 году стали поступать сообщения, что Ватикан начал процедуру реабилитации Г. Галилея и даже собирается поставить два памятника великому итальянцу. Вот уж воистину "лучше поздно, чем никогда".

Г. Галилей не только не отказался от своих взглядов на мир, но и спустя 27 лет, т.е. в 1936 году, с учетом своих астрономических наблюдений обосновал один из фундаментальных принципов, на котором базируется современная теория познания – принцип относительности [1].

Суть этого принципа заключается в том, что движение материального объекта относительно. Положение рассматриваемой точки, её скорость, траектория движения зависят от того, в какой системе отсчета это движение рассматривается, при этом считается, что законы классической механики

одинаковы во всех так называемых инерциальных системах отсчета (рис. 1).

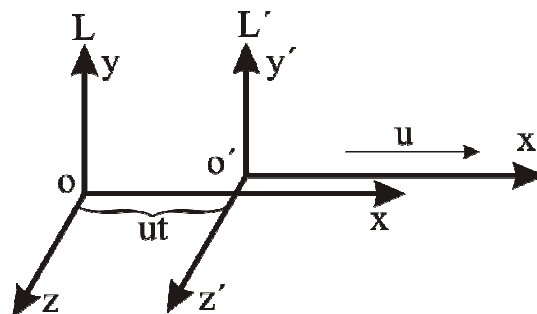


Рис. 1. Инерциальные системы отсчета L и L'

Относительность механического движения и одинаковость законов механики в различных инерциальных системах отсчета и составляют сущность галилеевского принципа относительности. Математически этот принцип выражает инвариантность уравнений механики при переходе из одной L' инерциальной системы в другую (L):

$$x' = x - u; y' = y; z' = z; t' = t. \quad (1)$$

Таким образом, время в классической механике, как и расстояние между любыми фиксированными точками, считается одинаковым во всех системах отсчета. Из (1) можно получить соотношения между скоростями движения точки и её ускорениями в обеих инерциальных системах:

$$\begin{aligned} v' &= v - u; \\ a' &= a. \end{aligned} \quad (2)$$

В классической механике движение массы m определяется вторым законом Ньютона

$$F = ma, \quad (3)$$

где F – равнодействующая всех приложенных к ней сил.

При этом силы (и массы) являются инвариантами (не изменяются при переходе от одной системы отсчета к другой).

Выражения (1) – (3) и есть математическая запись галилеевского принципа относительности.

В сочетании с законами классической механики он послужил научной базой для газово- и термодинамики, с которыми связаны выдающиеся достижения в области авиационной и ракетной техники.

Существенным шагом в понимании и применимости принципа относительности явилась разработка в 1905 – 1915 гг. А. Эйнштейном специальной (СТО) и общей (ОТО) теорий относительности [2]. Автором этих теорий принцип Г. Галилея был дополнен тремя новыми положениями:

– континуумом Минковского [3], который представлял собой объединение трех пространственных координат и времени и, получивший название объединенной сущности ”пространства – времени”;

– преобразованиями Лоренца, т.е. преобразованиями координат и времени, которые имеют следующий вид:

$$x' = \frac{x - vt}{\sqrt{1 - v^2/c^2}}; \quad (4)$$

$$y' = y, \quad z' = z;$$

$$t' = \frac{t - vx/c^2}{\sqrt{1 - v^2/c^2}}, \quad (5)$$

где c – параметр преобразования, имеющий смысл предельной скорости движения (равной скорости света в вакууме) и из которого следует, что скорость любых взаимодействий не может быть выше скорости света ($v < c$);

– весьма сомнительным условием, что инерционная и гравитационная массы равны между собой ($m_{ин} = m_{гр}$).

Такое представление принципа относительности позволило его автору утверждать, что свойства искривленного ”пространства – времени” определяются гравитационным полем, и, таким образом, подойти к решению проблемы тяготения.

В рамках этих теорий получено наиболее известное выражение для определения энергии объекта [2]

$$E = mc^2 \quad (6)$$

и массы

$$m = m_{движ} \sqrt{1 - v^2/c^2} \quad (7)$$

путем введения новых понятий – массы покоя (m) и массы движения ($m_{движ}$).

Постановка задачи

Уже прошло около ста лет после опубликования СТО и ОТО, однако и до сих пор в решении задачи нет существенных достижений, поскольку остаются открытыми наиболее важные вопросы: в чем сущность тяготения, что является переносчиком гравитационного взаимодействия и с какой скоростью оно распространяется.

На основе же гипотезы би-вещества [4] получен не только качественный, но и количественный ответ на эти проблемы:

– переносчиком гравитационного взаимодействия является частица с массой $M_t = 2,786545 \cdot 10^{-41}$ кг;

– осуществляется этот вид взаимодействия со скоростью $v_t = 1,671146 \cdot 10^{56}$ м/с.

Такой результат достигнут на основе новой гипотезы би-вещества, в структуру которой заложена принципиально новая модель преобразования параметров его объектов, т.е. тахионного и барионного квантов (рис. 2).

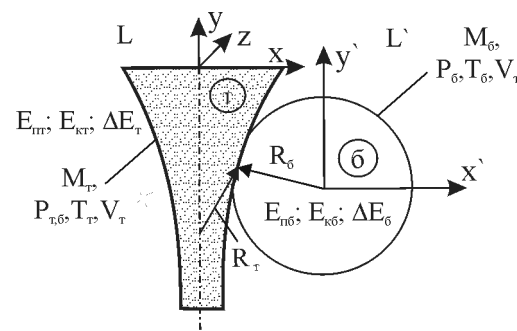


Рис. 2. Структурный состав би-вещества: т – тахионный квант; б – барионный квант; $E_{п}$, $E_{к}$, ΔE – потенциальные и кинетические энергии квантов; M , P , T , V – массы, давления, температуры, объемы и радиусы взаимодействия квантов

Поскольку каждый из квантов би-вещества имеет собственные системы отсчета, связанные между собой рассматриваемыми энергиями, то возникает вопрос о справедливости применения к объектам би-вещества преобразований типа (4) и (5).

Решение задачи

Гипотеза би-вещества отличается прежде всего тем, что в качестве параметра преобразования принята не скорость, а энергия, причем в виде закона сохранения

$$\Delta E = E_{к} - E_{п}, \quad (8)$$

что дало возможность получить энергетические эквиваленты физических параметров как в абсолютном [4], так и в относительном выражении (табл. 1).

Как следует из табл. 1, имеет место принципиально разная оценка исходных параметров и, прежде

всего, энергий: в ОТО рассматривается мономасса с полной величиной энергии, тогда как в гипотезе би-вещества исследуются два объекта с принципиально новой оценкой их энергий в виде первого начала

термодинамики, что влечет за собой принципиально новые подходы в определении других исходных параметров, таких, как расстояние, время и масса, и позволяет по-новому оценивать их относительность.

Таблица 1

Моделирование исходных параметров в ОТО и по гипотезе би-вещества

Параметры	Модели ОТО	По гипотезе би-вещества	
		в гравитационном взаимодействии	в электромагнитном взаимодействии
Энергия	$E = mc^2$	$\Delta E_6 = E_{кб} - E_{пб}$ $\Delta E_T = E_{кт} - E_{пт}$	$\Delta E_{эф} = E_{экф} - E_{эпф}$ $\Delta E_{эм} = E_{экм} - E_{эпм}$
Расстояния, радиусы	$x' = \frac{x - vt}{\sqrt{1 - v^2/c^2}}$	$\frac{R_6}{R_T} = \frac{\Delta E_6}{\Delta E_T}$	$\frac{R_{эф}}{R_{эм}} = \frac{\Delta E_{эф}}{\Delta E_{эм}}$
Время	$t' = \frac{t - vx/c^2}{\sqrt{1 - v^2/c^2}}$	$\frac{\tau_6}{\tau_T} = \frac{\Delta E_6}{\Delta E_T} = \frac{E_{пт}^{1/2}}{E_{пб}^{1/2}}$	$\frac{\tau_{эф}}{\tau_{эм}} = \frac{\Delta E_{эф}}{\Delta E_{эм}} = \frac{E_{эпм}^{1/2}}{E_{эф}^{1/2}}$
Массы	$\frac{m}{m_{движ}} = \sqrt{1 - v^2/c^2}$	$\frac{m_6}{m_T} = \frac{E_{пт}}{E_{кт}} = \frac{E_{кб}}{E_{пб}}$	$\frac{m_{эф}}{m_{эм}} = \frac{E_{эпм}}{E_{экм}} = \frac{E_{экф}}{E_{эф}}$

Если в СТО и ОТО в качестве параметра преобразований выбрана скорость и на такой основе получены в другой инерциальной системе преобразования расстояния, массы и времени, то в основе гипотезы би-вещества лежит энергетический инвариант, который позволяет оценивать относительность параметров его квантов с помощью их энергий.

Из табл. 1 также следует, что относительность параметров би-вещества обусловлена, прежде всего, представлением объекта как обладателя кинетической (E_k), потенциальной (E_p) энергиями и совершаемой объектом работой (ΔE), соотношение которых, в свою очередь, подчиняется принципу относительности:

– в барионном кванте

$$\frac{E_{кб}}{\Delta E_6} = \frac{\Delta E_6 + E_{пб}}{\Delta E_6} = 1 + \frac{E_{пб}}{\Delta E_6}; \quad (9)$$

$$\frac{E_{кб}}{E_{пб}} = \frac{\Delta E_6 + E_{пб}}{\Delta E_{пб}} = 1 + \frac{\Delta E_6}{E_{пб}}; \quad (10)$$

– в тахионном кванте

$$\frac{E_{кт}}{\Delta E_T} = \frac{\Delta E_T + E_{пт}}{\Delta E_T} = 1 + \frac{\Delta E_{пт}}{\Delta E_T}; \quad (11)$$

$$\frac{E_{кт}}{\Delta E_{пт}} = \frac{\Delta E_T + E_{пт}}{E_{пт}} = 1 + \frac{\Delta E_T}{E_{пт}}, \quad (12)$$

поскольку все эти виды энергий зависят от основных термодинамических условий:

– давлений $\frac{\Delta E_T^2}{\Delta E_6^2} = \frac{P_6}{P_T}; \quad (13)$

– температур $\frac{E_{пб} E_{кт} \Delta E_6}{E_{пт} E_{кб} \Delta E_T} = \frac{T_6}{T_T}; \quad (14)$

– объемов $\frac{\Delta E_6^3}{\Delta E_T^3} = \frac{V_6}{V_T}. \quad (15)$

Жесткими соотношениями связаны и электромагнитные параметры би-вещества.

Из данных, приведенных в работе [5], следует, что относительность электромагнитных констант оценивается выражениями:

– для электрических постоянных

$$\frac{\epsilon_{об}}{\epsilon_{от}} = \frac{E_{кб} E_{эпт} \Delta E_{эт}^5}{E_{экт} E_{эпб} \Delta E_{эб}^5}; \quad (16)$$

– для магнитных постоянных

$$\frac{\mu_{об}}{\mu_{от}} = \frac{E_{экт} \Delta E_{эб}^5}{E_{кб} \Delta E_{эт}^5}; \quad (17)$$

– для элементарных электрических зарядов

$$\frac{e_6}{e_T} = \frac{E_{эпм}^{1/2} E_{кб} \Delta E_{эт}^2}{E_{эф}^{1/2} E_{экт} \Delta E_{эб}^2}, \quad (18)$$

где $E_{эi}$ – энергии объектов электромагнитного биполя [5].

Расчеты показывают (табл. 2), что в пространстве между R_6 и R_T электрические заряды взаимодействующих квантов различаются почти на 100 порядков, т.е. в пограничной области взаимодействия барионного и тахионного квантов электромагнитные характеристики изменяются скачкообразно, причем на существенную величину.

Из приведенных данных следует, что закон сохранения заряда в барионном кванте ограничен $R_6 = 3,3388079 \cdot 10^{-9}$, т.е. примерно восьмой электронной орбитой атома.

Таким образом, согласно гипотезе би-вещества каждый из его квантов обладает собственным пространством ($R_6 \neq R_T$), собственным временем ($\tau_6 \neq \tau_T$)

и собственной скоростью ($v_6 \neq v_T$) распространения взаимодействий, что обусловлено неравенством работ, совершаемых этими квантами ($\Delta E_6 \neq \Delta E_T$).

Таблица 2

Значения наблюдаемых электромагнитных характеристик в пограничной зоне ($R_6 \dots R_T$) взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов

Свойства вещества	В барионном кванте (б)	Размеры квантов, м	В тахионном кванте (т)
Элементарный электрический заряд, Кл	$e_6 = 1,6021892 \cdot 10^{-19}$	$R_6 = 3,3388079 \cdot 10^{-9}$	$e_t = 52027244 \cdot 10^{80}$
Электрическая постоянная, Ф/м	$\epsilon_{06} = 8,8547878 \cdot 10^{-12}$	$R_T = 1,9885362 \cdot 10^{-9}$	$\epsilon_{0t} = 2,0503342 \cdot 10^{24}$
Магнитная постоянная, Н/а ²	$\mu_{06} = 1,2566371 \cdot 10^{-6}$		$\mu_{0t} = 40108165 \cdot 10^{-250}$

Наряду с этим с помощью этих же моделей установлено, что важнейшие физические константы, отображающие закон сохранения массы, такие, как числа Авогадро и газовые постоянные, сохраняют свое неизменное значение ($N_{A6} = N_{At}$; $R_6^r = R_T^r$) в обоих квантах би-вещества (рис. 3).

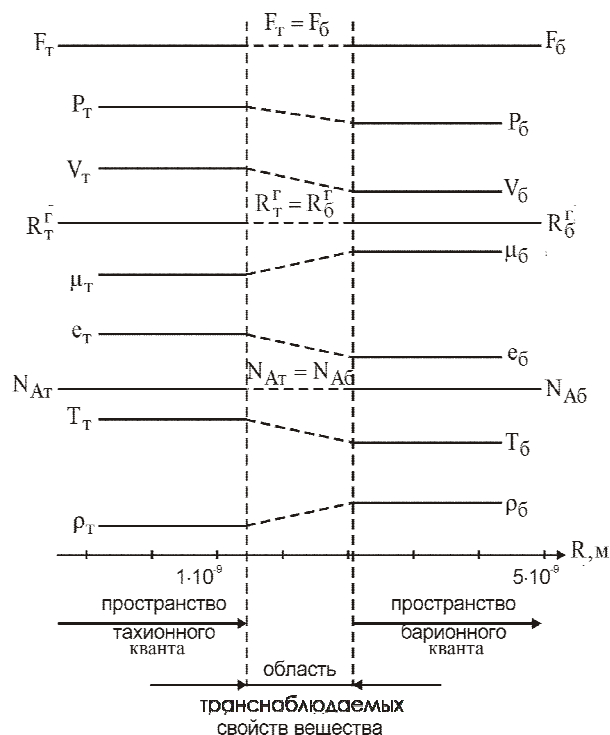


Рис. 3. Схема изменения свойств би-вещества по пространству:

R – пространство; ρ – плотность; T – температура; N_A – число Авогадро; e – элементарный электрический заряд; μ – магнитная индукция; R^r – газовая постоянная; v – скорость; P – давление; F – сила взаимодействия

Все же другие свойства и параметры би-вещества на границах его квантов, такие, как плотность, температура и давление, скорости взаимодействий, элементарный электрический заряд и т.п.,

изменяются скачкообразно. Особенно разителен скачок температур на несколько порядков. Все это означает, что в пространстве $1,5 \cdot 10^{-9} < R < 2,1 \cdot 10^{-9}$ м имеет место область транснаблюдаемых свойств вещества.

Кроме того, в этой же зоне сопряжения поверхностей энергообмена между квантами би-вещества наряду с сохранением физических констант, таких, как число Авогадро ($N_{A6} = N_{At}$) и газовая постоянная ($R_6^r = R_T^r$), свидетельствующих о сохранении массы, имеют место неравенства:

- импульса силы, т.е. $F_6 \tau_6 \neq F_T \tau_T$;
- количества движения, т.е. $M_6 v_6 \neq M_T v_T$,

обусловленные неравенством работ ($\Delta E_6 \neq \Delta E_T$), затрачиваемых квантами на взаимодействия.

Выводы

Использование при моделировании взаимодействия барионного и тахионного квантов принципа относительности Галилея, законов классической механики и термодинамики, а также параметров би-вещества в виде кинетической и потенциальной энергий в индивидуальных системах отсчета, относительное движение которых предопределяется энергиями квантов, позволило оценить физическую относительность масс, расстояний, времени и других важнейших параметров во всех видах взаимодействий и при любых скоростях.

Установлено также, что в зоне сопряжения поверхностей энергообмена между квантами наряду с сохранением физических констант, таких, как число Авогадро ($N_{A6} = N_{At}$) и газовая постоянная ($R_6^r = R_T^r$) (т.е. реализуется закон сохранения массы), имеют место неравенства:

- импульса силы, т.е. $F_6 \tau_6 \neq F_T \tau_T$;
- количества движения, т.е. $M_6 v_6 \neq M_T v_T$,

что обусловлено неравенством работ ($\Delta E_6 \neq \Delta E_T$) затрачиваемых квантами на взаимодействия, и являет-

ся принципиально важным при использовании носителей тахионной энергии в энергоустановках.

Принцип относительности, заложенный в энергетических моделях оценки параметров би-вещества, по толкованию и моделям его реализации имеет отчетливо выраженную физическую сущность, значительно отличающую его от ранее принятого содержания. Но именно на его основе осуществлен прорыв в оценке свойств и параметров такой, пока еще не наблюдаемой, субстанции, как «темная» масса.

Литература

1. Галилея принцип относительности: физический энциклопедический словарь / Под ред. А.М. Прохорова. – М.: Сов. энциклопедия, 1984. – С. 106.

2. Эйнштейн А. Принцип относительности и его следствия / А. Эйнштейн // Сб. науч. тр. – М.: Наука, 1965. – Т. 4. – С. 138-164.

3. Минковский Г. Пространство и время. Принцип относительности / Г. Минковский. – М.: Атомиздат, 1973. – 312 с.

4. Толмачев Н.Г. Би-вещество. Энергетические модели измерения физических параметров [Электронный ресурс] / Н.Г. Толмачев. – Х.: ХАИ, 2007. – Режим доступа к документу: <http://www.khai.edu/download/bi-substance.zip>.

5. Толмачев Н.Г. Определение параметров фотона и магнитного монополя в их электромагнитном взаимодействии / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2008. – № 3(50). – С. 79-84.

Поступила в редакцию 21.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры проектирования самолетов и вертолетов В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПРИНЦИП ВІДНОСНОСТІ В ЕНЕРГЕТИЧНИХ МОДЕЛЯХ ОЦІНЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ РЕЧОВИНИ

М.Г. Толмачов

Присвячується 400-річчю початку астрономічних спостережень, які вперше в 1609 році здійснив Г. Галілей за допомогою створеного ним телескопа. Ці дослідження в подальшому стали причиною для обґрунтування фундаментального принципу - принципу відносності. Вихідні положення принципу відносності Галілея в сполученні із законами класичної механіки є основою таких наукових напрямків, як газова динаміка й термодинаміка, на яких, у свою чергу, базуються сучасні досягнення в дослідженнях космічного простору. Доповнення положень цього принципу новою гіпотезою бі-речовини дозволило вперше кількісно оцінити, параметри так званих "темної" маси й "темної" енергії, відкритих астрономами наприкінці ХХ й початку ХХІ сторіч і надати фізичне тлумачення цього принципу.

Ключові слова: принцип відносності, баріонний та тахіонний кванти, енергетичні еквіваленти.

RELATIVITY PRINCIPLE IN THE SUBSTANCE PARAMETERS ESTIMATION ENERGY MODELS

N.G. Tolmachev

It is devoted to the 400-anniversary of the beginning of astronomical supervision which were carried out by G. Galilej by him created telescope for the first time in 1609. These researches were the reason for his substantiation of a fundamental principle – relativity principle in consequence. Source statements of Galileo's relativity principle in a combination with laws of classic mechanics are a basis of such scientific directions as gas dynamics and thermodynamics; modern achievements in space researches are based on which. Supplement of the principle statements by a new hypothesis of bi-substance, has allowed to estimate quantitatively parameters of so-called "dark" mass and "dark" energy for the first time, which had opened by astronomers at the end of the twentieth and the beginnings of twenty first centuries and to give the physical interpretation of this principle.

Key words: relativity principle, baryon and tachyon quanta, energy equivalents.

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7:621.3

Т.Ю. ИВАНОВА, С.В. ГУБИН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КОРРЕЛЯЦИЯ МЕЖДУ ФРАКТАЛЬНОСТЬЮ ПОВЕРХНОСТИ ЭЛЕКТРОДОВ
ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОГО АККУМУЛЯТОРА И ЕГО ЕМКОСТЬЮ**

Проанализирована необходимость численного моделирования химических и физических процессов происходящих в веществе активной массы электродов электрохимических аккумуляторов в рамках общей задачи диагностики, контроля и прогнозирования основных параметров электропитания систем гарантированного энергоснабжения космических ракетных комплексов (СГЭС КРК). Проанализированы основные деградационные процессы, проходящие в структуре поверхности электрода аккумулятора. Получены фрактальные характеристики поверхности и выявлена связь между фрактальными характеристиками и техническими параметрами электрохимических накопителей.

Ключевые слова: система гарантированного энергоснабжения, электрохимический аккумулятор, поверхность электрода, активная масса, фрактальная геометрия, размерность, пористость, емкость, деградационные процессы.

Введение

Электрохимические аккумуляторы различных типов и конструкций являются неотъемлемой частью любой системы гарантированного энергоснабжения, являясь составной частью всех современных ИБП и обеспечивая постоянную подачу энергии в сеть. Это и определило проблему анализа сети с ИБП и более глубокого контроля и диагностики накопителей энергии, как базовых элементов энергоснабжения. В связи с этим проблема качественного оперативного контроля и диагностирования состояния аккумуляторов, прогнозирования их параметров в любой момент времени на основе известных текущих технических характеристик по данным оперативной диагностики напрямую пересекается и может быть интегрирована в задачу моделирования энергосети.

1. Анализ деградационных процессов в наиболее распространенных типах электрохимических аккумуляторов

Аккумуляторная батарея стареет и изнашивается непрерывно за все время своего существования, начиная с момента изготовления и заканчивая ее утилизацией. Электрохимическими аккумуляторами, получившими наибольшее распространение в качестве вторичного источника питания для систем гарантированного энергоснабжения, являются, пожалуй, свинцовые аккумуляторы и аккумуляторы на основе никеля. Это свинцово кислотные аккумуляторы, никель кадмиевые, никель железные, никель

полимерные. Любой из этих типов аккумуляторов состоит из двух электродов (положительного и отрицательного), электролита и корпуса. Причем емкость аккумулятора (а особенно это касается никелевых аккумуляторов) главным образом определяется количеством активной массы положительного электрода и ее состоянием. Непосредственно после изготовления активная масса имеет специальным образом сформированную, прочную, высокопористую и с большой площадью рабочую поверхность, микрофотография которой представлена на рис. 1.

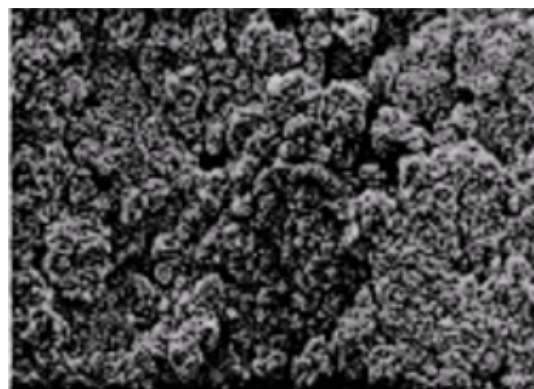


Рис. 1. Поверхность активной массы нового положительного электрода никель кадмиевого аккумулятора при увеличении 500 раз

Накопление энергии в аккумуляторе происходит при протекании химической реакции окисления-восстановления вещества электродов. Таким образом, в процессе циклирования аккумулятора вещество электродов постоянно переходит из одного состояния в другое, что ведет за собой постепенное

изменение структуры активной массы электродов, что проявляется в уменьшении пористости активной массы, укрупнению кристаллов вещества активной массы и т.д. Так, для никель-кадмиевой электрохимической системы, работоспособность герметичных никель-кадмиевых аккумуляторов при эксплуатации определяется главным образом постепенными изменениями, которые происходят в аккумуляторах при циклировании и приводят к неминуемому уменьшению разрядной емкости и напряжения.

Анализ данных об отказах герметичных никель-кадмиевых аккумуляторов показывает, что при их эксплуатации накапливаются эффекты, связанные со следующими факторами [1]:

- потерей активных масс и перераспределением их на электродах;
- понижением рабочей поверхности электродов;
- протеканием процессов, связанных с необратимым потреблением кислорода и воды, а также распадом органических веществ (различных добавок);
- изменением количества и состава электролита и его перераспределением внутри аккумулятора;
- появлением утечек по проводникам 1-го рода в результате роста дендритов металлического кадмия.



Рис. 2. Поверхность активной массы положительного электрода Ni-Cd аккумулятора при увеличении 500 раз спустя 9 месяцев эксплуатации в дежурном режиме

На рис. 2 хорошо видны результаты циклирования аккумуляторной батареи, когда она в течение 9 месяцев работала в дежурном режиме с подзарядом малыми токами в помещении при температуре воздуха +20 °С. Если сравнить поверхность нового электрода (рис. 1) и то, что имеем после шести месяцев эксплуатации, то видим существенное изменение структуры поверхности (в сторону ухудшения) и заметные укрупнение кристаллов активной

массы электрода ЭХА. Разумеется, значительная потеря ёмкости этой аккумуляторной батареи, уже гарантирована.

Таким образом, мы видим, что в процессе эксплуатации активная масса электродов, в особенности положительного, подвержены воздействию целого ряда механизмов износа практически во всех режимах работы аккумулятора. Основными механизмами износа являются разрыхление и оплывание активных масс электродов, электрохимическая коррозия.

В результате циклического изменения плотности активных масс оксидно-никелевого электрода при длительном циклировании аккумуляторов имеет место набухание положительного электрода и снижается его механическая прочность. Ухудшение контакта между основой оксидно-никелевого электрода и активной массой приводит к уменьшению электрической проводимости электрода и снижению емкости аккумулятора [1].

Снижение механической прочности оксидно-никелевого электрода происходит в большей степени при регулярных перезарядках, что связано с эффектами от процесса выделения кислорода в поровом пространстве оксидно-никелевого электрода. При этом в спеченных металлокерамических электродах эти изменения существенно меньше, чем в электродах прессованных.

При циклировании аккумулятора отмечается также укрупнение кристаллической структуры активных масс оксидно-никелевого электрода, что при практически неизменном объеме активной массы влечет за собой уменьшение пористости активной массы и как следствие снижение эффективной рабочей поверхности электрода (той, которая участвует в электрохимической реакции) и далее к существенному снижению емкости аккумулятора.

Все вышеперечисленные процессы явственно проявляются на поверхности электродов аккумулятора, поэтому, анализируя состояние поверхности электрода, представляется возможным определить степень деградации аккумулятора и прогнозировать его текущую емкость [2].

2. Формулирование проблемы

Целью работы является выявление корреляционных зависимостей между основным эксплуатационным параметром любого электрохимического аккумулятора – его емкостью, и характеристиками структуры пористой поверхности электрода электрохимического аккумулятора для создания адекватной математической модели электрохимического аккумулятора. Выбор и описание обобщенных характеристик для дальнейшего количественного анализа происходящих качественных изменений по-

верхности активной массы электрода, емкости аккумулятора для решения задачи оперативной диагностики состояния электрохимического накопителя.

3. Решение проблемы

Поверхность электрода электрохимического аккумулятора представляет собой пористую неоднородную структуру с изломанной геометрией. Вообще пористые материалы представляют своеобразный класс неупорядоченных сред, особенности которых затрудняют применение традиционных методов описания структуры. Для исследования таких поверхностей оказалось эффективным привлечение аппарата фрактальной геометрии, позволяющего адекватно описать параметры строения и связать их с физико-механическими характеристиками.

С точки зрения геометрического строения самоподобные структуры, в том числе статически самоподобные, являются фракталами, а анализ таких структур строится на основе дробных производных.

Фракталами называются геометрические объекты (линии, поверхности, пространственные тела), имеющие сильно изрезанную форму и обладающие свойством самоподобия. Фракталы с большой точностью описывают многие физические явления и образования реального мира: горы, облака, микро-рельефы поверхностей. [3]

4. Практическая реализация

Одним из самых распространенных и перспективных направлений использования теории фракталов является анализ изображений при решении задач классификации и распознавания. Для анализа состояния поверхности электрода предлагается проводить фрактальный анализ изображения этой поверхности, полученный при рентгеноскопических исследованиях.

Анализ снимка заключается в изучении отдельных характеристик, составных частей, фрагментов или отдельных объектов в поле изображения. Следовательно, анализ изображения будет заключаться в определении различных количественных данных изображения, т.е. его параметров.

Основной характеристикой фрактального изображения является его размерность, определяющая сложность фрактала. Чтобы определить фрактальную размерность пространства D , разобьем все n -мерное пространство на малые кубики с длиной ребра ε и объемом ε^n . Пусть $N(\varepsilon)$ – минимальное число кубиков, которые в совокупности полностью покрывают фрактальное множество, тогда по определению фрактальную размерность можно определить по формуле

$$D = - \lim_{\varepsilon \rightarrow \infty} \frac{\ln N(\varepsilon)}{\ln \varepsilon}. \quad (4.1)$$

Для полутоновых изображений имеет смысл определить две фрактальные размерности – для $n = 2$ и для $n = 3$ [4].

Для исследования корреляции пористости и фрактальной размерности были взяты пористые образцы железа и меди с характерными размерами кластеров соответствующими размерам кластеров активной массы электродов. Пористость P пористых образцов задавалась в интервале от 10 до 95%, что обеспечивало различные топологические картины структуры. Именно при пористости до 10% поровое пространство формировалось из изолированных кластеров, представленных отдельными внутризеренными и межзеренными порами. При значениях P 10 – 30%, соответствующих перколяционному переходу, из межзеренных пор образовывался "бесконечный" поровый кластер. Дальнейшее увеличение пористости приводило к тому, что при пористости более 30% поровое пространство были представлены геометрически равноправными взаимопроницаемыми кластерами. При этом объем изолированных внутризеренных пор практически не менялся, их относительный вклад в общую пористость с ростом P уменьшался.

Для фрактального анализа структуры использовался метод островов среза. Этот метод позволял перейти от сложной объемной структуры поровой поверхности к плоскостной системе самоподобных линий, которые образуются при пересечении образцов горизонтальной плоскостью шлифа. Изображения шлифов передавались с оптического микроскопа с помощью согласующего устройства непосредственно в компьютер. Фрактальная размерность границ раздела D вычислялась путем оценки соотношений между периметром L границ раздела и покрываемой ими площадью S [5].

Эти соотношения представлялись в виде

$$L(\delta) = \delta^{1-D} [S(\delta)]^{D/2}, \quad (4.2)$$

где δ – линейный размер эталонной ячейки, с помощью которой проводили измерения. Для железных образцов фрактальная размерность вычислялась как для всего порового пространства, так и отдельно для межзеренных и внутризеренных пор. Для меди значения D находились сразу для всего порового пространства.

Зависимость фрактальной размерности межзеренных пор от величины P имеет более сложный вид. Как следует из рис. 3, при значениях P , меньших порога перколяции, размерность межзеренных пор была близка к единице. В промежутке от 10 до 20% наблюдался скачок фрактальной размерности. Это свидетельствует о существенном усложнении

границ раздела в образцах, что обусловлено образованием "бесконечного" порового кластера из отдельных межзеренных пор. При высоких пористостях (30% и более), соответствующих геометрическому равноправию порового и металлического кластеров, фрактальная размерность плавно увеличивается по прямой с увеличением P [5].

На рис. 4 представлены фрактальные размерности границ всего порового пространства в сопоставлении для железа и меди. Как видно из рис. 4, зави-

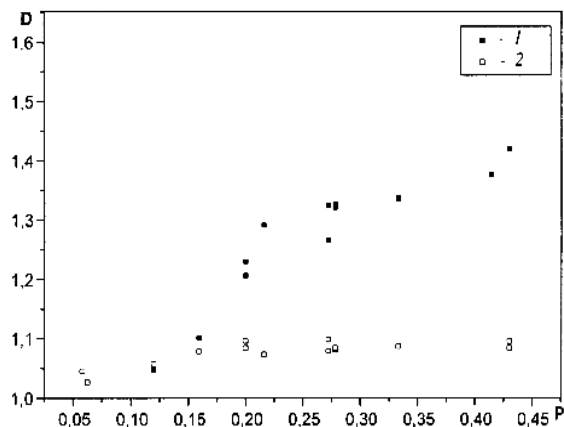


Рис. 3. Зависимость фрактальной размерности границ межзеренных (1) внутризеренных (2) пор от пористости для железа

Заключение

Таким образом, проведенные исследования показали, что фрактальная размерность границ порового пространства существенно зависит от величины пористости и топологических особенностей структуры пористых материалов. Полученные результаты могут быть использованы для описания их строения и для интерпретации зависимостей физико-механических свойств от структуры.

Также доказано, что количественные изменения параметра фрактальной размерности D служат основанием говорить о существенных качественных изменениях в свойствах материалов, т.е. фрактальная размерность характеризует изменение внутренней структуры материала активной массы электрода ЭХА.

Отслеживая изменение D с течением времени можно говорить об увеличении либо уменьшении пористости активной массы электрода электрохимического аккумулятора, и в конечном итоге, об изменении такого макропараметра, как текущая емкость аккумулятора.

Проведя исследование такой корреляции, становится возможным прогнозировать одну из

симости для обоих металлов имеют один и тот же вид. Экспериментальные точки для меди лежат выше, чем в случае железных образцов с той же пористостью. Это связано с несколько иной структурой порового пространства, образуемого при спекании мелкодисперсного медного порошка. Для меди характерно сочетание множества малых пор с крупными порами. Эта структура ближе к идеальным самоподобным объектам, таким как губка Менджера, что и приводит к увеличению значений D [6].

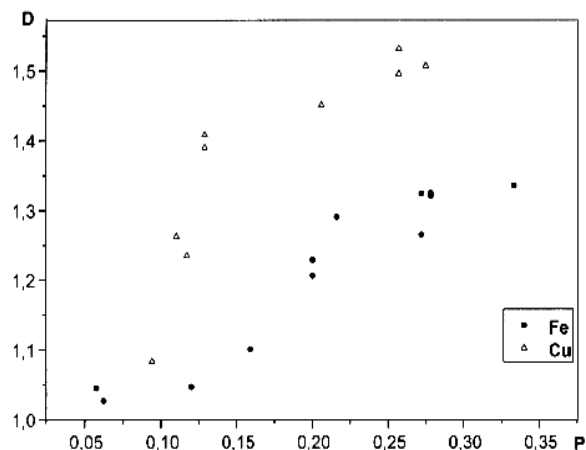


Рис. 4. Зависимость фрактальной размерности границ порового пространства от пористости для железа и меди

главных электрических характеристик аккумуляторных батарей в составе СГЭС КРК в любой момент времени на основе данных о фрактальной размерности поверхности электродов, полученной рентгеноскопическими методами контроля.

Литература

1. Романов В.В. Химические источники тока / В.В. Романов, Ю.М. Хашев. – М.: Сов. радио, 1978. – 264 с.
2. Биргер И.А. Техническая диагностика / И.А. Биргер. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
3. Федер Е. Фракталы / Е. Федер. – М.: Мир, 1991. – 260 с.
4. Синергетика и фракталы в материаловедении / В.С. Иванов, А.С. Баланкин, И.Ж. Бунин, А.А. Оксогов. – М.: Наука, 1994. – 383 с.
5. Поляков В.В. Фрактальный анализ структуры пористых материалов / В.В. Поляков, С.В. Кучерявский // Письма в ЖТФ. – 2001. – Т. 27, вып. 14. – С. 42-45.
6. Mandelbrot B.B. The Fractal Geometry of Nature / B.B. Mandelbrot. – N.Y.: Freeman, 1983. – 480 p.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Харьковский национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

КОРЕЛЯЦІЯ МІЖ ФРАКТАЛІСТЮ ПОВЕРХНІ ЕЛЕКТРОДА ЕЛЕКТРОХІМІЧНОГО АКУМУЛЯТОРА ТА ЙОГО ЄМКІСТЮ

Т.Ю. Иванова, С.В. Губін

Проаналізовано необхідність чисельного моделювання хімічних і фізичних процесів що відбуваються в речовині активної маси електродів електрохімічних акумуляторів в рамках загальної задачі діагностики, контролю та прогнозування основних параметрів електроживлення систем гарантованого енергопостачання. Проаналізовано основні деградаційні процеси, що проходять в структурі поверхні електрода акумулятора. Отримані фрактальні характеристики поверхні і виявлено зв'язок між фрактальними характеристиками і технічними параметрами електрохімічних накопичувачів.

Ключові слова: система гарантованого енергопостачання, електрохімічний акумулятор, поверхня електроду, активна маса, фрактальна геометрія, розмірність, пористість, ємність, деградаційні процеси.

CORRELATION BETWEEN FRACTAL SURFACE ELECTRODES ELECTROCHEMICAL BATTERY AND ITS CAPACITY

T.Yu. Ivanova, S.V. Gubin

We analyzed the need for mathematical modeling of chemical and physical processes taking place in the active mass of electrodes for electrochemical batteries in the common task of diagnosis, monitoring and forecasting of key parameters of power supply systems of guaranteed power supply. Analyzed the main degradation processes taking place in the structure of the surface of the battery electrode. Obtain the fractal characteristics of the surface and revealed the relationship between the fractal characteristics and technical parameters of electrochemical accumulators.

Keywords: system of guaranteed power supply, the electrochemical battery, the electrode surface, the active mass, fractal geometry, dimension, porosity, capacity, degradation processes.

Иванова Татьяна Юрьевна – аспирант кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tatyana_ivanova@ukr.net.

Губин Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент, зав. кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: gubinsv@d4.khai.edu.

УДК 629.7.03.036.3.001.42

Н.А. ШИМАНОВСКАЯ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ДЕТАЛЕЙ
ДЛЯ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА ДВИГАТЕЛЕЙ
МНОГОРЕЖИМНЫХ САМОЛЕТОВ**

Предложена мониторинговая модель динамики температуры детали на основе представления ее переходной характеристики экспоненциальным рядом. Показано, что при изменении режима двигателя переходные характеристики температурного состояния (за исключением небольшого по продолжительности начального участка) могут быть получены смещением по времени соответствующих характеристик в условиях установившегося режима. Получена аналитическая зависимость, описывающая асимптотическое подобие переходных характеристик температуры детали при изменении режима работы двигателя.

Ключевые слова: температура детали, переходная характеристика, идентификация.

Введение

Современные концепции развития авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) требуют значительного, не менее чем в полтора-два раза по сравнению с показателями 80-90-х годов, увеличения прочностных ресурсов при одновременном ужесточении требований к показателям безопасности. Ставятся задачи перехода на более прогрессивные стратегии эксплуатации с предельно полным использованием ресурсных возможностей двигателей, допускающие эксплуатацию с некоторым, допустимым, уровнем повреждения основных деталей при оснащении двигателей системами непрерывного мониторинга выработки ресурса (МВР).

Специфика применения двигателей многорежимных самолетов включает: многократное чередование в ходе полета максимальных и минимальных режимов, многократное изменение высоты и скорости полета и других факторов, существенно влияющих на скорость выработки ресурсов. В отличие от профилей полета транспортных самолетов, профили полетов многорежимных самолетов отличаются большим разнообразием и зачастую не могут быть удовлетворительно обобщены. Для самолетов военной авиации это обусловлено в первую очередь большим разнообразием тактических задач, диктующих профили полета. Наименее «предсказуемы» профили полета самолетов в составе боевой или пилотажной группы. При, в целом, одинаковых условиях полета, количество циклических изменений режима двигателя существенно различно на ведущем и ведомом самолетах.

Основным способом учета особенностей экс-

плуатации двигателей многорежимных самолетов является формирование *обобщенных типовых полетных циклов* (ОТПЦ), отражающих характер эксплуатации двигателей в большинстве предполагаемых условий использования самолета. По результатам испытаний, программа которых формируется на основе принятого ОТПЦ, устанавливаются все виды ресурсов двигателя: полный (проектный), назначенный, до 1-го капитального ремонта и др.

Основной материал

Перечисленные причины вызывают необходимость разработки индивидуальных счетчиков исчерпания ресурсов двигателей многорежимных самолетов, учитывающих основные особенности их использования: большое количество переменных режимов работы, малую продолжительность стационарных режимов, «непредсказуемость» профиля полета, термическую усталость, действие инерционных сил, гироскопических моментов, изменение геометрии проточной части и другие факторы.

В этом отношении перспективны системы МВР, осуществляющие расчет температурного состояния (ТС) и напряженного состояния (НС) основных деталей по компактным, в вычислительном отношении, мониторинговым моделям.

Точность таких моделей напрямую связана с точностью расчета выработанного ресурса. Для мониторинговых моделей ТС оценки допустимой погрешности составляет $\sim 3^\circ\text{C}$ для «горячей части» двигателя и $\sim 10...30^\circ\text{C}$ для «холодной» [1].

Существующие модели ТС на установившихся режимах обладают достаточной точностью. В усло-

виях многорежимных двигателей большую значимость приобретают мониторинговые модели на переходных режимах.

В настоящее время к наиболее перспективным отнесен метод переходных характеристик, предложенный в работе [2]. В его основе – возможность представления решения задачи нестационарной теплопроводности в точке твердого тела с помощью интеграла Стилтеса.

В работе [3] получено удобное для мониторинга решение для температуры в критической точке:

$$t_{кр}(\tau) = t_{кр}(\tau_0) + \int_{\tau_0}^{\tau} P_{кр}(\tau, \eta) \cdot dt_{сткр}(\eta), \quad (1)$$

где $t_{кр}(\tau)$, $t_{кр}(\tau_0)$ – температура в точке в момент времени τ и в начальный момент времени τ_0 ;

$P_{кр}(\tau, \eta)$ – переходная характеристика температуры при единичном ступенчатом изменении входного воздействия в момент времени η ;

$t_{ст}(\eta)$ – температура в точке, соответствующая условному стационарному режиму с входным воздействием момента времени η .

Модель (1) позволяет разделить процесс идентификации динамики ТС на две части:

- получение статической характеристики системы $t_{сткр}$;
- получение ее динамической, ступенчатой переходной характеристики $P_{кр}(\tau, \eta)$.

Получение статической характеристики системы рассмотрено в работе [4].

В работе [3] показана возможность представления ступенчатой переходной характеристики ТС экспоненциальным рядом и предложена методика идентификации его параметров. Тогда переходная характеристика с постоянными условиями теплоотдачи имеет вид:

$$P_{кр}(\tau) = \frac{t}{t_{ст}} = 1 - \sum_{i=1}^{\infty} A_i \cdot \exp\left(-\frac{\tau - \tau_0}{v_i}\right), \quad (2)$$

где A_i , v_i – параметры экспоненциального ряда;
 τ_0 – момент изменения теплоотдачи.

Но использование переходных характеристик ТС с постоянными на протяжении всего процесса условиями теплоотдачи, ведет к значительным ошибкам при расчете ТС по модели (1). При частых изменениях режимов подобная ошибка не устраняется даже при точной аппроксимации зависимостей переходных характеристик от условий теплоотдачи (2). Для получения более точных решений требуются переходные характеристики не с постоянными, а с изменяющимися в ходе процесса условиями теплоотдачи.

Закономерности переходных процессов при изменении условий теплоотдачи в ходе процесса

рассмотрим на примере тела простейшей формы – неограниченной пластины толщиной $2R$.

Для получения переходной характеристики рассмотрим задачу об изменении температуры пластины при ступенчатом изменении температуры среды T_c в момент времени $\tau = 0$. До момента $\tau = \eta$ переходный процесс протекает при постоянном (стартовом) значении коэффициента теплоотдачи α_s , а затем – при изменившемся (финишном) значении α_f .

В интервале времени $0 \leq \tau \leq \eta$ изменение температуры в точке с координатой x описывается решением одномерного уравнения теплопроводности при равномерном начальном распределении температуры [5]:

$$t(x, \tau) = t_0 + (T_c - t_0) \left[1 - \sum_{n=1}^{\infty} \frac{2 \sin \mu_{n_s}}{\mu_{n_s} - \sin \mu_{n_s} \cos \mu_{n_s}} \times \right. \\ \left. \times \cos \mu_{n_s} \frac{x}{R} \exp\left(-\mu_{n_s}^2 \frac{a\tau}{R^2}\right) \right], \quad (3)$$

где t_0 – начальная температура пластины;

μ_{n_s} – корни характеристического уравнения:

$$\operatorname{ctg} \mu = \mu / Bi_s;$$

$Bi_s = \alpha_s R / \lambda$ – число Био при стартовом значении коэффициента теплоотдачи;

λ – коэффициент теплопроводности;

a – коэффициент температуропроводности.

Для описания изменения температуры после изменения теплоотдачи, т.е. при $\eta < \tau < \infty$, можно воспользоваться решением уравнения теплопроводности при неравномерном начальном распределении:

$$t(x, \tau) = T_c - \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\mu_{n_f} \cos(x \mu_{n_f} / R)}{\mu_{n_f} + \sin \mu_{n_f} \cos \mu_{n_f}} \times \\ \times \frac{2}{R} \int_0^R t(x, \tau) \cos \mu_{n_f} \frac{x}{R} \exp\left(-\mu_{n_f}^2 \frac{a(\tau - \eta)}{R^2}\right) dx, \quad (4)$$

где μ_{n_f} – корни характеристического уравнения:

$$\operatorname{ctg} \mu = \mu / Bi_f;$$

$Bi_f = \alpha_f R / \lambda$ – число Био при финишном значении коэффициента теплоотдачи.

Входящее в (4), начальное распределение температуры $t(x, \eta)$ можно найти из выражения (3).

После подстановок получаем выражение для участка температурной переходной характеристики после изменения теплоотдачи ($\tau > \eta$):

$$\Pi(\tau) = \frac{t - t_0}{T_c - t_0} = 1 - \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\mu_{n_f} \cos(x \mu_{n_f} / R)}{\mu_{n_f} + \sin \mu_{n_f} \cos \mu_{n_f}} \times \\ \times \frac{2}{R} \int_0^R \cos(x \mu_{n_f} / R) \exp\left(-\mu_{n_f}^2 \frac{a(\tau - \eta)}{R^2}\right) \times$$

$$\times \sum_{m=1}^{\infty} \frac{2 \sin \mu_{m_s} \cos x(\mu_{m_s} / R)}{\mu_{m_s} + \sin \mu_{m_s} \cos \mu_{m_s}} \exp \left(-\mu_{m_s}^2 \frac{a\eta}{R^2} \right) dx. \quad (5)$$

При достаточно больших временах в динамике переходного процесса реализуется так называемый *регулярный режим* [5], в котором влияние начальных, стартовых условий, играет второстепенную роль. В этом случае из-за быстрого возрастания собственных чисел μ_{n_f} влияние высших гармоник практически не проявляется, μ_{1_f} не зависит ни от координат, ни от времени, и асимптотическая стадия процесса описывается только первой гармоникой:

$$\begin{aligned} \Pi(\tau) \rightarrow & \frac{\mu_{1_f}}{\mu_{1_f} + \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_f}} \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R} \\ & \frac{2}{R} \int_0^R \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R} \exp \left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau - \eta)}{R^2} \right) \times \\ & \times \frac{2 \sin \mu_{1_s}}{\mu_{1_s} + \sin \mu_{1_s} \cos \mu_{1_s}} \cos \mu_{1_s} \frac{x}{R} \cdot \exp \left(-\mu_{1_s}^2 \frac{a\eta}{R^2} \right) dx. \end{aligned} \quad (6)$$

Асимптотическое подобие переходных характеристик после изменения теплоотдачи позволяет использовать для их описания некоторую, *стандартизованную переходную характеристику*, например при постоянной финишной теплоотдаче и нулевом начальном распределении, смещая последнюю на некоторый интервал времени Δs (рис. 1).

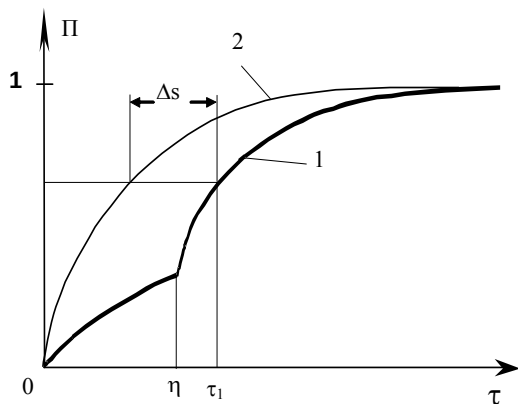


Рис. 1. Преобразование переходной характеристики при постоянной финишной теплоотдаче 1 в переходную характеристику с изменением теплоотдачи в момент η 2

Выражение для стандартизованной переходной характеристики может быть получено из (3):

$$\Pi(\tau) = 1 - \sum_{n=1}^{\infty} \frac{2 \sin \mu_{n_f} \cos \mu_{n_f} \frac{x}{R}}{\mu_{n_f} + \sin \mu_{n_f} \cos \mu_{n_f}} \exp \left(-\mu_{n_f}^2 \frac{a\tau}{R^2} \right). \quad (7)$$

Ее асимптотическая часть, смещенная по времени на Δs :

$$\Pi(\tau) \rightarrow 1 - \frac{2 \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R}}{\mu_{1_f} + \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_f}} \exp \left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau + \Delta s)}{R^2} \right).$$

После приравнивания асимптотических частей характеристик, приведения подобных и перегруппировки получим:

$$\begin{aligned} & \frac{\mu_{1_f}}{\sin \mu_{1_f} \mu_{1_s} + \sin \mu_{1_s} \cos \mu_{1_s}} \cdot \exp \left(-\mu_{1_s}^2 \frac{a\eta}{R^2} \right) \times \\ & \times \exp \left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau - \eta)}{R^2} \right) \frac{1}{R} \int_0^R \cos \mu_{1_s} \frac{x}{R} \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R} dx = \\ & = \exp \left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau + \Delta s)}{R^2} \right). \end{aligned} \quad (8)$$

Интеграл в правой части равен [5]:

$$\begin{aligned} & \frac{1}{R} \int_0^R \cos \mu_{1_s} \frac{x}{R} \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R} dx = \\ & = \frac{\mu_{1_f} \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_s} - \mu_{1_s} \cos \mu_{1_f} \sin \mu_{1_s}}{\mu_{1_f}^2 - \mu_{1_s}^2}. \end{aligned} \quad (9)$$

Для дальнейшего упрощения (8) используем ряд свойств вытекающих из определений μ_{n_s} и μ_{n_f} в (3) и (4):

$$\mu_{1_s} \sin \mu_{1_s} \cos \mu_{1_f} = Bi_s \cos \mu_{1_s} \cos \mu_{1_f};$$

$$\mu_{1_f} \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_s} = Bi_f \cos \mu_{1_f} \cos \mu_{1_s}.$$

А также

$$\cos \mu_{1_s} = \mu_{1_s} \left(\mu_{1_s}^2 + Bi_s^2 \right)^{-1/2};$$

$$\cos \mu_{1_f} = \mu_{1_f} \left(\mu_{1_f}^2 + Bi_f^2 \right)^{-1/2}.$$

Используем еще одну закономерность регулярного режима, приведенную в монографии [5]:

$$\mu_1^2 = \left(\mu_1^2 \right)_{\infty} \left[\frac{1}{1 + A / Bi^k} \right],$$

где $(\mu_1)_{\infty}$ — значение μ_1 при $Bi = \infty$;

A и k — константы (для неограниченной пластины: $A = 2,24$; $k = 1,04$).

Полагая $k=1$, преобразуем (8):

$$\begin{aligned} & \frac{2 Bi_s (Bi_s / A + 1)}{Bi_s^2 + Bi_s + \mu_{1_s}^2} = \\ & = \exp \left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau + \Delta s)}{R^2} + \mu_{1_s}^2 \frac{a\eta}{R^2} + \mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau - \eta)}{R^2} \right). \end{aligned} \quad (10)$$

Условия авиационных двигателей характеризуются значениями чисел Био: $Bi_s = 5 \dots 60$. Им соответствуют значения $\mu_{1_s} = 1,39 \dots 1,55$. В этих условиях левая часть равенства (10), $\frac{2 Bi_s (Bi_s / A + 1)}{Bi_s^2 + Bi_s + \mu_{1_s}^2} = B$, изменяется незначительно и равна примерно 1 (рис. 2). Приняв это значение левой части, найдем решение (10) относительно Δs :

$$\frac{\Delta s}{\eta} = \frac{Bi_f - Bi_s}{Bi_f (1 + Bi_s / A)}. \quad (11)$$

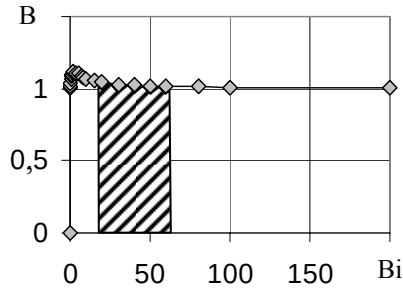


Рис. 2. Зависимость параметра B от критерия Bi

В предположении постоянства входящих в числа Bi величин λ и R

$$\frac{\Delta s}{\eta} = \frac{\alpha_f - \alpha_s}{\alpha_f \left(1 + \frac{\alpha_s R}{\lambda A}\right)}. \quad (12)$$

Характеризуя стартовые и финишные условия теплообмена коэффициентами подобия по теплоотдаче базовому режиму: $k_{\alpha_s} = \alpha_s / \alpha_0$ и $k_{\alpha_f} = \alpha_f / \alpha_0$, получим

$$\frac{\Delta s}{\eta} = \frac{k_{\alpha_f} - k_{\alpha_s}}{k_{\alpha_f} (1 + k_{\alpha_s} K)}, \quad (13)$$

где $K = \frac{\alpha_0 R}{\lambda A}$ – безразмерный параметр, характеризующий условия на базовом режиме.

Таким образом, для моделирования динамики ТС неограниченной пластины в процессах с изменениями теплоотдачи можно использовать формулу стандартизованной переходной характеристики (2), смещаемой по времени на интервал Δs , определяемый формулой (13), т.е.:

$$\Pi(\tau) = 1 - \sum_{i=1}^{\infty} A_i(k_{\alpha}) \exp\left(-\frac{\tau - \eta + \Delta s}{v_i(k_{\alpha})}\right). \quad (14)$$

Возможность использования асимптотического подобия переходных характеристик для моделирования температурных переходных процессов в основных деталях авиадвигателей исследовалась на примере деталей двигателя Д-436ТП.

Рассматривались переходы с режима на режим, характерные для типовых полетных циклов (рис. 3). Путем совмещения переходных характеристик с изменяющейся и постоянной теплоотдачей, полученных по модели высокого уровня, было получено оптимальное смещение соответствующих характеристик. Полученное смещение сравнивалось с рассчитанным по формуле (13). Полученная разница составила не более 1...2 с. Таким образом, входящий в формулу (13) коэффициент K можно идентифицировать путем совмещения финишных частей переходных характеристик при изменяющейся и постоянной теплоотдаче, рассчитанных по модели высокого уровня.

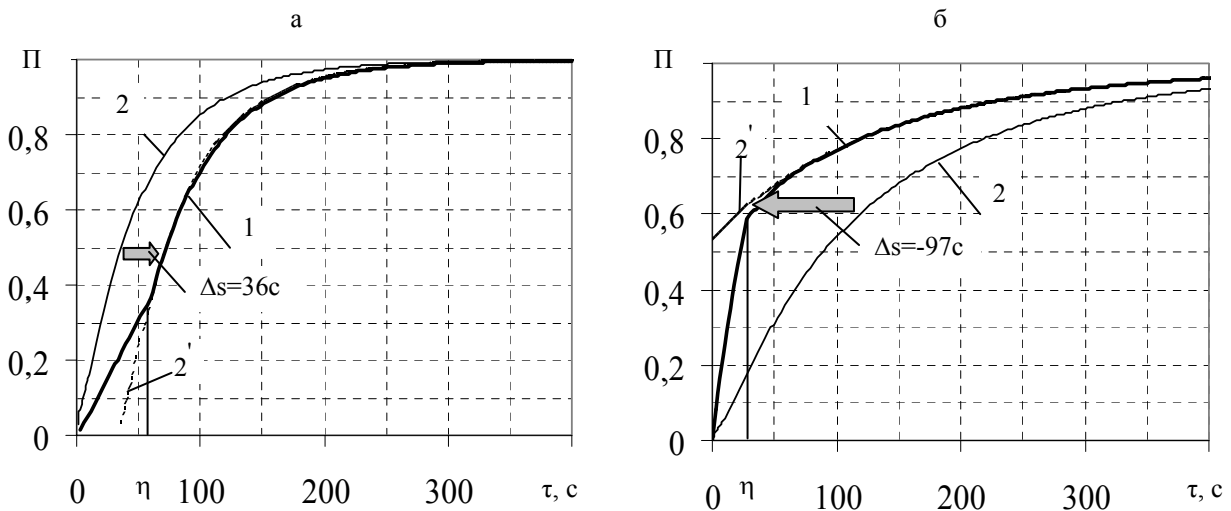


Рис. 3. Асимптотическое подобие переходных характеристик ТС диска ТВ при смене режимов:

а – малый газ (90 с) – 0,4 номинального; б – малый газ (30 с) – взлетный;

1 – переходная характеристика при изменении режима и теплоотдачи в момент η ;

2 – стандартизованная переходная характеристика (при финишной теплоотдаче);

2' – смещенная на Δs стандартизованная характеристика

Полученные результаты подтверждают существование у исследованных деталей двигателей асимптотического подобия переходной характеристики при постоянной (финишной) теплоотдаче и характери-

ки при ступенчатом изменении теплоотдачи в ходе процесса. Подобие наблюдается на заключительном участке переходной характеристики, начинающемся через 5...40 с после изменения теплоотдачи.

Это позволяет рекомендовать использование для мониторинга ТС деталей двигателей многорежимных самолетов модель (1) с заменой в ней переходной характеристики с изменяющейся теплоотдачей переходной характеристикой при постоянной текущей теплоотдаче, смещенной на Δs в соответствии с формулой (13).

Проведенное исследование показало, что погрешность расчета ТС через 10...15 с после изменений теплоотдачи не превысит 1...1.5 °С, что удовлетворяет требованиям к точности мониторинговых моделей ТС, полученным в [1].

Литература

1. Олейник А.В. Требования к точности мониторинга температурного и напряженного состояния основных деталей ГТД при эксплуатации с допустимым уровнем повреждения / А.В. Олейник, Н.А. Шимановская // Вестник двигателестроения: науч.-техн. журн. – 2007. – № 3. – С. 152-155.

2. Олейник А.В. Диагностические модели термонапряженного состояния деталей на основе импульсных характеристик конечно-элементных моделей / А.В. Олейник // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2000. – Вып. 19. – С. 219-222.

3. Олейник А.В. Идентификация динамики температурного состояния деталей для систем мониторинга выработки ресурса ГТД / А.В. Олейник, Н.А. Шимановская // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2008. – № 9/56. – С. 27-30.

4. Олейник А.В. Выбор алгоритмов мониторинга температуры деталей на установившихся режимах для учета выработки ресурса газотурбинного двигателя / А.В. Олейник, Н.А. Шимановская // Авиационно-космическая техника и технология: науч.-техн. журн. – 2003. – № 40/5. – С. 105-108.

5. Лыков А.В. Теория теплопроводности: монография / А.В. Лыков. – М.: Высшая школа, 1967. – 599 с.

Поступила в редакцию 18.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ДИНАМІКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СТАНУ ДЕТАЛЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ МОНІТОРИНГУ ВИРОБІТКУ РЕСУРСУ ДВИГУНІВ БАГАТОРЕЖИМНИХ ЛІТАКІВ

Н.А. Шимановська

Запропоновано модель динаміки температури деталі на основі уявлення її перехідної характеристики експоненціальним рядом. Показано, що при зміні режиму двигуна перехідні характеристики температурного стану (за винятком невеликої за тривалістю початкової ділянки) можуть бути отримані зсувом за часом відповідних характеристик в умовах сталого режиму. Отримана аналітична залежність, що описує асимптотичну подібність перехідних характеристик температури деталі при зміні режиму роботи двигуна.

Ключові слова: температура деталі, перехідна характеристика, ідентифікація.

IDENTIFICATION OF MULTIMODE AIRPLANES GAS TURBINE ENGINES COMPONENTS TEMPERATURE STATE DYNAMICS FOR LIFETIME MONITORING SYSTEMS

N.A. Shimanovskaya

Monitoring models of the basic details temperature dynamic are offered on the basis of representation of their step response by exponential series. It is shown that at the change of engine mode transient characteristic of the temperature state (except for a small on duration initial section) can be got displacement of the at times corresponding transient characteristics, is got in the conditions of the set mode. Analytical dependence, describing asymptotic similarity of the engines components temperature state transient characteristics at the change of the engine mode.

Key words: details temperature, transient characteristics, identification.

Шимановская Наталья Анатольевна – канд. техн. наук, ассистент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shimxai@ukr.net.

УДК 629.7:04

С.Г. КОЛОМИЙЧУК

*Институт промышленного производства и автоматизации им. Фраунгофера
"Fraunhofer IFF", Германия*

РАСЧЕТ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ MATLAB И SIMULINK

Рассмотрена методика расчета остаточного ресурса технических систем с помощью методов нечеткой логики. Показаны этапы создания расчетной модели на примере системы с трехступенчатым турбокомпрессором, используемом для подачи сжатого воздуха в печь высокого давления по переплавке стали. Рассмотрены особенности программирования контроллеров и подбора функций принадлежности для определения остаточного ресурса системы. Приведен пример набора последних для одного из компонентов - воздушного фильтра. Показано моделирование системы в среде SIMULINK и описаны преимущества такого метода построения модели. В качестве результатов расчетов приведены графики изменения остаточного ресурса отдельных компонентов системы с течением времени.

Ключевые слова: остаточный ресурс технической системы, износ, надежность, нечеткая логика, Matlab/Simulink.

Введение

Для планирования стратегии современного технического обслуживания и последующего его проведения очень важно знать остаточный ресурс соответствующего технического устройства. Для этого необходимо учитывать множество факторов, влияющих на его надежность, таких как параметры рабочего процесса и окружающей среды, назначенный ресурс, история ремонтов и т.д. Очень часто невозможно точно математически описать влияние того или иного параметра на износ как отдельного компонента, так и всего технического устройства в целом. В этом случае важную роль играет опыт эксплуатации, знание определенных эмпирических зависимостей, таких как: "высокие колебания ротора – плохое техническое состояние", "повышенный шум в районе подшипников – плохое состояние последних и наоборот отсутствие шума или нормальный шумовой фон, подшипники в норме". Конечно такие параметры как колебания, уровень шума, температура, давление можно измерить, но как тот или иной может описать износ компонента системы математически определить сложно. Здесь необходимо использовать методы схожие с человеческим мышлением, известные как методы "нечеткой логики".

1. Методика расчетов

Математическая теория нечетких множеств (fuzzy sets) и нечеткая логика (fuzzy logic) являются

обобщениями классической теории множеств и классической формальной логики. Данные понятия были впервые предложены американским ученым Лотфи Заде (Lotfi Zadeh) в 1965 г. Основной причиной появления новой теории стало наличие нечетких и приближенных рассуждений при описании человеком процессов, систем, объектов [1].

Разработанная в институте промышленного производства и автоматизации им. Фраунгофера "IFF" методика использует для определения износа и остаточного ресурса технической системы нечеткую логику.

Алгоритм этой методики основан на статистической информации о параметрах рабочего процесса, которые обуславливают износ технического объекта и опытных знаниях полученных при его эксплуатации.

Результатом расчетов по этой методике является четкое количественное представление как об актуальном остаточном ресурсе отдельно взятого технического объекта или технической системы в целом, так и его изменение с течением времени [2].

2. Этапы создания модели и расчет остаточного ресурса технической системы

Создание модели для расчетов остаточного ресурса включает в себя три основных этапа.

Первым является определение связей между объектами в сложной технической системе и построение ее структурной схемы с учетом правил

теории надежности (последовательное, параллельное соединение, резервируемый объект и т.д.). Эта структура будет использоваться в дальнейшем для построения расчетной модели в интерактивной среде моделирования Simulink [3].

В качестве примера на рис. 1 показана структурная схема системы подачи сжатого воздуха в печь высокого давления по переплавке стали на предприятии НКМ Hüttenwerke Krupp Mannesmann GmbH [4].

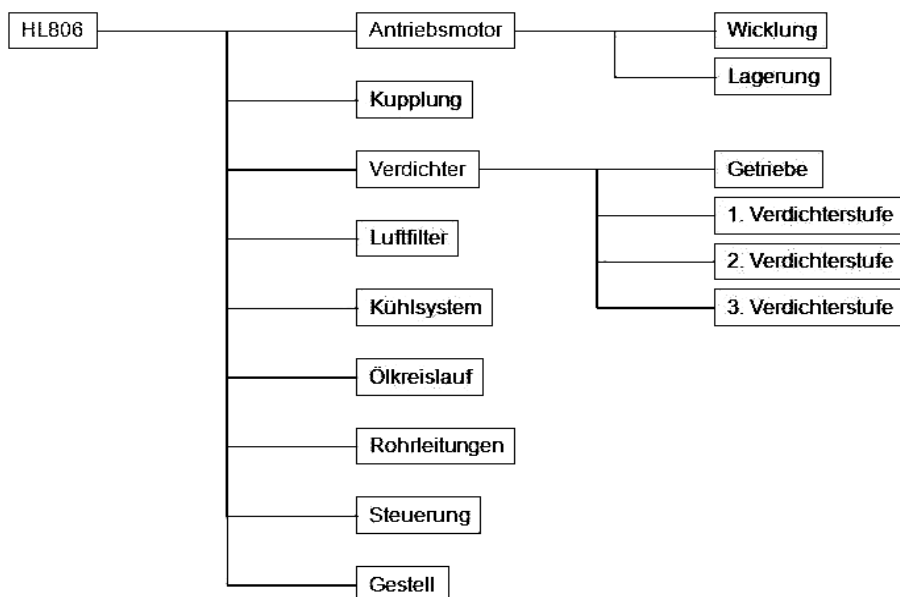


Рис. 1. Структурная схема системы подачи сжатого воздуха в печь высокого давления по переплавке стали

Трехступенчатый турбокомпрессор, входящий в эту систему, представлен на рис. 2.



Рис. 2. Турбокомпрессор серии H фирмы Atlas Copco [5]

Вторым и основным этапом является подготовка и программирование контроллеров, с помощью которых будет вычисляться влияние поведения того или иного параметра рабочего процесса на износ технической системы и на ее остаточный ресурс соответственно.

Характеристикой нечеткого множества выступает функция принадлежности (Membership Function). Обозначим через $MF_c(x)$ – степень принадлежности к нечеткому множеству C , представляющей собой обобщение понятия характеристической функции обычного множества. Тогда нечетким множеством C называется множество упорядоченных пар вида $C = \{MF_c(x)/x\}$, $MF_c(x) (0,1)$. Значение

$MF_c(x) = 0$ означает отсутствие принадлежности к множеству, 1 – полную принадлежность [1, 6].

Основой для проведения операции нечеткого логического вывода является база правил, содержащая нечеткие высказывания в форме "Если - то" и функции принадлежности для соответствующих лингвистических термов. При этом должны соблюдаться следующие условия:

- существует хотя бы одно правило для каждого лингвистического термина выходной переменной;
- для любого термина входной переменной имеется хотя бы одно правило, в котором этот терм используется в качестве предпосылки (левая часть правила).

В противном случае имеет место неполная база нечетких правил.

Программирование контроллеров и выбор соответствующих правил происходит с учетом опыта эксплуатации и мнения обслуживающего персонала о том, насколько определенные явления (повышенный шум, повышенные колебания и т.п.) характеризуют износ технической системы. При этом существует возможность учитывать несколько различных мнений относительно одного и того же явления. Средством для создания и программирования является Fuzzy Toolbox – один из компонентов программного комплекса Matlab. [3, 7] Пример набора функций принадлежности для перепада давления на выходе воздушного фильтра в системе подачи сжатого воздуха в печь высокого давления по переплавке стали приведен на рис. 3.

Выходом данного контроллера является воздействие на ресурс, которое описывает в процентах, насколько загружен фильтр и насколько быстро происходит его износ.

На третьем этапе производится построение по составленной как показано раньше схеме блочной модели в среде интерактивного моделирования Simulink, где в качестве компонентов системы применяются запрограммированные контроллеры. Входами последних являются параметры рабочего процесса и характеристики (возраст, время эксплуатации) соответствующего компонента. Выходом таких контроллеров может быть либо сразу остаточный ресурс компонента (контроллеры второго типа, в которых учитывается только возраст компонента и время его эксплуатации), либо величина воздействия на ресурс (контроллеры

первого типа входом которых являются только параметры рабочего процесса). [2] При наличии контроллеров первого типа, для этого же объекта всегда есть еще и контроллер второго типа, который учитывая выход первого, рассчитывает актуальный остаточный ресурс объекта. Таким образом, можно увидеть не только то, насколько более жесткие условия эксплуатации (повышенные нагрузки и т.п.) снижают срок службы компонента, так и наоборот более щадящие режимы продлевают долговечность, как отдельного объекта, так и всей системы в целом.

Остаточный ресурс узлов такой модели рассчитывается по классической теории надежности в зависимости от соединения в нем компонентов (параллельно, последовательно). Фрагмент такой модели можно увидеть на рис. 4.

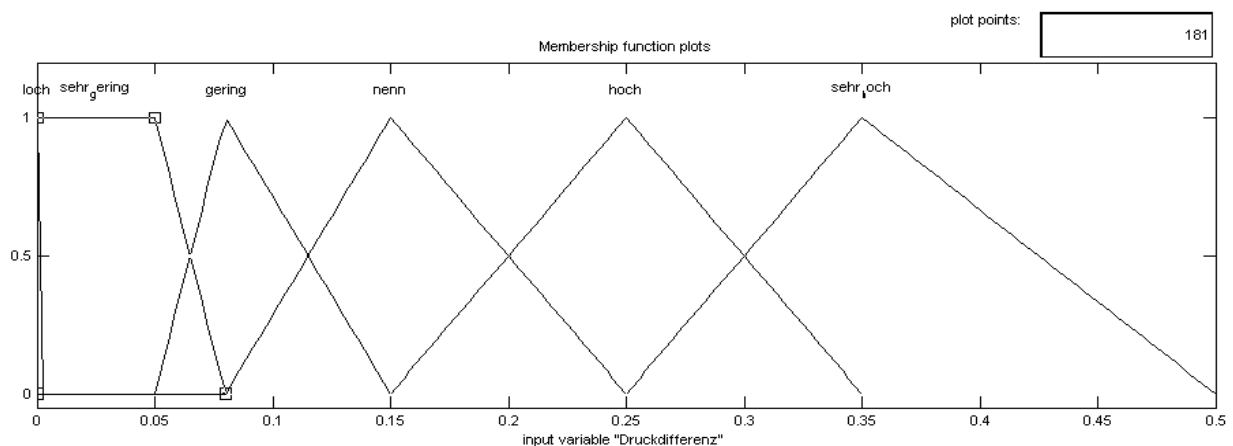


Рис. 3. Функции принадлежности для перепада давления на выходе воздушного фильтра

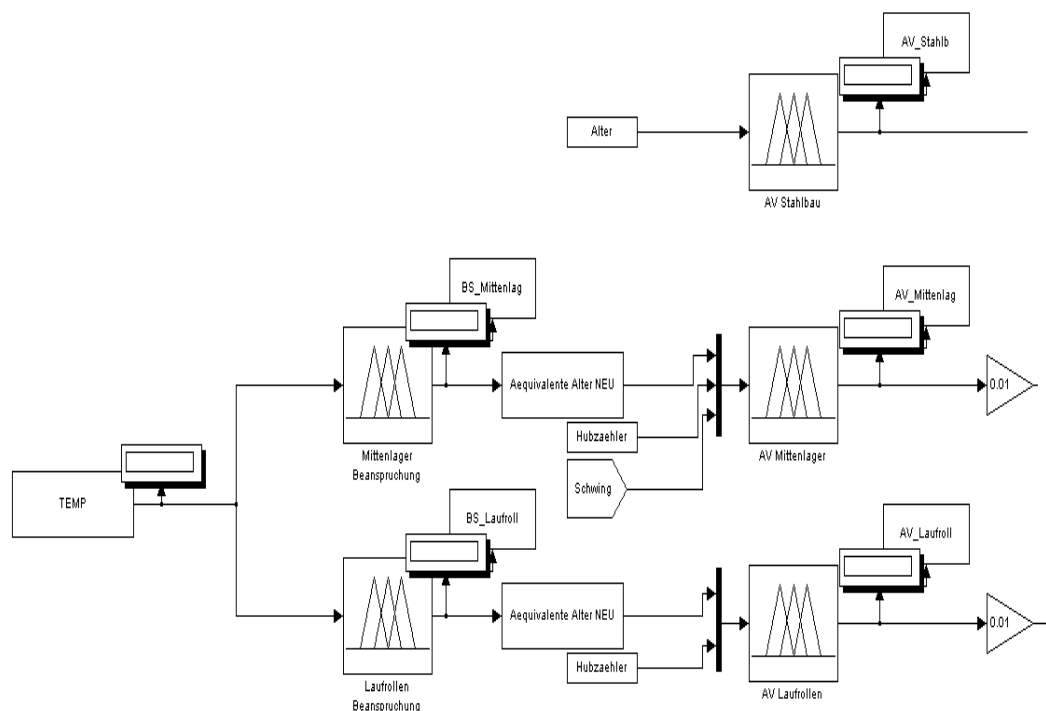


Рис. 4. Фрагмент модели системы подачи сжатого воздуха в печь высокого давления по переплавке стали, созданной с помощью Simulink

В результате расчетов получены изменения значений остаточного ресурса всех компонентов системы. Это дает возможность своевременно выявить неисправные или близкие к выходу из строя элементы, и принять необходимые меры по предотвращению поломки всей системы, что в значительной мере может облегчить принятие решений при разработке стратегии дальнейшей эксплуатации и графика проведения

возможных работ по обслуживанию и ремонту. Примеры результатов расчетов приведены в виде кривых изменения остаточного ресурса на графиках (рис. 5 и 6). По оси абсцисс отложено время эксплуатации в часах, а по оси ординат – остаточный ресурс компонента в процентах. На одном из графиков (рис. 5) можно увидеть скачок, обусловленный заменой износившегося воздушного фильтра на новый.

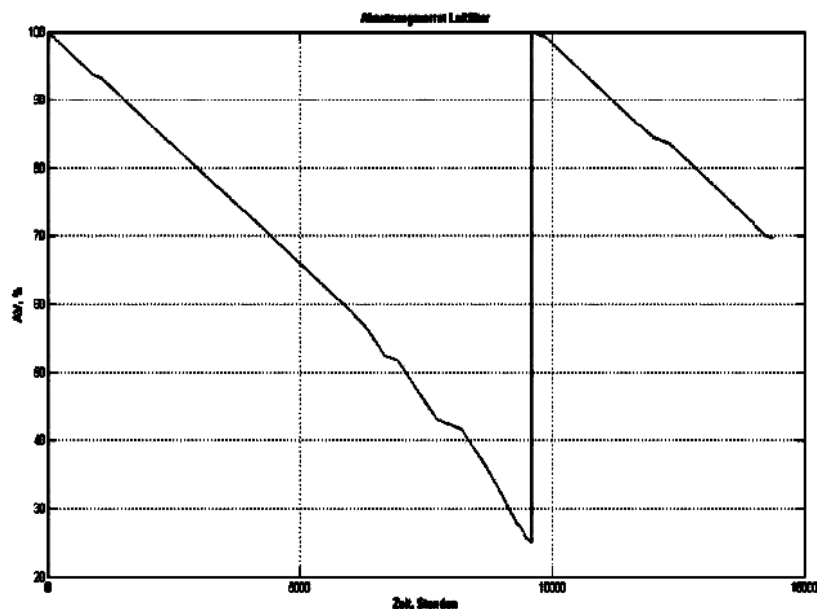


Рис. 5. Изменение остаточного ресурса воздушного фильтра с течением времени

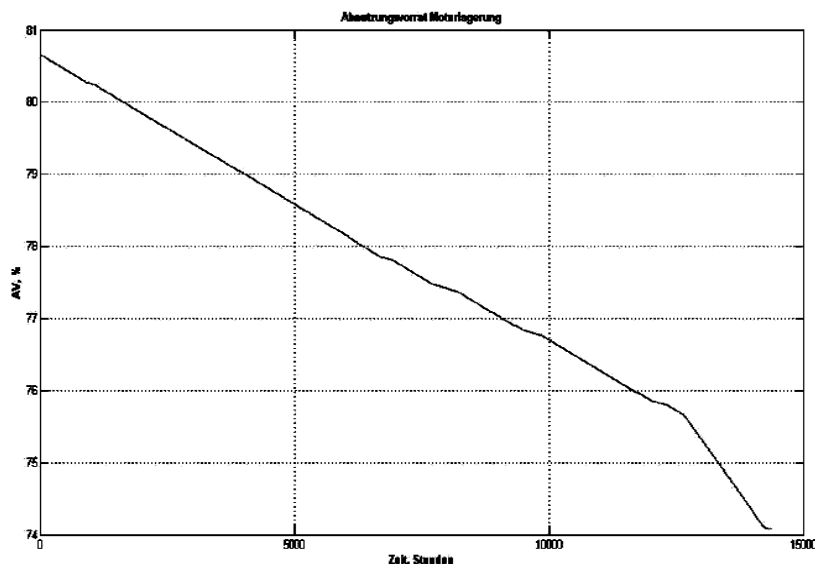


Рис. 6. Изменение остаточного ресурса крепления электродвигателя с течением времени

Выводы

Предложенная модель позволяет эффективно определять остаточный ресурс, как отдельных компонентов системы, так и ее узлов. А построение с помощью Simulink облегчает процесс отладки, путем наглядного представления всех частей системы, а также дает воз-

можность компилировать модель в независимую от приложений Matlab библиотеку и использовать ее для последующих расчетов без наличия вышеописанного программного комплекса на компьютере. Примером применения независимых от Matlab моделей служит программный комплекс, разработанный в институте Фраунгофера – Statellogger [8].

Дальнейшими задачами исследования является разработка методики компенсации возможных ошибок при программировании контроллеров, при помощи создания так называемых гибридных: нечетких нейронных сетей (ANFIS). С одной стороны, они позволяют разрабатывать и представлять модели систем в форме правил нечетких продукций, которые обладают наглядностью и простотой содержательной интерпретации. С другой стороны, для построения правил нечетких продукций будут использоваться методы нейронных сетей, что является более удобным и менее трудоемким процессом для системных аналитиков, что особенно актуально для решения слабо или плохо структурированных задач прикладного системного анализа.

Литература

1. Леоненков А.В. Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH / А.В. Леоненков. – СПб., 2005. – 719 с.
2. Ryll Frank. Gestaltung einer zustandsorientier-

ten Instandhaltungsstrategie auf der Grundlage einer erfahrungsbasierten Bewertung von Abnutzungsvorräten in technischen Anlagen Zugl / Frank Ryll: Magdeburg, Univ., Fak. für Maschinenbau, Diss., 2008; Stuttgart: Fraunhofer IRB Verl.; XXII, 255 S.

3. MatLab, The MathWorks Inc., Natick (USA) [Электронный ресурс]. – Режим доступа к документу: <http://www.mathworks.com>.

4. HKM Hüttenwerke Krupp Mannesmann GmbH [Электронный ресурс]. – Режим доступа к документу: <http://www.hkm.de>.

5. Atlas Copco Kompressoren und Drucklufttechnik GmbH, Essen [Электронный ресурс]. – Режим доступа к документу: <http://www.atlascopco.com>.

6. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений / Л. Заде. – М.: Мир, 1976. – 165 с.

7. Дьяконов В.П. Математические пакеты расширения Matlab. Специальный справочник / В.П. Дьяконов, В.П. Круглов. – СПб.: Питер, 2001. – 467 с.

8. Statellogger [Электронный ресурс]. – Режим доступа к документу: <http://www.statellogger.de>.

Поступила в редакцию 21.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского. "ХАИ", Харьков, Украина.

РОЗРАХУНОК ЗАЛИШКОВОГО РЕСУРСУ ТЕХНІЧНОЇ СИСТЕМИ ЗА ДОПОМОГОЮ МЕТОДІВ НЕЧІТКОЇ ЛОГІКИ З ВИКОРИСТАННЯМ ПРОГРАМНИХ КОМПЛЕКСІВ MATLAB ТА SIMULINK

С.Г. Коломійчук

Розглянута методика розрахунку залишкового ресурсу технічних систем за допомогою методів нечіткої логіки. Показані етапи створення розрахункової моделі на прикладі системи з тріступневим турбокомпресором, який використовується для подачі стислого повітря в піч високого тиску по переплавці сталі. Розглянуті особливості програмування контролерів і підбору функцій приналежності для визначення залишкового ресурсу системи. Наведений приклад набору останніх для одного з компонентів - повітряного фільтру. Показано моделювання системи в середовищі SIMULINK і описані переваги такого методу побудови моделі. Як результати розрахунків приведені графіки зміни залишкового ресурсу окремих компонентів системи протягом часу.

Ключові слова: залишковий ресурс технічної системи, знос, надійність, нечітка логіка, Matlab/Simulink.

CALCULATION OF A RESIDUAL LIFE OF TECHNICAL SYSTEM BY MEANS OF FUZZY LOGIC METHODS USING MATLAB AND SIMULINK

S.G. Kolomiichuk

The design procedure of a residual life of technical systems by means of fuzzy logic methods is considered. Stages of settlement model creation on an example of system with three-stage turbocompressor, used for giving of compressed air in the high pressure furnace on a steel meltdown are shown. Features of controllers programming and selection of membership functions to definition of a residual life of system are considered. The example of those functions for one of components - the air filter is resulted. Modeling of system in SIMULINK is shown and advantages of such method of construction of a model are described. As results of calculations schedules of residual life changes of separate components of the system in the course of time are shown.

Key words: residual life of technical system, wear, reliability, Fuzzy-Logic, Matlab/Simulink.

Коломійчук Сергей Геннадьевич – н.с. Института промышленного производства и автоматизации им. Фраунгофера "Fraunhofer IFF", Магдебург, Германия, e-mail: Sergii.Kolomiichuk@iff.fraunhofer.de.

УДК 621.452.3.01:621.362.1.001.3

С.В. ЕПИФАНОВ, А.А. ШПИЛЕВОЙ, С.И. СУХОВЕЙ

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

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕРМОПАР ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ

Исследована методика идентификации динамических характеристик термопары авиационного ГТД с учетом условий ее установки в проточной части. Подход включает теоретические исследования, обоснование выбора математической модели термопары, разработку программы для идентификации ее постоянной времени и анализ критериев качества идентификации. Получена модель, описывающая динамику термопары в диапазоне рабочих режимов двигателя. Подготовлена методическая основа для идентификации динамических характеристик термопар на других режимах работы двигателя, в частности – на режиме запуска.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, термопара, динамическая модель, постоянная времени, идентификация.

Введение

Одной из основных задач управления газотурбинными двигателями является ограничение значения температуры газов в турбине на всех режимах работы двигателя. Кроме того, на режиме запуска требуется ограничение скорости роста температуры.

Требования к точности выполнения этих ограничений высоки, так как их нарушение приводит к интенсивному расходованию ресурса деталей турбины. Основным фактором, влияющим на качество управления, в данном случае является точность определения текущих значений температуры. Эти значения определяются методом прямого измерения с помощью термопар. Штатные термопары изготовлены из проволоки большого диаметра, поэтому на переходных режимах работы двигателей имеют значительную динамическую погрешность. Для ее компенсации необходимо знать динамическую модель термопары, связывающую ее показания (регистрируемую температуру $T_{ТП}$) с фактическим значением температуры газа $T_{Г}$. Для термопар типа Т-80 или Т-148, используемых в ГТД, эта модель описывается уравнением

$$\varepsilon \frac{dT_{ТП}}{dt} + T_{ТП} = T_{Г}, \quad (1)$$

где ε – постоянная времени термопары.

Зависимость постоянной времени от режима работы двигателя представляется зависимостью [1]

$$\varepsilon = \varepsilon_0 \left(\frac{p_0 V_0}{pV} \right)^h, \quad (2)$$

где p, p_0 – текущее и базовое значения давления;

V, V_0 – текущее и базовое значения скорости;

ε_0 – базовое значение постоянной времени;

h – показатель степени ($h = 0,81$).

Модель термопары (1), (2) позволяет сформировать динамический корректор [2] – форсирующее звено, обеспечивающее косвенное определение текущей температуры по показаниям термопары.

Анализ работы систем автоматического управления (САУ), синтезированных с использованием модели термопары (1), (2), показал, что динамические свойства САУ на низких режимах работы двигателя могут оказаться неудовлетворительными из-за погрешностей указанного корректора.

Источник этих погрешностей можно определить, проведя анализ формулы (2): на низких режимах при $V \rightarrow 0$ значение $\varepsilon \rightarrow \infty$, в результате чего значения постоянной времени оказываются заниженными, а значения температуры на выходе корректора – завышенными.

Это обуславливает необходимость выполнения дополнительных исследований зависимости динамических характеристик термопар от условий работы ГТД.

1. Постановка задачи

Данное исследование выполнено с использованием результатов испытаний двухвального турбореактивного двухконтурного двигателя в диапазоне режимов от малого газа до максимального. Измерялась температура газа за турбиной. Рядом со штатными термопарами Т-148-2 (диаметр электродов 1,2 мм), были установлены кабельные термопары

(диаметр 0,3 мм). После запуска двигателя и выхода на режим малого газа выполнялись частичные прие-мистости с небольшим диапазоном изменения ре-жима, затем – сбросы в обратном порядке и останов. Частота регистрации показаний термопар – 100 Гц.

Таким образом, исходные данные для анализа представлены как набор зависимостей от времени показаний штатной T_{sht} и кабельной T_{kab} термопар.

Необходимо найти зависимость постоянной времени ε от режима работы двигателя. Поскольку параметры рабочего процесса p и V , входящие в формулу (2), связаны между собой условиями рабо-ты проточной части, они не могут рассматриваться как независимые переменные – аргументы модели. Кроме того, они не измеряются. Поэтому в качестве аргумента, представляющего режим работы двига-теля при определении постоянной времени, будем использовать частоту вращения ротора высокого давления:

$$\varepsilon = f(n_{\text{ВД}}). \quad (3)$$

Тогда в общем виде рассматриваемая задача может быть представлена как задача параметриче-ской идентификации термопары с использованием

модели (1), (3), структура решения которой пред-ставлена на рис. 1.



Рис. 1. Общая схема идентификации показаний термопары

2. Методика идентификации

Для реализации структуры, представленной на рис. 1, необходимо сформировать следующие эле-менты:

- структуру модели объекта;
- критерий качества модели;
- алгоритм коррекции параметров модели с целью улучшения ее качества.

Возможные варианты первых двух элементов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Модели и критерии качества идентификации

Модель	$\varepsilon_{\text{sht}} \frac{dT_{\text{sht}}}{d\tau} + T_{\text{sht}} = T_{\Gamma}$	$\varepsilon_{\text{sht}} \frac{dT_{\text{sht}}}{d\tau} + T_{\text{sht}} = \varepsilon_{\text{kab}} \frac{dT_{\text{kab}}}{d\tau} + T_{\text{kab}}$
Критерии качества	$\Phi_3 = \int_{\tau_{\text{нач}}}^{\tau_{\text{кон}}} (T_{\text{sht}} - T_{\text{sht.mod}})^2 d\tau$	$\Phi = \int_{\tau_{\text{нач}}}^{\tau_{\text{кон}}} (T_{\text{sht}} - T_{\text{sht.mod}})^2 d\tau$ $\Phi_1 = \int_{\tau_{\text{нач}}}^{\tau_{\text{кон}}} (T_{\text{kab}} - T_{\text{kab.mod}})^2 d\tau$ $\Phi_2 = \Phi + \Phi_1$

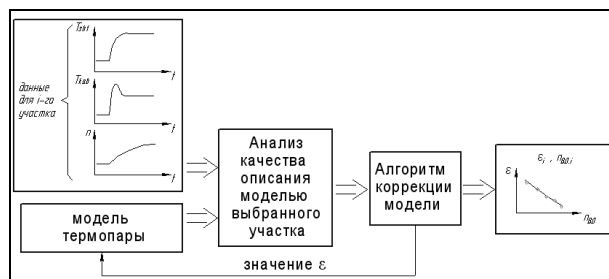


Рис. 2. Схема идентификации показаний термопары с автономным анализом участков

Простейшую структуру имеет модель (1) с по-стоянным коэффициентом, которую можно приме-нить к каждому участку эксперимента отдельно. Поэтому в дальнейшем мы будем рассматривать

общую задачу, представленную на рис. 1, как после-довательность задач параметрической иденти-фикации для каждого i -го участка (переходного режима), с последующим использованием полученных значе-ний ε_i для формирования искомой зависимости $\varepsilon(n_{\text{ВД}})$. Соответствующая схема представлена на рис. 2.

3. Выбор расчетной модели

На первый взгляд, инерционность кабельной термопары существенно меньше, чем штатной, и ею можно пренебречь. Тогда показания кабельной тер-мопары можно использовать как истинные значения температур газа, и справедлива модель

$$\varepsilon_{\text{sht}} \frac{dT_{\text{sht}}}{d\tau} + T_{\text{sht}} = T_{\text{kab}}. \quad (4)$$

С другой стороны, исходя из того, что обе термопары расположены вместе в одной среде газового потока, можно приравнять левые части уравнений динамики обеих (штатной и кабельной) термопар:

$$\varepsilon_{\text{sht}} \frac{dT_{\text{sht}}}{d\tau} + T_{\text{sht}} = \varepsilon_{\text{kab}} \frac{dT_{\text{kab}}}{d\tau} + T_{\text{kab}}. \quad (5)$$

Сформируем критерий качества модели на основе метода наименьших квадратов (МНК). Исходные данные однородны и не содержат выбросов, а характер распределения разброса значений показаний термопар близок к нормальному закону. Как известно, в этих условиях МНК является эффективным методом, то есть обеспечивает минимальный разброс оценок.

Для модели (4) критерий качества имеет вид

$$\Phi_3 = \int_{\tau_{\text{нач}}}^{\tau_{\text{кон}}} (T_{\text{sht}} - T_{\text{sht.mod}}^*)^2 d\tau, \quad (6)$$

где T_{sht} – значения, измеряемые штатной термопарой в каждый момент времени с заданной частотой;

$T_{\text{sht.mod}}^*$ – значения показаний штатной термопары, вычисленные путем подстановки T_{kab} в правую часть модели (4).

Критерий (6) является функцией одной переменной, которую легко визуализировать. Ее вид для данных, соответствующих переходу с $n_{\text{ВД}}=19170$ об/мин до $n_{\text{ВД}}=19580$ об/мин, представлен на рис. 3.

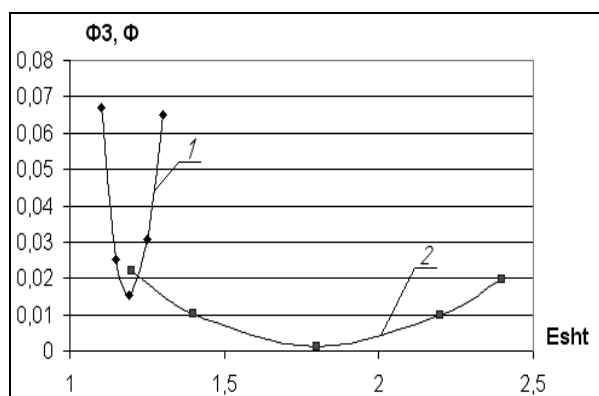


Рис. 3. Критерии качества моделей (4) и (5)

Значение $\varepsilon_{\text{sht}}^*$, соответствующее минимуму критерия, является МНК-оценкой постоянной времени штатной термопары.

Сделанное выше предположение о безынерци-

онности кабельной термопары требует проверки. Сформировать критерий качества модели, учитывающий инерционность кабельной термопары, можно на основе модели (5). В этой модели два неизвестных параметра, поэтому критерий качества модели штатной термопары преобразуется к виду

$$\Phi = \int_{\tau_{\text{нач}}}^{\tau_{\text{кон}}} (T_{\text{sht}} - T_{\text{sht.mod}})^2 d\tau, \quad (7)$$

где $T_{\text{sht.mod}}$ – значения показаний штатной термопары, вычисленные путем подстановки T_{kab} в правую часть модели (5).

Критерий Φ в виде линий уровня для рассматриваемого примера представлен на рис. 4, а сечение функции $\Phi(\varepsilon_{\text{sht}}, \varepsilon_{\text{kab}})$, проходящее через ее глобальный минимум – на рис. 3.

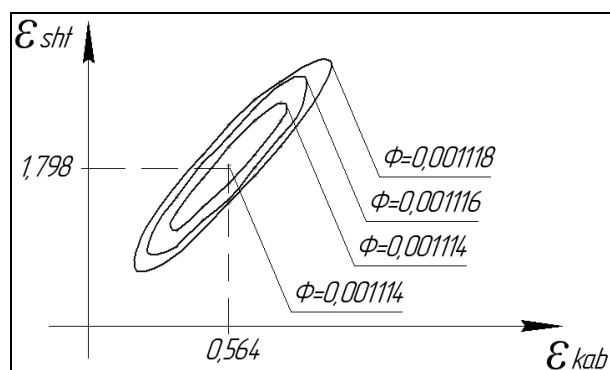


Рис. 4. Критерий качества Φ

Как видно из рис. 3, пренебрежение инерционностью кабельной термопары приводит к систематической погрешности оценивания ε_{sht} в сторону меньших значений. Поэтому в дальнейшем анализ выполнен с учетом инерционности кабельной термопары по модели (5).

4. Результаты расчетов

Расчеты производились в программной оболочке VisSim. Структура программы представлена на рис. 5.

Из общего набора имеющихся исходных данных (рис. 6) были рассмотрены этапы приемистости двигателя (участок II), на каждом из которых были выделены установившиеся и переходные режимы, обозначенные соответственно цифрами 1 и 2.

На каждом из установившихся и переходных режимов было произведено оценивание постоянных времени $\varepsilon_{\text{sht}}, \varepsilon_{\text{kab}}$ с помощью модели (5) и критерия Φ , результаты которого представлены в табл. 2 и на рис. 7.

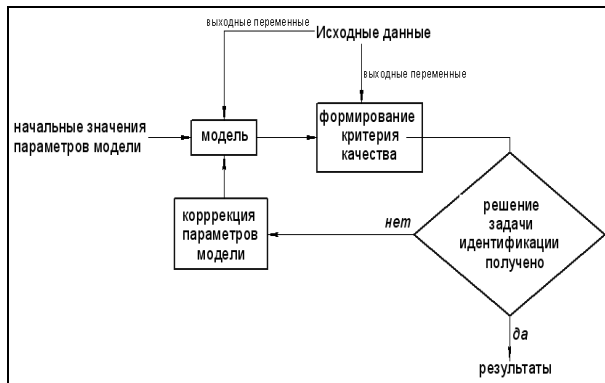


Рис. 5. Структура программы идентификации

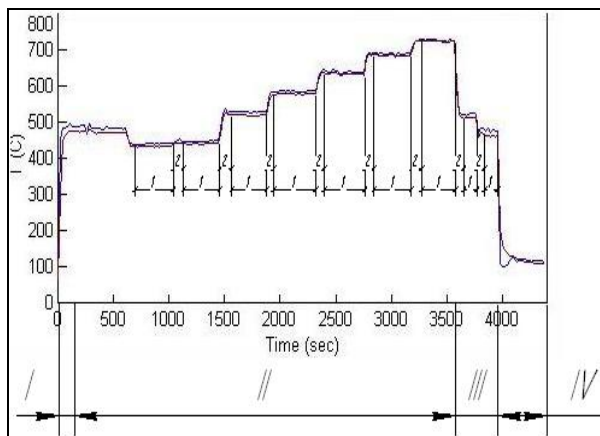


Рис. 6. Рабочий цикл двигателя при испытаниях

Таблица 2
Результаты идентификации ε_{sht} , ε_{kab}
на этапах приемистости

Переходные режимы						
$n_{ВД}$	$\varepsilon_{sht,n}$	$\varepsilon_{kab,n}$	n	Φ_{min}	выбор-ка	погреш-ность
15210	3,0716	0,8532	3,600094	3,7258	89,99	0,041
16160	2,678	0,744	3,599462	3,6354	60,7	0,06
17130	1,728	0,48	3,6	1,3728	50,08	0,027
18040	1,745	0,485	3,597938	1,2018	37,3	0,032
18790	1,3188	0,3663	3,600328	0,9575	33	0,029
19340	1,2822	0,3562	3,599663	0,4909	17,2	0,029
Установившиеся режимы						
$n_{ВД}$	$\varepsilon_{sht,n}$	$\varepsilon_{kab,n}$	n	Φ_{min}	выбор-ка	погреш-ность
14870	4,2656	1,1849	3,599966	9,3117	313	0,03
15550	2,8944	0,804	3,6	5,318	187	0,028
16630	2,1957	0,6099	3,600098	8,79	266	0,033
17600	1,9228	0,534	3,600749	11,6782	329	0,035
18420	1,45	0,4033	3,595338	13,6029	373	0,036
19170	1,349	0,3748	3,599253	13,0979	351	0,037
19600	1,2825	0,3623	3,539884	10,805	286	0,038

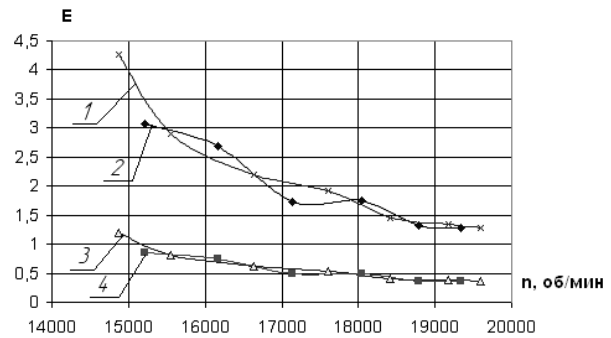


Рис. 7. Сводный график:

1, 2 – значения ε_{sht} на установившихся и переходных режимах; 3, 4 – значения ε_{kab} на установившихся и переходных режимах

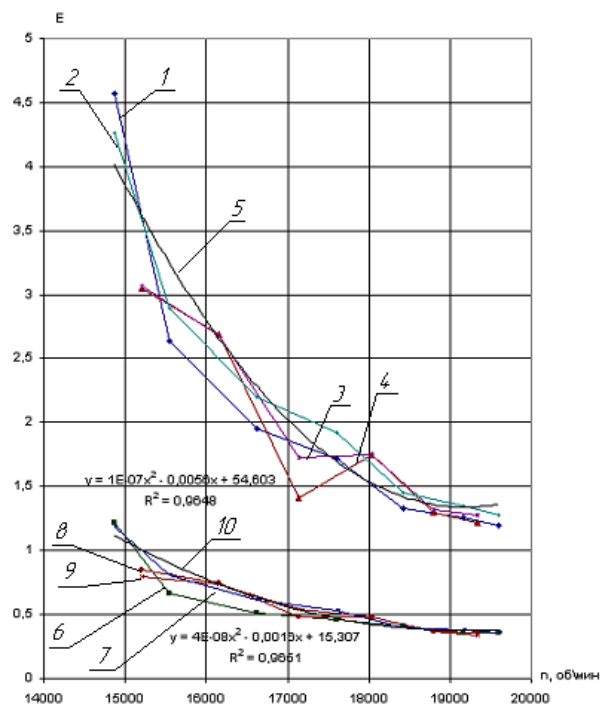


Рис. 8. Аппроксимационная модель:

1, 4 – значения ε_{sht} на установившихся и переходных режимах; 6, 9 – значения ε_{kab} на установившихся и переходных режимах; 2, 3 – значения ε_{sht} на установившихся и переходных режимах при идентификации с фиксированным значением $n = \varepsilon_{sht} / \varepsilon_{kab} = 3,6$; 7, 8 – значения ε_{kab} на установившихся и переходных режимах при идентификации с фиксированным значением $n = \varepsilon_{sht} / \varepsilon_{kab} = 3,6$; 5, 10 – линии тренда для $f = \varepsilon_{sht}(n)$ и $f = \varepsilon_{kab}(n)$

В завершение, согласно методике, представленной на рис. 2, при помощи программы Microsoft Excel была получена аппроксимационная модель (3).

Аппроксимация выполнена полиномами 2-го порядка. Их уравнения, а также значения выборочных дисперсий R^2 , представлены на рис. 8.

5. Сравнительный анализ критериев качества модели

Для сравнения результатов идентификации, получаемых по критериям Φ и Φ_1 , были выполнены дополнительные расчеты по критерию качества идентификации Φ_1 , представленные в табл. 3 и на рис. 9.

Таблица 3

Сравнительный анализ результатов идентификации по критериям Φ и Φ_1

Оценивание ε_{sht} с учетом невязки Φ_1

Переходные режимы

пВД	$\varepsilon_{\text{sht}_n}$	$\varepsilon_{\text{kab}_n}$	n	$\Phi_{1.\text{min}}$	выборка	погрешность
15210	3,0716	0,8532	3,600094	3,7258	89,99	0,041
16160	2,678	0,744	3,599462	3,6354	60,7	0,06
17130	1,728	0,48	3,6	1,3728	50,08	0,027
18040	1,745	0,485	3,597938	1,2018	37,3	0,032
18790	1,3188	0,3663	3,600328	0,9575	33	0,029
19340	1,2822	0,3562	3,599663	0,4909	17,2	0,029

Установившиеся режимы

пВД	$\varepsilon_{\text{sht}_y}$	$\varepsilon_{\text{kab}_y}$	n	$\Phi_{1.\text{min}}$	выборка	погрешность
14870	4,2656	1,1849	3,599966	9,3117	313	0,03
15550	2,8944	0,804	3,6	5,318	187	0,028
16630	2,1957	0,6099	3,600098	8,79	266	0,033
17600	1,9228	0,534	3,600749	11,6782	329	0,035
18420	1,45	0,4033	3,595338	13,6029	373	0,036
19170	1,349	0,3748	3,599253	13,0979	351	0,037
19600	1,2825	0,3623	3,539884	10,805	286	0,038

Оценивание ε_{kab} с учетом невязки Φ_2

Переходные режимы

пВД	$\varepsilon_{\text{sht}_n}$	$\varepsilon_{\text{kab}_n}$	n	$\Phi_{2.\text{min}}$	выборка	погрешность
15210	3,82164	1,06157	3,599989	270,644	89,99	3,007
17130	1,5855	0,440418	3,599989	284,981	50,08	5,691
19340	1,19155	0,330985	3,600012	284,75	17,2	16,555

Установившиеся режимы

пВД	$\varepsilon_{\text{sht}_y}$	$\varepsilon_{\text{kab}_y}$	n	$\Phi_{2.\text{min}}$	выборка	погрешность
14870	2,91587	0,809964	3,6	84,9617	313	0,271
17600	1,23269	0,342414	3,599999	50,6073	329	0,154
19600	1,26786	0,352182	3,600014	16,2785	286	0,057

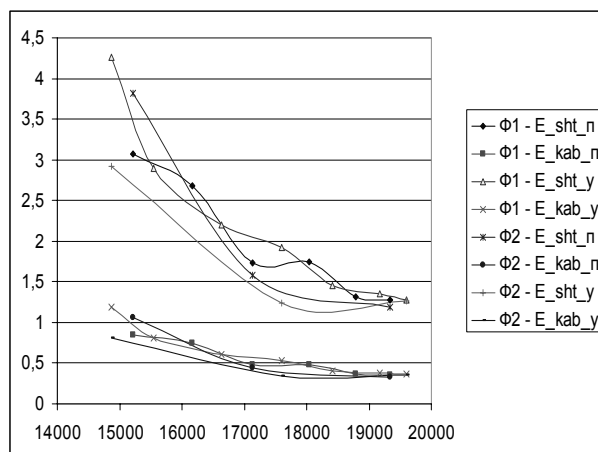


Рис. 9. Сравнение результатов оценивания по критериям Φ и Φ_1

Был также произведен расчет по критерию качества Φ_2 . В результате установлено, что при его прямом использовании он не дает новых результатов по отношению к критерию Φ_1 . Это можно объяснить тем, что он описывается формулой

$$\Phi_2 = \Phi + \Phi_1, \quad (8)$$

а, как видно из табл. 3, минимальное значение критерия Φ_1 отличается от соответствующего значения критерия Φ на несколько порядков, что полностью исключает влияние слагаемого Φ на результаты оценивания.

Этот недостаток можно устранить, если в уравнение (8) ввести весовые коэффициенты, учитывающие разброс показаний штатной и кабельной термопар:

$$\Phi_2 = \frac{\Phi}{\sigma_{\text{sht}}^2} + \frac{\Phi_1}{\sigma_{\text{kab}}^2}; \quad (9)$$

$$\sigma_{\text{sht}} = \sqrt{\frac{\Phi_{\text{min}}}{n-1}}; \quad (10)$$

$$\sigma_{\text{kab}} = \sqrt{\frac{\Phi_{1.\text{min}}}{n-1}}.$$

где σ – среднеквадратическое отклонение,
n – количество измерений.

Заключение

Предложена и опробована методика, позволяющая определять постоянную времени термопары, выполнен анализ выбора модели и критерия качества идентификации.

Анализ полученных результатов свидетельствуют о корректности сформированной модели и выбора методики идентификации.

Разработанное методическое и программное обеспечение позволяет идентифицировать динамические характеристики термопар и на других этапах рабочего цикла двигателя, в том числе и на этапе запуска.

Целесообразно продолжить данное исследование в направлении сравнения результатов оценивания, полученных на установившихся и переходных режимах работы двигателя, на режимах приемистости и сброса, а также на переходных режимах с малым и значительным изменением условий работы двигателя.

Литература

1. Шевяков А.А. Системы автоматического управления авиационными воздушно-реактивными силовыми установками: учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Авиационные двигатели и силовые установки» / А.А. Шевяков. – М.: Машиностроение, 1992. – 432 с.

2. Синяков А.Н. Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками: учебник для студентов высших технических учебных заведений / А.Н. Синяков, Ф.А. Шаймарданов. – М.: Машиностроение, 1991. – 320 с.

Поступила в редакцию 15.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., гл. научн. сотр. Б.И. Кузнецов, Институт электричества и магнетизма НАН Украины, Украина.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕРМОПАР ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ВИПРОБОВУВАННЯ ДВИГУНІВ

С.В. Єпіфанов, О.О. Шпилевий, С.І. Суховій

Досліджено методику ідентифікації динамічних характеристик термопари авіаційного ГТД з урахуванням умов її розташування в проточній частині. Підхід містить теоретичні дослідження, обґрунтування вибору математичної моделі термопари, розробку програми для ідентифікації її постійної часу та аналіз критеріїв якості ідентифікації. Сформовано модель, яка описує динаміку термопари в діапазоні робочих режимів двигуна. Підготовлено методичну основу для ідентифікації динамічних характеристик термопар на інших режимах роботи двигуна, зокрема – на режимі запуску.

Ключові слова: газотурбинний двигатель, термопара, динамическая модель, постоянная времени, идентификация.

IDENTIFICATION DYNAMIC CHARACTERISTICS TERMOCOUPLES BY RESULTS OF ENGINE TESTS

S.V. Yepifanov, O.O. Shpylovyi, S.I. Suchovyi

Method of the thermocouple identification for gas turbine taking into account its position in a gas path is investigated. The presented approach includes theoretical analysis, mathematic model choice, identification method development for estimation of thermocouple time-factor and identification quality criteria analysis. Model which describes dynamics of thermocouple in operation diapason has been developed. Methodic base for identification of dynamic performances of thermocouples on other operation modes including starting has been prepared.

Key words: turbine engine, thermocouple, dynamic model, time-factor, identification.

Епіфанов Сергей Валерьевич – д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Шпилевый Алексей Александрович – студент 5 курса факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Суховой Сергей Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.539.822

Ю.Б. НАЗАРЕНКО, Л.Ф. СВЕТАШОВА

Федеральное Унитарное производственное предприятие «Московское машиностроительное производственное предприятие» «Салют», Россия

ДИАГНОСТИКА РОТОРОВ И МЕЖРОТОРНОГО ПОДШИПНИКА ПО ВИБРОСКОРОСТЯМ НА КОРПУСАХ ДВУХВАЛЬНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для более глубокого анализа работы роторов двигателя и для оценки состояния межроторного подшипника (МРП) в процессе эксплуатации предлагается методика определения величин дисбалансов роторов и динамических нагрузок на МРП по значениям виброскоростей, определяемых вибродатчиками на задней опоре турбины низкого давления. Диагностирование межроторного подшипника осуществляется по неравномерному износу тел и дорожек качения, который инициирует появление сил от возникающего дополнительного дисбаланса ротора высокого давления.

Ключевые слова: ротор низкого давления (РНД), ротор высокого давления (РВД), турбина низкого давления (ТНД), межроторный подшипник (МРП), гармоника возбуждения, частота, виброперемещение, виброскорость.

Введение

Важным обстоятельством безопасной работы трансмиссии является своевременное диагностирование динамики роторов и состояния МРП. Одним из наиболее эффективных методов является вибродиагностика на опорах роторов.

Штатная установка вибродатчиков двигателей АЛ-31Ф предусмотрена на промежуточной опоре. При превышении предельных значений уровня вибраций идет команда – сбрось обороты. Это свидетельствует о нарушении работы двигателя и, возможно, о начале разрушения межроторного подшипника.

Для более глубокого анализа работы роторов двигателя и для установления нагрузок на межроторный подшипник в процессе эксплуатации более информативным будет показание вибродатчика, установленного на задней опоре ТНД.

На стендовых испытаниях двигателей устанавливают вибродатчики также и на задней опоре ТНД.

1. Определение центробежных сил ротора НД от его дисбаланса

Нагрузки от ротора НД на заднюю опору через подшипник передаются кольцу Алиссона и далее через стойки второй статорной оболочки. При достаточно большой жесткости стоек, жесткость податливой опоры определяется жесткостью кольца Алиссона и жесткостью статорной оболочки, которая работает как консоль при жестком закреплении

(защемление) на промежуточной опоре и свободной в месте крепления стоек задней опоры (в пределах зазоров).

Жесткость всей опоры установлена экспериментально и составляет $1,4 \cdot 10^7$ Н/м. При жесткости кольца Алиссона $3,3 \cdot 10^7$ Н/м на жесткость статора приходится $2,43 \cdot 10^7$ Н/м.

Для определения центробежных сил от дисбаланса ротора НД, которые прикладываются на заднюю опору и фиксируются по перемещениям статорной оболочки вибродатчиками, рассмотрим расчетную схему роторов (рис. 1).

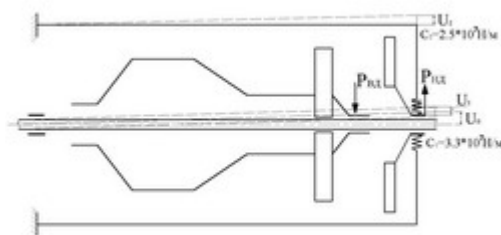


Рис. 1. Расчетная схема роторов и задней опоры ТНД

Под действием центробежных сил от дисбаланса ротора НД вал ТНД совершает круговые движения

$$U = U_0 \cos(\omega t), \quad (1)$$

где U_0 – амплитуда перемещения задней опоры на частоте ротора НД, м;

ω – круговая частота вала ТНД.

Круговые колебания от ротора НД передаются через кольцо Алиссона и стойки статорной оболочки. Амплитуда перемещений вала определяется перемещениями кольца Алиссона U_1 и статорной оболочки U_2 и равна их сумме $U_0 = U_1 + U_2$. Виброперемещения, которые воспринимают стойки, определяются только за счет изгиба статора. Если бы статор был абсолютно жестким, то виброперемещения на стойках отсутствовали. При этом виброперемещения статора (на частоте РНД) фиксируются вибродатчиками.

Уравнение сил на задней опоре при действии центробежной силы в радиальном направлении представим в виде

$$P_{\text{НД}} = C_2 U_2 + m_{\text{ст}} \ddot{U}_{\text{ст}} + m_{\text{НД}} \ddot{U}, \quad (2)$$

где $P_{\text{НД}}$ – центробежная сила от дисбаланса РНД, Н;
 C_2 – жесткость статорной оболочки (на изгиб),
 $C_2 = 2,5 \cdot 10^7$ Н/м;

$m_{\text{ст}}$ – масса статора, приходящаяся на заднюю опору ТНД, $m_{\text{ст}} = 233$ кг;

$m_{\text{НД}}$ – масса ротора НД, приходящаяся на заднюю опору ТНД, $M = 80$ кг;

U_2 – радиальное перемещение статора;

U – радиальное перемещение ротора НД.

Инерционность массы ротора ВД не учитывалась поскольку зазоры в подшипнике не вовлекают его в работу на частоте ротора НД. Контакт роторов происходит только на межроторной частоте, которая здесь не рассматривается.

Определяя из выражения (1) радиальное ускорение при круговом вращении вала ТНД

$$\ddot{U} = U_0 \omega^2 \quad (3)$$

и смещение

$$U_2 = U_0 - U_1 = U_0 - P_{\text{НД}} / C_1, \quad (4)$$

подставляя его в выражение (2), находим величину центробежной силы ротора низкого давления при известных значениях перемещений на опоре

$$P_{\text{НД}} = \frac{C_2 U_0 + (m_{\text{НД}} + m_{\text{ст}}) U_0 \omega^2}{1 + C_2 / C_1}, \quad (5)$$

где C_1 – жесткость кольца Алиссона, $C_1 = 3,3 \cdot 10^7$ Н/м.

Определим величину амплитуды перемещений на задней опоре. При известном значении виброскорости и круговой частоте вращения ротора НД, смещение на статоре составит $U_2 = V / \omega$. Смещение на кольце Алиссона при этом будет равно

$$U_1 = U_2 C_2 / C_1. \quad (6)$$

В этом случае амплитуда смещения вала ТНД составит

$$U_0 = U_1 + U_2 = \frac{V}{\omega} \left(1 + \frac{C_2}{C_1} \right). \quad (7)$$

Подставляя значение максимального радиального перемещения на задней опоре ТНД в (5), нахо-

дим радиальную центробежную силу от дисбаланса ротора. Величина дисбаланса ротора НД при этом составит

$$\delta = P_{\text{НД}} / \omega^2. \quad (8)$$

2. Определение центробежных сил ротора ВД от его дисбаланса

Центробежные силы от ротора ВД совершают круговое движение и через межроторный подшипник передают нагрузки на вал РНД и заднюю опору ТНД.

Центробежная сила ротора высокого давления при известных значениях перемещений на опоре составит

$$P_{\text{ВД}} = \frac{C_2 U_0 + (M + m_{\text{ст}}) U_0 \omega^2}{1 + C_2 / C_1}, \quad (9)$$

где M – масса ротора ВД и НД, приходящаяся на заднюю опору, $M = 189$ кгс;

$m_{\text{ст}}$ – масса статора, приходящаяся на заднюю опору ТНД, $m_{\text{ст}} = 233$ кг;

U_0 – амплитуда перемещений на задней опоре ТНД на частоте вращения ротора ВД;

ω – круговая частота вращения ротора ВД.

Отметим, что при оценке инерционности масс, учитывались массы ротора ВД и НД, поскольку на частоте ВД они работают совместно.

Определим величину амплитуды перемещений на задней опоре. При известном значении виброскорости и круговой частоте ротора ВД, смещение на статоре составит

$$U_2 = V / \omega. \quad (10)$$

Смещение на кольце Алиссона при этом будет равно

$$U_1 = U_2 C_2 / C_1. \quad (11)$$

В этом случае амплитуда смещения вала ТНД составит

$$U_0 = U_1 + U_2, \quad (12)$$

Подставляя значение максимального радиального перемещения на задней опоре ТНД в (9), находим радиальную центробежную силу от дисбаланса ротора.

Величина дисбаланса ротора ВД при этом составит

$$\delta = P_{\text{ВД}} / \omega^2. \quad (13)$$

3. Определение центробежных сил ротора ВД при неравномерном износе роликов межроторного подшипника

В практике эксплуатации двигателей АЛ-31Ф и его модификаций наблюдаются случаи возбуждения

частоты, равной полусумме роторов ВД и НД, характеризующий сильный износ межроторного подшипника.

Такой случай имел место на одном из изделий, при его стендовых испытаниях [1].

В результате анализа полученной информации установлено, что увеличение общего уровня вибрации происходит за счёт увеличения уровня на частоте $f_{\text{пс}}$ (полусумма роторов) и она увеличилась с уровня $\approx 0,4$ мм/с до величины $\approx 54,4$ мм/с.

При этом уровень вибрации на основных роторных частотах f_1 и f_2 остался без изменения.

Главной причиной возникновения частоты, равной полусумме роторов ВД – f_1 и НД – f_2 явилась установка 8 роликов с диаметрами на 0,2 мм меньшими, чем остальные ролики, и сконцентрированных в одном секторе.

Схема установки вибродатчиков на стендовых испытаниях двигателя представлена на рис. 2.

В этом случае при вращении роликов с частотой сепаратора, т.е. с частотой, равной приблизительно полусумме частот роторов

$$f_{\text{пс}} = (f_1 + f_2) / 2, \quad (14)$$

ротор ВД будет смещаться в неподвижной системе координат.

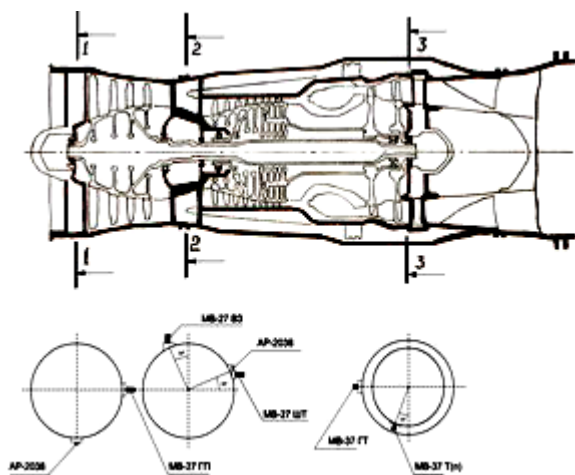


Рис. 2. Схема установки вибродатчиков

Это привело к появлению вибраций на новой частоте, равной полусумме роторов. При этом уровень амплитуды виброскорости на этой частоте намного превысил уровень роторных частот в несколько раз. Общий уровень вибраций и спектр вибраций представлены на рис. 3 и 4 соответственно.

Максимальная амплитуда виброскорости на сепараторной частоте $f = 195$ Гц ($\omega = 1230$ рад/сек) составила $V = 54,1$ мм/сек.

В этом случае, максимальное перемещение статорной оболочки составит

$$U_2 = \frac{V}{\omega} = \frac{54,1}{1230} = 44 \text{ мкм}, \quad (15)$$

а кольца Алисона –

$$U_1 = \frac{U_2 C_2}{C_1} = \frac{48,8 \cdot 2,43}{3,3} = 32,4 \text{ мкм}, \quad (16)$$

где C_1 и C_2 – жесткости кольца Алисона и статорной оболочки соответственно.

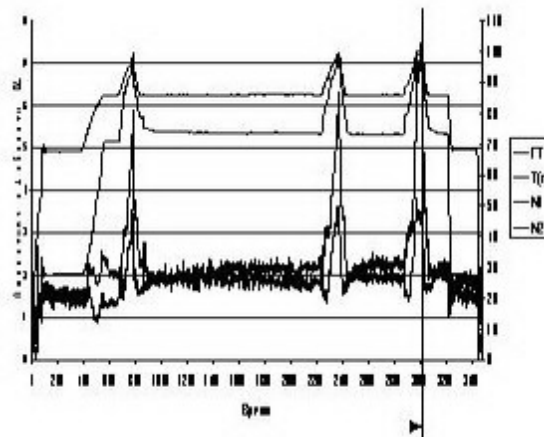


Рис. 3. Общий уровень вибраций (задняя опора)

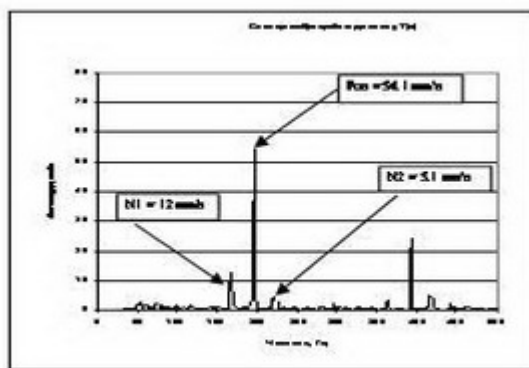


Рис. 4. Спектр вибраций на задней опоре

Максимальное радиальное перемещение вала ТНД будет равно $U_0 = 76,4$ мкм.

Центробежная сила РВД по известному значению перемещения вала ТНД на задней опоре на частоте, равной полусумме частот роторов, составит

$$P_{ВД} = \frac{C_2 U_0 + (M + m_{\text{ст}}) U_0 \omega^2}{1 + C_2 / C_1} = \frac{2,43 \cdot 10^7 \cdot 76,4 \cdot 10^{-6} + 422 \cdot 76,4 \cdot 10^{-6} \cdot 1230^2}{1 + 2,43 \cdot 10^7 / 3,3 \cdot 10^7} = 28265,8 \text{ Н}, \quad (17)$$

где M – масса роторов ВД и НД, приходящаяся на заднюю опору, $M = 189$ кг,

$m_{\text{ст}}$ – масса статора, приходящаяся на заднюю опору ТНД, $m_{\text{ст}} = 233$ кг.

Дисбаланс ротора ВД будет равен

$$\delta = \frac{P_{ВД}}{\omega^2} = \frac{28265,4}{1230^2} = 0,0187 \text{ кг} \cdot \text{м}. \quad (18)$$

Дисбаланс ротора ВД, рассчитанный по вибро-

скоростям, составляет 1870 г·см, в то время как фактический дисбаланс ротора ВД из-за неравномерного износа роликов равен 2180 г·см.

Неравномерный износ тел качения при испытаниях был использован целенаправленно, но он происходит и естественным путем при эксплуатации двигателя.

При более сильном износе какого-нибудь ролика он подвергается дополнительной нагрузке от возникающего дисбаланса ротора ВД, который действует именно на него. В дальнейшем при более интенсивном его изнашивании он вовлекает в разрушение рядом расположенные ролики.

Заключение

Предлагаемая методика диагностирования динамики роторов позволяет оценивать динамические дисбалансы роторов в процессе их эксплуатации и определять возможные факторы, приводящие к изменению их динамического поведения.

Кроме этого возможно также диагностирование состояния межроторного подшипника, так как его износ проявляется в изменении динамического поведения роторов.

Неравномерный износ **тел** качения, имеющий место, как правило, на определенном секторе, приводит к появлению на МРП дополнительных сил от дисбаланса ротора ВД, которые будут действовать с частотой, равной полусумме частот роторов ВД и НД.

Неравномерный износ может произойти не только на телах качения, но и на дорожках. Неравномерный износ **дорожек** качения, имеющий место, как правило, на определенном секторе, приводит к появлению на МРП дополнительных сил от дисбаланса ротора ВД: с частотой ротора ВД, если износ на внешнем кольце, или с частотой НД, если износ на внутренней дорожке.

Литература

1. Динамика роторов двухвальных турбореактивных двигателей. Проблемы межроторного подшипника / М.Е. Колотников, Ю.Б. Назаренко, А.В.Иванов, Л.Ф. Светашова // Научно-технический конгресс по двигателестроению. НТКД'2008. Десятый Международный салон: сборник тезисов. – М., 2008. – С. 112.

Поступила в редакцию 4.06.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зам. Генерального конструктора М.Е. Колотников, ФГУП «ММПП «Салют», Москва, Россия.

ДІАГНОСТИКА РОТОРІВ ТА МІЖРОТОРНОГО ПІДШИПНИКА (МРП) ЗА ВІБРОШВИДКІСТЮ НА КОРПУСАХ ДВОВАЛЬНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

Ю.Б. Назаренко, Л.Ф.Светашова

Для поглибленого аналізу роботи роторів двигуна та для оцінки стану міжроторного підшипника (МРП) впродовж експлуатації пропонується методика визначення величин дисбалансу роторів і динамічних навантажень на МРП в залежності від віброшвидкостей, вимірюваних вібродатчиками на задній опорі турбіни низького тиску. Діагностика міжроторного підшипника здійснюється по нерівномірному зносу тіл і дорожок кочення, який ініціює появу сил від виникаючого додаткового дисбалансу ротора високого тиску.

Ключові слова: ротор низького тиску (РНТ), ротор високого тиску (РВТ), турбіна низького тиску (ТНТ), міжроторний підшипник (МРП), гармоніка збудження, частота, вібропереміщення, віброшвидкість.

THE DIAGNOSTICS OF ROTORS AND THE INTER-ROTOR BEARING BY THE VIBRATION VELOCITIES ON THE TWO-SHAFT TURBOJET ENGINE CASES

Yu.B. Nazarenko, L.F. Svetashova

A new methodology of the rotor disbalance amount and the dynamic load on the inter-rotor bearing evaluation is proposed. It is based on the analysis of the vibration velocities values, determined by the vibration pick-ups on the back support of the low-pressure turbine. The use of this methodology enables one to analyze the engine rotor work profoundly and to ascertain the inter-rotor bearing status in the course of operation. The inter-rotor bearing diagnostics is performed by measuring the irregular wear of bodies and bearing races, which actuates the forces resulting from the additional high pressure rotor disbalance.

Key words: low-pressure rotor, high-pressure rotor, low-pressure turbine, inter-rotor bearing, excitation harmonic, frequency, vibration velocities, vibrodisplacement.

Назаренко Юрий Борисович – канд. техн. наук, начальник бюро динамической прочности ФГУП «ММПП «САЛЮТ», Москва, Россия.

Светашова Лариса Феликсовна – начальник группы прочности ФГУП «ММПП «САЛЮТ», Москва, Россия.

УДК 621.7.064.52

К.В. БЕЗРУЧКО¹, А.О. ДАВИДОВ¹, В.П. ФРОЛОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина

ТЕХНОЛОГИЯ ПОСТРОЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

В данной работе на основе системотехнического подхода предлагается достаточно простая технология построения математических моделей систем электроснабжения стартовых комплексов современных ракет-носителей. Приведены функциональные зависимости параметров отдельных агрегатов и частей систем электроснабжения, составляющие в совокупности математические модели систем электроснабжения стартового комплекса. Показана возможность автоматизации процесса построения моделей систем электроснабжения различных структур. Предложенная технология построения математических моделей систем электроснабжения стартовых комплексов дает возможность выполнить анализ эффективности большого перечня возможных структур систем электроснабжения и широко использовать методы математического моделирования при проектировании, испытаниях и эксплуатации стартовых комплексов ракет-носителей.

Ключевые слова: стартовый комплекс, ракета-носитель, система электроснабжения, дизель-электростанция, источник бесперебойного питания, трансформатор, математическая модель.

Введение

Жизнеобеспечение стартовых комплексов (СК) современных ракет-носителей (РН) напрямую зависит от работоспособности систем электроснабжения (СЭС) данных комплексов.

Огромное разнообразие структур СЭС СК затрудняет анализ их эффективности, поиск возможных путей модернизации и усовершенствования таких СЭС.

В настоящее время системы электроснабжения СК могут быть разделены на три группы:

- новые СЭС для новых СК строящихся космодромов;
- усовершенствованные системы электроснабжения стартовых комплексов космодромов, созданных 25 – 30 лет назад;
- модернизированные СЭС СК для ракет, используемых по конверсии на базе боевой техники [1].

Анализ эффективности, проектирование, испытания и надежная эксплуатация указанного многообразия структур СЭС СК могут быть выполнены методами математического моделирования, основу которых составляет простая технология построения и использования математической модели СЭС заданной структуры. Данная работа посвящена этой теме.

1. Концепция построения моделей

Основная концепция разработки простой технологии построения математических моделей может быть сведена к созданию эффективных моделирующих средств СЭС и ее составных частей (рис. 1), основанных на реализации известных принципов системного анализа и синтеза [2].

Блок-схема алгоритма рассматриваемой концепции, представленная на рис. 1, отражает последовательность операций: задание исходных условий моделирования – декомпозицию – информационное обеспечение – синтез модели – проверка адекватности и уточнение (идентификация) модели [2].

На соответствующей стадии проектирования формулируются проектная (или испытательная) задача или класс задачи на базе этого – формулируются условия моделирования: устанавливаются основные параметры СЭС, структурная схема СЭС, условия эксплуатации и др.

Затем вступает в силу схема системного анализа. В качестве одной из систем СК выделяется СЭС и определяются ее внешние и внутренние связи, отражающие заданные условия эксплуатации и устанавливается уровень достаточной информативности модели. В качестве следующего шага, применяя метод декомпозиции в соответствии с заданной структурной схемой, определяется уровень декомпозиции системы, соответствующий приятному

уровню достаточной информативности модели. Затем строятся, конкретизируются и проверяются на адекватность функциональные связи параметров агрегатов (узлов) СЭС, которые на выбранном уровне декомпозиции в совокупности образуют математическую модель СЭС.

2. Обобщенная схема системы электроснабжения стартовых комплексов РК

Решение задачи построения структуры математической модели системы электроснабжения стартового комплекса можно проиллюстрировать с использованием обобщенной структурной схемы СЭС СК, приведенной на рис. 2.

Основные агрегаты и узлы системы энергоснабжения стартовых комплексов функционально связаны между собой и в процессе работы системы достаточно сложно взаимодействуют друг с другом. При проектировании того или иного агрегата эти взаимодействия следует учитывать и рассматривать систему как сложную техническую систему.

3. Декомпозиция СЭС и формирование структуры функциональных связей агрегатов (узлов) СЭС СК РК

Схема декомпозиции СЭС СК РК в соответствии со структурой СЭС, приведенной на рис. 2, представлена на рис. 3.

После декомпозиции обобщенной схемы системы энергоснабжения стартовых комплексов (рис. 3), определяем основные составляющие системы на уровне агрегатов (узлов) и формируем структуру функциональных связей агрегатов и узлов (рис. 4).

Согласно схеме разработки структур моделей (рис. 1) определяются внешние для системы электроснабжения функциональные связи (блок 2 на рис. 1). Внешними функциональными связями для обобщенной системы энергоснабжения стартовых комплексов являются выражения для напряжения (U) и мощности (N) внешней стационарной энергосистемы.

Также внешними функциональными связями необходимо считать связь с системами стартового комплекса – условиями обеспечения электроэнергией технологических систем (ТС), технологического оборудования (ТО) и наземного вспомогательного оборудования (ТВО) космического аппарата (КА).

В итоге система уравнений, описывающая внешние связи системы энергоснабжения, может быть представлена в таком общем виде:



Рис. 1. Блок-схема концепции построения математических моделей систем электроснабжения стартовых комплексов

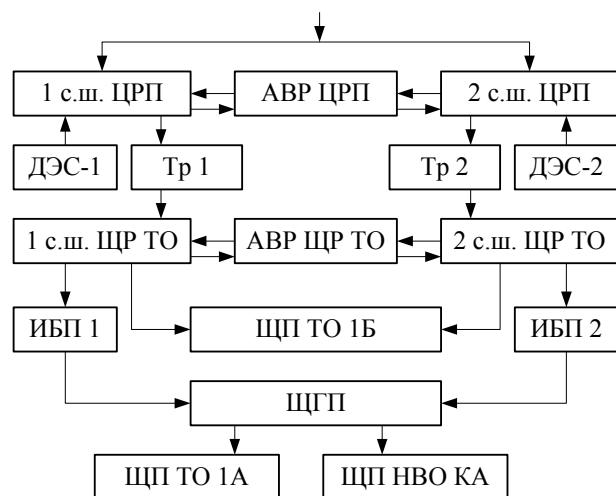


Рис. 2. Обобщенная структурная схема системы внутреннего электроснабжения стартового комплекса:

ЦРП – центральный распределительный пункт; АВР – автомат включения резерва; ДЭС – дизельная электрическая станция; ТР – трансформатор; ЩР ТО – щит распределения электроэнергии для технологического оборудования; ЩР ТС – щит распределения электроэнергии технологических систем; С.Ш. – секция шин; ИБП – источник бесперебойного питания; ЩП ТО – щит питания технологического оборудования; ЩГП – щит гарантированного питания; НВО – наземное вспомогательное оборудование

$$\left. \begin{aligned} U_{TO} &= f(U_1, U_2, N_1, N_2, t); \\ U_{НВОКА} &= f(U_1, U_2, N_1, N_2, t); \end{aligned} \right\} (1)$$

$$\left. \begin{aligned} U_{TC} &= f(U_1, U_2, N_1, N_2, t); \\ U_{НВОКА} &= f(U_1, U_2, N_1, N_2, t); \end{aligned} \right\} (2)$$

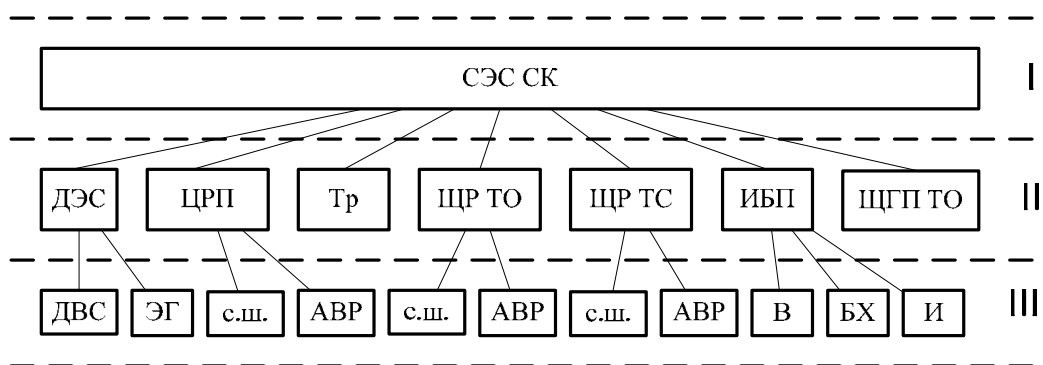


Рис. 3. Схема декомпозиции системы внутреннего электроснабжения стартового комплекса на агрегаты и узлы.: I – уровень системы; II – уровень агрегатов; III – уровень узлов;
ДВС – двигатель внутреннего сгорания (дизель); ЭГ – электрогенератор;
БХ – батарея электрохимическая

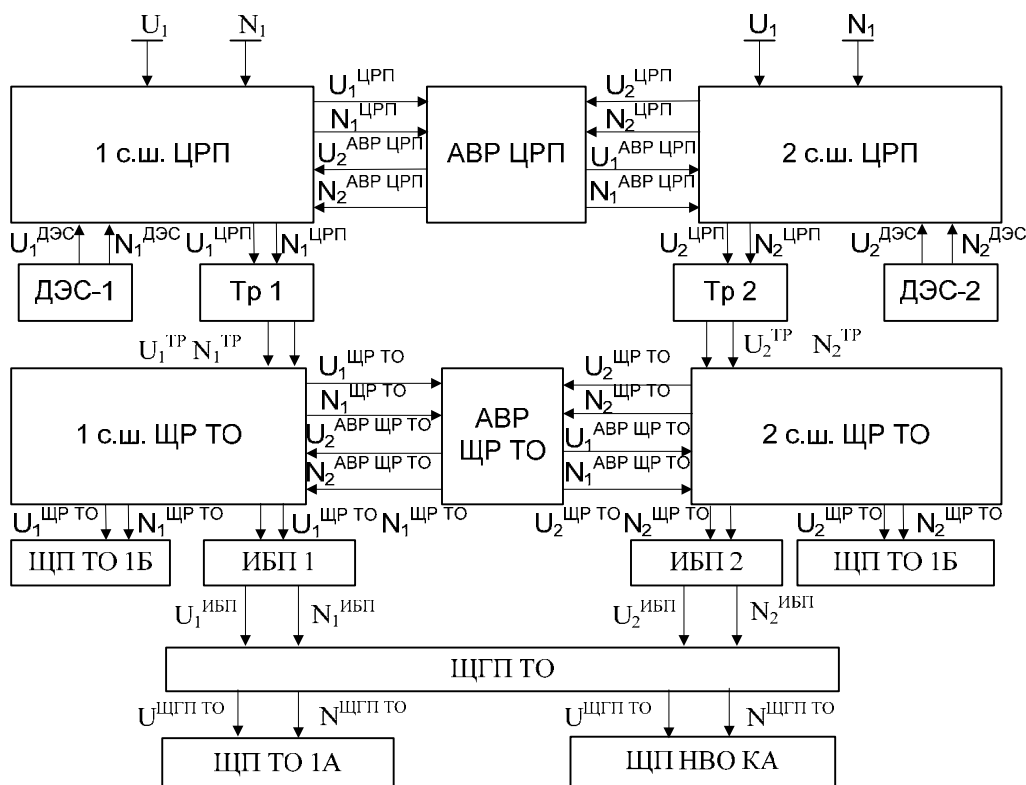


Рис. 4. Структура функциональных связей агрегатов систем внутреннего электроснабжения стартового комплекса

4. Пример построения структуры математической модели СЭС СК РН обобщенной схемы

Учитывая функциональные связи между агрегатами и узлами СЭС и в соответствии со структурой функциональных связей, приведенной на рис.

4, получим функциональные связи параметров агрегатов, образующих в совокупности развитую структуру математической модели СЭС на уровне агрегатов:

а) центральный распределительный пункт (ЦРП):

$$U_1^{ЦРП} = U_1 + U_1^{ABP};$$

$$U_1^{ABP} = \begin{cases} 0, \text{при } U_1 = \text{norm}; \\ U_2, \text{при } U_1 \neq \text{norm}; \end{cases}$$

$$N_1^{ЦРП} = N_1 + N_1^{ABP};$$

$$U_2^{ABP} = \begin{cases} 0, \text{при } U_2 = \text{norm}; \\ U_1, \text{при } U_2 \neq \text{norm}; \end{cases}$$

$$U_2^{ЦРП} = U_2 + U_2^{ABP};$$

$$N_1^{ABP} = \begin{cases} 0, \text{при } N_1 = \text{norm}; \\ N_2, \text{при } N_1 \neq \text{norm}; \end{cases}$$

$$N_2^{ЦРП} = N_2 + N_2^{ABP};$$

$$N_2^{ABP} = \begin{cases} 0, \text{при } N_2 = \text{norm}; \\ N_1, \text{при } N_2 \neq \text{norm}; \end{cases} \quad (3)$$

б) трансформатор (Тр):

$$U_1^{ЦРП} = \frac{W_1}{W_2} \cdot U_1^{Тр};$$

$$I_1^{ЦРП} = \frac{W_1}{W_2} \cdot I_1^{Тр};$$

$$N_1^{ЦРП} = \frac{W_2}{W_1} \cdot N_1^{Тр};$$

$$U_2^{ЦРП} = \frac{W_1}{W_2} \cdot U_2^{Тр};$$

$$I_2^{ЦРП} = \frac{W_2}{W_1} \cdot I_2^{Тр};$$

$$N_2^{ЦРП} = \frac{W_2}{W_1} \cdot N_2^{Тр}. \quad (4)$$

в) распределительный щит технологического оборудования и систем (ЩР ТО, ТС):

$$U_1^{ЩРТО} = U_1^{Тр} + U_{1ABP}^{ГРЩ};$$

$$U_2^{ЩРТО} = U_2^{Тр} + U_{2ABP}^{ГРЩ};$$

$$N_1^{ЩРТО} = N_1^{Тр} + N_{1ABP}^{ГРЩ};$$

$$N_2^{ЩРТО} = N_2^{Тр} + N_{2ABP}^{ГРЩ};$$

$$U_{1ABP}^{ГРЩ} = \begin{cases} 0, \text{при } U_1^{Тр} = \text{norm}; \\ U_2^{Тр}, \text{при } U_1^{Тр} \neq \text{norm}; \end{cases}$$

$$U_{2ABP}^{ГРЩ} = \begin{cases} 0, \text{при } U_2^{Тр} = \text{norm}; \\ U_1^{Тр}, \text{при } U_2^{Тр} \neq \text{norm}; \end{cases}$$

$$N_{1ABP}^{ГРЩ} = \begin{cases} 0, \text{при } N_1^{Тр} = \text{norm}; \\ U_2^{Тр}, \text{при } N_1^{Тр} \neq \text{norm}; \end{cases}$$

$$N_{2ABP}^{ГРЩ} = \begin{cases} 0, \text{при } N_2^{Тр} = \text{norm}; \\ N_1^{Тр}, \text{при } N_2^{Тр} \neq \text{norm}; \end{cases}$$

$$U^{ТС} = \begin{cases} U_1^{ЩРТС}, \text{при } U_1^{ЩРТС} = \text{norm}; \\ U_2^{ЩРТС}, \text{при } U_2^{ЩРТС} = \text{norm}; \end{cases}$$

$$N^{ТС} = \begin{cases} N_1^{ЩРТС}, \text{при } N_1^{ЩРТС} = \text{norm}; \\ N_2^{ЩРТС}, \text{при } N_2^{ЩРТС} = \text{norm}; \end{cases} \quad (5)$$

г) щит питания технологического оборудования (ЩП ТО) категории 1Б:

$$U_{1Б}^{ТО} = \begin{cases} U_1^{ЩРТО}, \text{при } U_1^{ЩРТО} = \text{norm}; \\ U_2^{ЩРТО}, \text{при } U_2^{ЩРТО} = \text{norm}; \end{cases}$$

$$N_{1Б}^{ТО} = \begin{cases} N_1^{ЩРТО}, \text{при } N_1^{ЩРТО} = \text{norm}; \\ N_2^{ЩРТО}, \text{при } N_2^{ЩРТО} = \text{norm}; \end{cases} \quad (6)$$

д) источник бесперебойного питания (ИБП):

$$U_1^{ИБП} = U_p^{1AK} \cdot K_{инв};$$

$$U_3^{1AK} = \frac{\pi}{\sqrt{2}m_2} \cdot \frac{U_1^{ЩРТО}}{\sin \frac{\pi}{m_2}};$$

$$I_3^{1AK} = 0,476 \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{N_1^{ЩРТО}}{U_1^{ЩРТО}};$$

$$U_2^{ИБП} = U_p^{2AK} \cdot K_{инв};$$

$$U_3^{2AK} = \frac{\pi}{\sqrt{2}m_2} \cdot \frac{U_2^{ЩРТО}}{\sin \frac{\pi}{m_2}};$$

$$I_3^{2AK} = 0,476 \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{N_2^{ЩРТО}}{U_2^{ЩРТО}};$$

$$N_1^{ИБП} = U_p^{1AK} \cdot I_p^{1AK};$$

$$N_{21}^{ИБП} = U_p^{2AK} \cdot I_p^{2AK};$$

$$\tau_p^{2ИБП} = \frac{Q^{2AK}}{I_p^{2AK}};$$

$$\tau_p^{1ИБП} = \frac{Q^{1AK}}{I_p^{1AK}}. \quad (7)$$

е) щит гарантированного питания технологического оборудования (ЩГП ТО):

$$U^{ЩГПТО} = \begin{cases} U_1^{ИБП}, \text{при } U_1^{ИБП} = \text{norm}; \\ U_2^{ИБП}, \text{при } U_2^{ИБП} = \text{norm}; \end{cases}$$

$$N^{ЩГПТО} = \begin{cases} N_1^{ИБП}, \text{при } N_1^{ИБП} = \text{norm}; \\ N_2^{ИБП}, \text{при } N_2^{ИБП} = \text{norm}; \end{cases} \quad (8)$$

ж) щит питания наземного вспомогательного оборудования космического аппарата (ЩП НВО КА):

$$U^{НВОКА} = U^{ЩГПТО};$$

$$N^{НВОКА} = N^{ЩГПТО}. \quad (9)$$

Структуры математических моделей СЭС, подобные (1) – (9), совместно с базовыми математи-

ческими моделями агрегатов СЭС могут строиться по автоматизированному алгоритму (рис. 5).

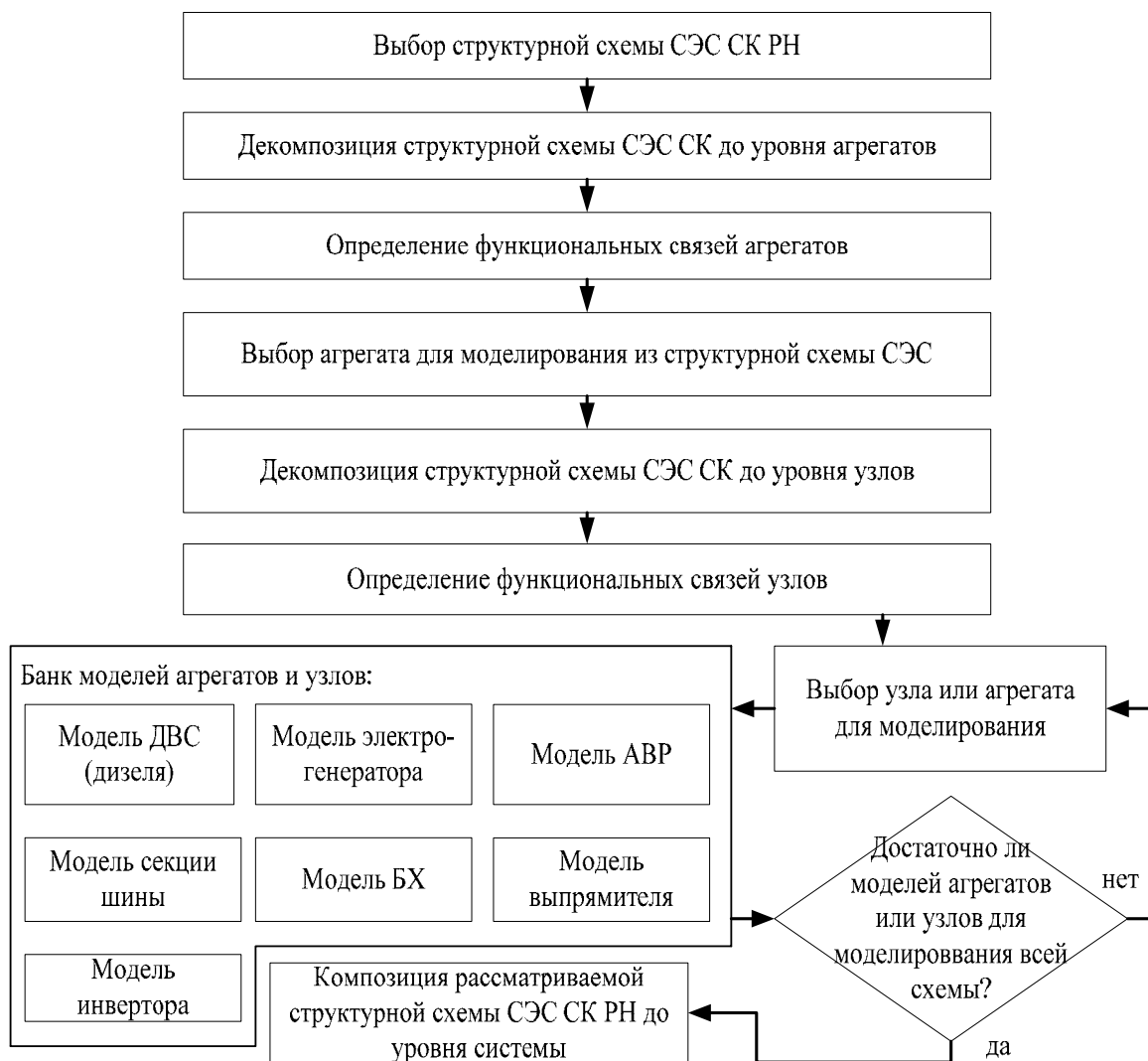


Рис. 5. Блок-схема автоматического построения математической модели системы электроснабжения стартовых комплексов ракет-носителей

Заключение

Предложенная технология построения математических моделей СЭС СК современных РН дает возможность:

- достаточно просто построить математические модели различных структурных СЭС СК на основе современных достижений электроэнергетики;
- автоматизировать процесс построения разнообразных структур системы электроснабжения стартовых комплексов;
- выполнить анализ эффективности (по различным критериям) большого перечня возможных структур СЭС СК;

– широко использовать методы математического моделирования при проектировании, испытаниях и эксплуатации СЭС стартовых комплексов РН.

Литература

1. Киселев А.Н. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итого и перспективы / А.Н. Киселев, А.А. Медведев, В.А. Меньшиков. – М.: Машиностроение, Полет, 2002. – 734 с.
2. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование / К.В. Безручко, Н.В. Белан, В.И. Драновский и др. – Х.: ХАИ, 2000. – 515 с.

Поступила в редакцию 21.05.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ТЕХНОЛОГІЯ ПОБУДОВИ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМ ЕЛЕКТРОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СТАРТОВИХ КОМПЛЕКСІВ СУЧАСНИХ РАКЕТ-НОСІЇВ

К.В. Безручко, А.О. Давидов, В.П. Фролов

У даній роботі на основі системотехнічного підходу пропонується досить проста технологія побудови математичних моделей СЕЗ СК РН. Наведено функціональні залежності параметрів окремих агрегатів та частин СЕЗ, які складають в сукупності математичні моделі СЕЗ стартового комплексу. Показано можливість автоматизації процесу побудови моделей СЕЗ різних структур. Запропонована технологія побудови математичних моделей систем електрозабезпечення стартових комплексів дає можливість виконати аналіз ефективності великого переліку можливих структур систем електропостачання і широко використовувати методи математичного моделювання при проектуванні, випробуваннях і експлуатації стартових комплексів ракет-носіїв.

Ключеві слова: стартовий комплекс, ракета-носій, система електрозабезпечення, дизель-електростанція, джерело безперебійного живлення, трансформатор, математична модель.

TECHNOLOGY OF MAKING OF MATHEMATICAL MODELS OF POWER SUPPLY SYSTEMS OF LAUNCHING SITES OF THE MODERN LAUNCH VEHICLES

K.V. Bezruchko, A.O. Davidov, V.P. Frolov

In the given work it is offered simply enough technology of making a model of power supply systems of launching site of launch vehicle. Also it is given functional dependences of parameters of separate aggregates and parts of power supply systems, which in total form mathematical models of power supply systems of launching site. It is shown the opportunity of automation of process of models of power supply systems of different structures making. The offered technology of making mathematical models of power supply systems of launching sites enables to analyze the efficiency of large list of possible structures of power supply systems and widely using the methods of mathematical modeling for designing, tests and exploitation of launching site of launch vehicle.

Key words: launching site, launch vehicle, power supply system, diesel power plant, uninterruptible power supply, transformer, mathematical model.

Безручко Константин Васильевич – д-р техн. наук, проф., проректор Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: AutonomEnerdy@khai.edu.

Давидов Алберт Оганезович – канд. техн. наук, докторант кафедры Двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: davidov@d4.khai.edu.

Фролов Виктор Петрович – начальник отдела Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoe.com.

УДК 629.7:621.3

М.Н. НАКАЗНЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ НАКОПИТЕЛЕЙ
В СОСТАВЕ СИСТЕМ ГАРАНТИРОВАННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ**

Приведен аналитический обзор методов моделирования электрохимических аккумуляторов в составе систем гарантированного энергоснабжения. Выделены направления в моделировании аккумуляторов – основаны на формализации кинетики электрохимических взаимодействий на поверхности электродов методов; используя электрическую схему замещения; методы основаны на аппроксимации экспериментальных данных. Рассмотрены возможности и преимущества использования нового метода моделирования технических систем – нейронные сети. Выделены основные этапы построения модели. Определена ниша данного метода в моделировании электрохимических аккумуляторов и систем гарантированного энергоснабжения в целом. Определены не только исследовательские возможности данного метода моделирования, но и использования таких моделей в системах регулирования и диагностирования элементов системы гарантированного энергоснабжения. Рассмотрены основные принципы обучения нейросетей. Сделаны выводы по применению нейросетевого метода в моделировании электрохимических аккумуляторов

Ключевые слова: электрохимический аккумулятор, система гарантированного энергоснабжения, прогнозирование, регулирование, обучение, устойчивость.

Введение

Качественный скачок в индустрии систем гарантированного энергоснабжения (СГЭ) напрямую связан с повышением требований к качеству электроснабжения как промышленных, так и военных объектов. К сожалению устаревшие, зачастую выработавшие свой ресурс, отечественные энергосистемы и сети не способны обеспечить сложившиеся требования. Еще к одной проблемой является также то, что установленные в нашей стране нормы качества энергоснабжения, зачастую оказываются хуже, чем требования к электропитанию дорогого иностранного оборудования военного, промышленного, бытового, назначения. Ввиду сложившейся ситуации перед разработчиками СГЭ остро стоит проблема организации качественного энергоснабжения потребителей. Одним из эффективных методов разработки систем энергоснабжения на стадии проектирования является математическое моделирование.

1. Математические модели электрохимических накопителей в составе СГЭ

Математическое моделирование батареи химической (БХ) представляет собой достаточно сложную и актуальную проблему, о чем свидетельствуют многообразие предлагаемых математических моделей. Моделирование характеристик БХ на стадиях

разработки, испытания и эксплуатации требует наличия, по меньшей мере, описания заряд-разрядной характеристики в зависимости от глубины разряда, тока и температуры БХ. Проведение энергобалансных расчетов, в том числе и в целях прогноза характеристик БХ, требует создания более обширных моделей, формализующих параметры побочных реакций, которые оказывают непосредственное влияние на энергетические характеристики и температуру БХ.

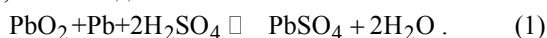
На практике существует три основных подхода к описанию характеристик БХ: а) основанные на формализации макрокинетики электрохимических процессов на отдельных электродах; б) используя электрическую схему замещения БХ; в) модели, основанные на аппроксимации экспериментальных данных.

Каждый из подходов имеет свои преимущества и недостатки.

1.1. Формализация макрокинетики электрохимических процессов на отдельных электродах кислотного свинцового аккумулятора

Кислотные свинцовые аккумуляторы являются наиболее распространенными среди вторичных химических источников тока. Обладая сравнительно высокой удельной мощностью в сочетании с надежностью и относительно низкой стоимостью, эти аккумуляторы находят разнообразное практическое применение.

Электродные процессы при заряде и разряде, согласно современным представлениям [1 – 3], потенциалообразующий процесс, протекающий на электродах свинцового аккумулятора в серной кислоте, имеет вид



А соответствующий реакции 1 потенциал определяется следующим образом

$$E = 2,041 + \frac{2,3RT}{F} \lg \frac{a_{\text{H}_2\text{SO}_4}}{a_{\text{H}_2\text{O}}} \quad (2)$$

Теория двойной сульфатации, согласно которой конечным продуктом разряда на обоих электродах является сульфат свинца, была предложена Д. Гладстоном и А. Трайбом (1882).

Для термодинамического обоснования теории двойной сульфитации было использовано вычисление ЭДС аккумулятора по уравнению Гиббса–Гельмгольца [2]. Расчет, проведенный А.К. Лоренцем для серной кислоты (от 0,49 до 40,71%), показал, что рассчитанные и измеренные значения ЭДС совпадают с точностью до 0,57%.

1.2. Моделирование БХ с использованием электрической схемы замещения

Подобно тому, как при расчете и анализе электрических цепей источник электрической энергии заменяют расчетным эквивалентом, целесообразно и химический источник тока представить в виде эквивалентной электрической схемы замещения [2].

Эквивалентная электрическая схема аккумулятора (рис. 1) получена на основе изучения характера разрядных кривых химической аккумуляторной батареи и известной из электрохимии эквивалентной схемы системы электрод – раствор электролита [1].

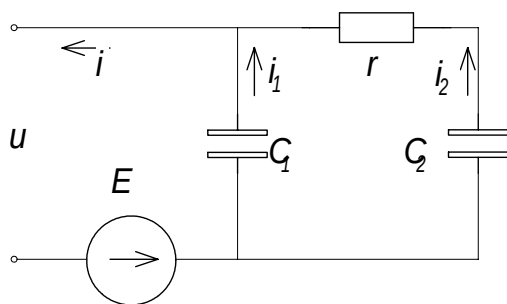


Рис. 1. Эквивалентная схема замещения БХ

Эквивалентная схема аккумулятора включает в себя два конденсатора C1 и C2, идеальный источник постоянной ЭДС E и сопротивление r эквивалентное полному внутреннему сопротивлению аккумулятора.

После проведенных математических преобразований, связанные с определением зависимости

между параметрами эквивалентной схемы замещения, было получено результирующее уравнение (2).

Таким образом, расчет разрядных кривых аккумуляторов определение параметров эквивалентной схемы замещения аккумуляторов может производиться с помощью следующей системой уравнений уравнения:

$$\begin{aligned} U &= E_0 + \frac{\psi_0}{Q_\psi} (Q_\psi + It) + \varphi_0 \exp \left(-\frac{3It}{Q_\psi} \right) - \\ &- U_{R_0} \left\{ 1 + \beta \left[1 - \exp \left(-\frac{\alpha I_C}{Q_\psi - It} \right) \right] \right\}; \quad (3) \\ C_1 &= \frac{Q_\varphi}{3It}; \quad C_2 = \frac{Q_\psi}{\psi_0}; \quad r = \frac{U_T}{I}, \end{aligned}$$

где E_0 – э.д.с. разряженного аккумулятора, В;

Q_ψ – емкость при 100-ч режиме разряда при температуре +20 °С (разряд до конечного напряжения, равного нулю), Ач;

ψ_0 – коэффициент, эквивалентный напряжению заряженного конденсатора C2, В;

φ_0 – коэффициент, эквивалентный напряжению заряженного конденсатора C1, В;

Q_φ – разрядная емкость, соответствующая сопротивлению криволинейного участка разрядных кривых с прямолинейным;

α – безразмерная постоянная;

I_C – коэффициент, который показывает какую часть от номинальной емкости составляет разрядный ток.

Вывод уравнений кривых и построение соответствующей ему эквивалентной схемы замещения аккумуляторов открывает большие возможности по аналитическому исследованию химических источников тока (ХИТ):

– во-первых, создается возможность математического анализа различных режимов разряда ХИТ;

– во-вторых, становится возможным аналитическое исследование различных режимов заряда аккумуляторов;

– в-третьих, облегчается исследование таких сложных вопросов, как анализ стабильности параметров ХИТ в течение времени их хранения, влияние температуры окружающей среды на электрические характеристики ХИТ и пр.

1.2. Модели, основанные на аппроксимации характеристик БХ

Напряжение на зажимах химического источника тока зависит от электродвижущей силы данного источника тока и падения напряжения на его полном внутреннем сопротивлении [3].

В процессе работы химического источника тока активные вещества электродов или электролита (иногда те и другие вместе) могут превратиться в новые химические вещества. При этом изменяются полное внутреннее сопротивление источника (так как вновь образовавшиеся вещества имеют другое удельное сопротивление) и потенциалы электродов. Чем больше электричества отдал источник тока, тем сильнее изменения в составе его активных веществ и тем значительнее его ЭДС отличается от первоначальной.

Зависимость напряжения ХИТ от времени разряда t или от разрядной емкости It выражается с помощью разрядных кривых. Такие кривые дают возможность наглядно судить о поведении тока или иного источника тока в данных условиях его эксплуатации. Однако разрядные кривые, снимаемые обычно при 4 – 5 значениях разрядного тока, не охватывают всех возможных случаев эксплуатации ХИТ. Кроме того, снятие разрядных кривых является весьма трудоемкой операцией и требует затрат большого количества времени.

Поэтому предпринимались попытки составить уравнения, которые описывали бы разрядные кривые химических источников тока [1].

Первые попытки аналитического представления разрядных кривых ХИТ заключались в установлении тока и временем разряда, с тем, чтобы при любых значениях этих величин можно было вычислить емкость аккумулятора.

Наибольшее приближение дает формула Пейкерта [3], устанавливающая гиперболическую зависимость между указанными величинами:

$$I^n t = c, \quad (4)$$

где n – постоянная величина, не зависящая от емкости, а только характеризующая данный тип аккумулятора;

c – постоянная, связанная с весовым количеством активной массы в аккумуляторе.

Обе постоянные могут быть определены опытным путем при двух различных режимах работы аккумулятора:

$$I_1^n t_1 = I_2^n t_2 = c \quad (5)$$

логарифмированием можно получить значение n :

$$n = \frac{\lg t_2 - \lg t_1}{\lg I_1 - \lg I_2}. \quad (6)$$

Постоянную c находит из уравнения (4).

Емкость аккумулятора можно вычислять по формуле

$$Q_I = c I^{n-1}. \quad (7)$$

Уравнение Пейкерта изначально составлено применительно к кислотным аккумуляторам, и долгое время считалось пригодным только для них. Но

с допустимой (но большей) погрешностью может быть распространено на химические источники тока всех систем.

Вышеупомянутые модели не дают качественного прогноза работы БХ, что не позволяет оценить ресурс аккумуляторной батареи. А это в свою очередь может привести к неожиданному выходу из строя этого элемента системы гарантированного энергоснабжения и понизить этим надежность системы в целом. Поэтому в математическом моделировании возникает новая задача – создать модель, которая позволяет оценить техническое состояние батареи в зависимости от времени ее работы, а соответственно и преждевременно предотвратить ее отказ. Решением поставленной задачи может быть нейросетевое моделирование, которое с успехом используется в экономике в качестве инструмента прогнозирования валютных рынков.

2. Особенности нейросетевого моделирования

В первую очередь, наибольшее распространение в энергетике получили три вида нейронных сетей (НС): многослойные сети прямого распространения, сети Кохонена, рекуррентные сети Хопфилда. Особенности нейросетевого моделирования инициировали множество исследований его применения при решении различных задач оперативного управления и моделирования СГЭ.

Важным этапом в создании ИНС является ее обучение, которое заключается в настройке параметров ИНС. Вид ИНС определяет особенности обучения.

В сетях оптимальные выходные значения нейронов всех слоев, кроме последнего, как правило, не известны. В таких условиях обучить многослойный перцептрон невозможно руководствуясь только величинами ошибок на выходах ИНС. Обучение многослойных сетей супервизорное, требующее в обучающей выборке наличия не только множества входных векторов, но и множества соответствующих откликов.

Математически задача заключается в нахождении таких значений весовых коэффициентов (при фиксированной структуре), чтобы минимизировалась ошибка рассогласования между реакцией сети и требуемым откликом для всех примеров обучающей выборки.

Суммирование ведется по всем нейронам выходного слоя и по всем обрабатываемым сетью образцам:

$$\min E(w) = \sum_{i=1}^p \sum_{j=1}^m (y_{ij} - d_{ij})^2, \quad (8)$$

где u_{ij}, d_{ij} – соответственно фактическая и желаемая реакция j -го нейрона выходного слоя на i -й входной вектор;

p – число образов (примеров) в обучающей выборке;

m – число нейронов в выходном слое.

Информация, закладываемая в ИНС в процессе обучения, должна храниться в межнейронных соединениях – синапсах. Таким образом, обучение заключается в модификации синаптических весов нейронов w_{ij} . Все существующие методы обучения можно классифицировать на детерминистские и стохастические.

В детерминированных методах используются формулы обратного распространения ошибки, полученные в [4]. В настоящее время разработаны, как различные модификации алгоритма обратного распространения ошибки, так и более мощные процедуры обучения ИНС, реализующие такие методы поиска, как метод сопряженных градиентов, квазиньютоновские методы и т.п.

В первом случае процедура коррекции весов использует информацию о градиенте функции ошибки E и требует дифференцируемости функции активации.

Минимизация функции качества выполняется на основе алгоритма градиентного спуска [4] в пространстве весовых коэффициентов, осуществляемого последовательно для всех образов обучающей выборки.

Стохастические методы обучения выполняют псевдослучайные изменения значений весов, сохраняя те изменения, которые ведут к уменьшению функции ошибки. Для этого привлекаются методы адаптивного случайного поиска, имитация отжига, генетические алгоритмы и др.

При использовании линеаризованных моделей технологических задач упрощается поверхность функции качества, что влияет на адекватность модели знаний. При ориентации на существующие аппаратные средства управления с учетом их эволюционной модификации перспективным направлением в построении адекватной модели знаний для НС является вынос этапа обучения из процедуры управления в реальном времени. В этом случае серьезной проблемой при обучении НС реальным задачам становится учет сложной поверхности функции качества. Целесообразно использование методов, приспособленных к минимизации функции качества, для которой характерно наличие оврагов и много экстремальности. Одним из возможных направлений решения такой задачи является использование метода оптимизации второго порядка – шарового метода Ньютона. Более качественные показатели обучения

НС получаются при реализации шарового алгоритма в качестве алгоритма наказания. Для определения возбуждения и торможения в случаях большого числа параметров и выходных сигналов используется понятие порядка в векторных пространствах, который задается с помощью замкнутого выпуклого телесного двойного конуса, в котором лежит множество всех шаров. Конус представляется в виде функционального элемента с входными параметрами и параметрами, определяющими шары.

В настоящее время интенсивно развивается подход распараллеливания вычислительного процесса за счет отображения задачи на двухслойную рекуррентную нейронную сеть. Этот подход обеспечивает повышение быстродействия решения задачи при робастном оценивании состояния электроэнергетических систем. Одной из проблем, связанных с применением рекуррентных нейронных сетей, является обеспечение устойчивости НС. В ряде работ доказана устойчивость одно и двухслойных сетей класса Хопфилда, используемых для линейного и квадратичного программирования и показана возможность работы НС при наличии ошибок по части входов.

Выводы

Анализ использования нейросетевых методов моделирования показал что:

- 1) нейросети могут более качественно моделировать электрохимические аккумуляторы в составе систем гарантированного энергоснабжения;
- 2) нейросетевые методы помогут построить систему прогнозирования и оперативного регулирования работы аккумуляторов;
- 3) возможно использовать методы оценки устойчивости нейросети для исследования СГЭ;
- 4) большим недостатком является необходимость в большом количестве экспериментальных данных и больших компьютерных ресурсов.

Литература

1. Багоцкий В.С. Основы электрохимии / В.С. Багоцкий. – М.: Химия, 1988. – 400 с.
2. Романов В.В. Химические источники тока / В.В. Романов, Ю.М. Хашев. – М.: Сов. радио, 1968. – 384 с.
3. Шеферд С. Уравнения описывающие кривые разряда аккумуляторов / С. Шеферд // Химические источники тока. – М.: ЦИНТИ электропромышленности, 1963. – С. 370-375.
4. Rumelhart D.E. Learning integral representations by error propagation / D.E. Rumelhart, G.E. Hinton, R.J. Williams // Parallel Distributed Processing. – 1986. – Vol. 1, № 8. – P. 318-362.

Поступила в редакцию 21.05.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А. В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЕЛЕКТРОХІМІЧНИХ НАКОПИЧУВАЧІВ В СКЛАДІ СИСТЕМ ГАРАНТОВАНОГО ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

М.М. Наказненко

Наведено аналітичний огляд методів моделювання електрохімічних акумуляторів у складі систем гарантованого енергопостачання. Виділені напрямки в моделюванні акумуляторів - методи, засновані на формалізації кінетики електрохімічних взаємодій на поверхні електродів, використовуючи електричну схему заміщення; методи, засновані на апроксимації експериментальних даних. Розглянуто можливості та переваги використання нового методу моделювання технічних систем - нейронні мережі. Виділено основні етапи побудови моделі. Визначена ніша даного методу в моделюванні електрохімічних акумуляторів і систем гарантованого енергопостачання в цілому. Визначені не тільки дослідні можливості даного методу моделювання, але й використання таких моделей в системах регулювання і діагностування елементів системи гарантованого енергопостачання. Розглянуто основні принципи навчання нейромереж. Зроблені висновки щодо застосування нейромережевого методу в моделюванні електрохімічних акумуляторів.

Ключові слова: електрохімічний акумулятор, система гарантованого енергозабезпечення, прогнозування, регулювання, навчання, стійкість.

MATHEMATICAL MODELLING ELECTROCHEMICAL ACCUMULATORS AS A PART OF NO-BREAK POWER SUPPLY SYSTEMS.

M.M. Nakaznenko

An analytical review of modeling of electrochemical batteries, within systems of guaranteed power supply is carried out. The perspective directions in the modeling of batteries are chosen- methods based on the formalization of electrochemical interactions at the electrodes surface, using electrical circuit replacement methods based on the approximation of experimental data. The possibilities and advantages of using a new method for modeling of the technical systems - neural networks – are described. Basic steps of model constructing are determined. It is defined the niche of using of this method while modeling of electrochemical batteries and systems of guaranteed power supply in general. It is determined not only the research capabilities of this modeling method, but also the possibilities of using such models in adjusting and diagnosing systems of the guaranteed power supply system. The basic principles of neural networks training are reviewed. It is made a conclusion on the possibility of application of neural modeling methods for the electrochemical batteries.

Key words: electrochemical accumulator, no-break power supply systems, prediction, regulation, teaching.

Наказненко Максим Николаевич – аспирант кафедры пакетных двигателей и энергоустановок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Tenor1709@list.ru.

УДК 621.7.044

В.К. БОРИСЕВИЧ, В.Н. ГОЛОВАНОВ, В.В. ТРЕТЬЯК, Ю.А. НЕВЕШКИН

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

К ОЦЕНКЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СЛОЖНЫХ ДЕТАЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ИМПУЛЬСНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ

Исследуется стоимостная оценка технологического процесса объемной импульсной штамповки. Оценка произведена путём сравнения его с известными процессами изготовления деталей: методом штамповки на штамповочных молотах, высокоскоростных молотах, на пресс-пушке. Экономический эффект достигается за счет значительной экономии производственных ресурсов: в том числе за счет затрат на основные материалы, основную зарплату производственных рабочих, амортизацию оборудования и другие. Оценка произведена с помощью методики оценки уровня качества продукции с помощью комплексных показателей и индексов. Приведенные расчеты показывают, что анализируемый вариант явно превосходит традиционные по комплексному показателю уровня качества в условиях мелкосерийного и среднесерийного производства.

Ключевые слова: импульсная объемная штамповка, экономическая эффективность, производственные ресурсы, уровни качества.

Введение

Использование импульсных методов объемно-деформирования при изготовлении сложных деталей авиационной и космической промышленности позволяет использовать преимущества данного метода при получении деталей высокого качества при достижении значительного формоизменения из заготовок простой формы. Данный метод позволяет получать детали сложных форм при значительных эксплуатационных и производственных преимуществах.

Основные из них следующие:

- достигаются показатели прочности и надежности (выносливости) максимальные для данного металла;
- резко сокращаются отходы часто дорогих и дефицитных металлов;
- снижается трудоемкость изготовления изделий, повышается производительность труда.

Однако высокие эксплуатационные и технологические результаты данными методами можно получить только при строго обоснованном выборе метода объемной обработки, грамотном назначении формы поковки и размеров исходной заготовки для ее изготовления, определении оптимальных режимов для выполнения операций технологического процесса.

Выбранная номенклатура деталей может быть изготовлена и другими способами: изготовление де-

талей на высокоскоростных молотах (ВСМ) (пресс-пушки, установки «Удар» и др.); изготовление деталей на падающих молотах (ПМ); изготовление деталей на механических прессах (Пресс), однако использование штамповки взрывом позволяет использовать данный метод как наиболее эффективный.

1. Методы расчета экономической эффективности

Выбор наиболее приемлемого варианта технологического процесса можно произвести на основании методики расчёта комплексного показателя качества. Известно несколько видов комплексных показателей качества: интегральные, удельные, обобщенные, сумма баллов, функциональные зависимости главного показателя от исходных показателей и др. [1, 2].

На практике, как правило, применяют смешанный метод, предусматривающий анализ как единичных, так и комплексных показателей качества. Известны различные способы расчета комплексных показателей качества: расчеты произведения единичных показателей и расчеты среднеарифметического или среднегеометрического показателя. Нами выбран метод расчета среднеарифметического обобщенного показателя качества.

Анализ уровня качества вариантов технологических процессов изготовления, можно вести различными путями:

- путем парного сравнения рассматриваемого варианта технологии с базовыми (сравнительными);
- путем использования в расчетах условного "эталона" – гипотетического варианта (в дальнейшем будем называть идеальным вариантом), для которого все показатели качества имеют наивысшую оценку.

Для проведения анализа выбран второй вариант, как наиболее, "компактный", в расчетах, для которого обобщенный показатель варианта является уровнем качества этого варианта по отношению к гипотетическому и для сравнения реальных вариантов между собой необходимо найти соотношение их обобщенных показателей.

Выбор вариантов технологических процессов для сравнения производился по критерию функционального назначения. В этом отношении были рассмотрены следующие варианты:

- анализируемый вариант – объемная взрывная штамповка, осуществляемая на взрывных прессах (ВП) (рифлённые внутренние и наружные поверхности обечаек, крыльчатки центробежных насосов, толстостенные стаканы и др.);

Сравнимые варианты:

- изготовление деталей на высокоскоростных молотах (ВСМ) (пресс-пушки, установки «Удар» и др.);
- изготовление деталей на падающих молотах (ПМ);
- изготовление деталей на механических прессах (Пресс).

Фактически это все возможные варианты изготовления деталей из объёмных заготовок. Детали после этих процессов требуют доводочных работ, объем которых практически не зависит от процесса формообразования и по этой причине не учитывается в комплексном анализе качества.

Для выявления состава основных показателей качества рассматривалось мнение независимых экспертов, которые выделили характерные для различных условий производства и эксплуатации анализируемой номенклатуры изделий следующие показатели.

1. Широта номенклатуры обрабатываемых деталей. В качестве измеряемого параметра (измерителя) принято количество единиц наименований деталей, которые могут быть получены каждым из сравниваемых вариантов технологических процессов (лаконичное название "номенклатура").

2. Показатель производительности процесса формообразования оценивается длительностью цикла операции, другими словами величиной оперативного времени в минутах (Лаконичное название "Длительность цикла").

3. Показатель "Материалоемкость оборудования" оценивается массой оборудования типового

представителя, в тоннах.

4. Показатель конструктивная сложность оснастки оценивается в баллах по 10-ти бальной шкале (лаконичное название "Сложность оснастки").

5. Показатель сроков технологической подготовки производства оценивается временем необходимым для разработки технологической документации и временем изготовления специальной технологической оснастки в условиях типовой группы отдела главного технолога и цеха нестандартного оборудования (лаконичное название "Сроки технологической подготовки производства").

6. Показатель "Цена оборудования" принят в условиях воспроизводства при современном состоянии экономики для типового представителя оборудования каждого технологического процесса. Оценивается в условных единицах.

7. Показатель "Цена оснастки" принимается в относительных значениях – условные единицы стоимости на килограмм массы.

8. Показатель "Стойкость оснастки" оценивается в штуках деталей, которые можно изготовить с помощью комплекта оснастки одного наименования до первого капитального ремонта ее.

9. Показатель "Гибкость производства" оценивается величиной времени переналадки оборудования с выпуска деталей одного наименования на выпуск деталей другого наименования или, другими словами, – это подготовительно-заключительное время, которое измеряется в часах.

10. Показатель "Технологический припуск" показывает на какую долю, выраженную в процентах, объем заготовки больше объема готовой детали.

11. Показатель "Масштабы производства" характеризуется величиной годовой производственной программы выпуска деталей, для которой анализируемый процесс будет наиболее экономически целесообразным.

2. Показатели экономической эффективности

Величины показателей по вариантам технологических процессов и их измерители приведены в табл. 1. Следующим этапом анализа является определение коэффициентов весомости рассматриваемых единичных показателей качества в общей системе принятых показателей.

Различают следующие методы определения коэффициентов весомости [3]:

- метод стоимостных регрессионных зависимостей;
- метод предельных и номинальных значений;
- метод эквивалентных соотношений;
- экспертный метод.

Таблица 1

Состав показателей и исходные данные,
необходимые для оценки вариантов технологических процессов

N п/п	Наименование показателей	Наимен. измерит.	Сравн. варианты			ВП	Гипотет.
			ВСМ	ПМ	Пресс		
1	Номенклатура	Единиц	50	500	500	200	500
2	Длительность цикла	Мин	10	10	5	20	5
3	Материалоёмкость оборудования	Тонн	60	160	180	10	10
4	Конструк. сложность оснастки	Балл	8	10	10	4	4
5	Сроки тех. подг. производства	Час	26	30	26	20	20
6	Цена оборудования	Тыс. у.е.	1200	1500	2000	30	30
7	Цена оснастки	у.е./кг	5	6	8	3	3
8	Стойкость оснастки	Шт. дет.	2000	3000	5000	500	5000
9	Гибкость производства	Час	2	2	3	1	1
10	Технологический припуск	Процент	10	50	30	5	5
11	Масштабы производства.	Шт./год	6000	8000	10000	1500	10000

Эти методы отличаются друг от друга исходной информацией и тем, как она используется для определения коэффициентов весомости.

Все методы при правильном их использовании приводят примерно к одинаковым результатам, поэтому нами был использован экспертный метод, как наиболее простой.

Известно несколько методов экспертного опроса:

- индивидуальный, при котором от каждого эксперта независимо от других получают оценки и математически обрабатывают их для установления единой оценки;
- групповой, предусматривающий получение единой оценки сразу от всех экспертов путем совместного обсуждения проблем;
- метод Дельфи – многоэтапный опрос экспертов для получения согласованных мнений; при этом согласование индивидуальных оценок сочетается с последовательным ознакомлением каждого эксперта с оценками остальных экспертов.

Нами принят индивидуальный метод опроса как наиболее просто организуемый, а для получения большей степени объективности, применен вероятностный способ задания оценки.

При этом способе эксперт задает две или три величины оценки, например максимальное и минимальное значение при задании двух оценок или максимальное, минимальное и наиболее вероятное значение при задании трех оценок.

Нами выбран способ задания двух оценок; при этом способе оценки обрабатываются по формуле:

$$a_{\text{ож}} = \frac{2a_{\text{max}} + 3a_{\text{min}}}{5},$$

где $a_{\text{ож}}$ – ожидаемая величина оценки; a_{max} , a_{min} – максимальная и минимальная величина оценки соответственно, задаваемая одним экспертом.

При опросе экспертов также было учтено то обстоятельство, что один и тот же параметр в различных организационно-технических условиях производства оценивался различной величиной оценки с точки зрения влияния его (параметра) на комплексный показатель уровня качества.

Поэтому организационно-технические условия производства были заранее оговорены.

Шкала оценки параметров в баллах с точки зрения их влияния на комплексный показатель качества принята десятибалльная. Результаты опроса экспертов, а также результаты обработки оценок приведены в табл. 2.

Таким образом, мы получили ожидаемые оценки значения весомости показателей качества в баллах.

Полученные ожидаемые оценки применяют для определения среднего арифметического значения весомости i -го показателя качества по формуле:

$$\bar{a}_i = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N a_{\text{ож}ij},$$

где $\bar{a}_i$ – оценка среднего арифметического значения весомости i -го показателя качества; $a_{\text{ож}ij}$ – ожидаемое значение весомости i -го показателя, полученный по результатам обработки оценок, назначенных j -м экспертом; N – число экспертов.

Нормированное значение коэффициента весомости вычисляют по формуле:

$$q_i = \frac{\bar{a}_i}{\sum_{i=1}^n \bar{a}_i},$$

где q_i – нормированное значение коэффициента весомости; n – число показателей качества технологических процессов.

Нормированные значения коэффициентов весомости для заданных организационно-технических условий были вычислены и представлены в табл. 3 при этом их значения округлялись, исходя из соблюдения – условия:

$$\sum_{i=1}^n q_i = 1.$$

Таблица 2

Обработка оценок экспертов, заданных вероятностным методом

N п/п	Наименование показателей	Эксперт 1			Эксперт 2			Эксперт 3			Эксперт 4			Эксперт 5		
		mx	mn	ож	mx	mn	ож	mx	mn	ож	mx	mn	ож	mx	mn	ож
1	Номенклатура	9	7	7,8	10	8	8,8	9	8	8,4	10	9	9,4	9	7	7,8
2	Длительность цикла	4	2	2,8	5	3	3,8	4	3	3,4	5	4	4,4	4	3	3,4
3	Материалоём оборудования	7	5	5,8	9	7	7,8	7	6	6,4	9	8	8,4	9	8	8,4
4	Констр. сложн. оснастки	7	5	5,8	8	6	6,8	7	6	6,4	8	7	7,4	7	5	5,8
5	Сроки тех подг. произ.	9	7	7,8	10	9	9,4	9	8	8,4	10	8	8,8	10	9	9,4
6	Цена оборудования	5	3	3,8	7	5	5,8	5	4	4,4	7	6	6,4	5	4	4,4
7	Цена оснастки	10	7	8,2	10	8	8,8	9	8	8,4	10	7	8,2	10	8	8,8
8	Стойкость оснастки	5	2	3,2	6	4	4,8	5	4	4,4	6	5	5,4	5	2	3,2
9	Гибкость производства	9	8	8,4	10	8	8,8	9	8	8,4	10	9	9,4	10	8	8,8
10	Технологический припуск	5	4	4,4	6	4	4,8	5	4	4,4	6	5	5,4	5	4	4,4
11	Масштабы производства	5	3	3,8	6	5	5,4	5	4	4,4	6	4	4,8	6	4	4,8

Таблица 3

Расчет коэффициентов весомости

N п/п	Наименование показателей	Э1	Э2	Э3	Э4	Э5	Σ	$K_{вес}$
		ож	ож	ож	ож	ож		
1	Номенклатура	7,8	8,8	8,4	9,4	7,8	42,2	0,13
2	Длительность цикла	2,8	3,8	3,4	4,4	3,4	17,8	0,054
3	Материалоём. оборудования	5,8	7,8	6,4	8,4	8,4	36,8	0,11
4	Констр. сложн. оснастки	5,8	6,8	6,4	7,4	5,8	32,2	0,098
5	Сроки тех подг. произ.	7,8	9,4	8,4	8,8	9,4	43,8	0,134
6	Цена оборудования	3,8	5,8	4,4	6,4	4,4	24,8	0,077
7	Цена оснастки	2,8	3,8	3,4	4,4	4,4	18,8	0,057
8	Стойкость оснастки	3,2	4,8	4,4	5,4	3,2	21	0,065
9	Гибкость производства	8,4	8,8	8,4	9,4	8,8	43,8	0,134
10	Технологический припуск	4,4	4,8	4,4	5,4	4,4	23,4	0,071
11	Масштабы производства	3,8	5,4	4,4	4,8	4,8	23,2	0,07
							327,8	1

После установления нормированных значений коэффициентов выявляются эталонные значения единичных показателей качества ($P_{1\text{ мин}}$) и формируется гипотетический вариант – это искусственно созданный вариант технологии, у которого каждый показатель имеет лучшее возможное значение.

Как правило, гипотетический вариант практически недостижим, но сравнение с ним реальных вариантов показывает степень приближения их к эталону.

Характеристики гипотетического варианта приведены в табл. 1.

Далее единичные показатели разделяются по направлениям оптимизации:

– минимизируемые $P_{ij}^{\text{мин}}$, уменьшение которых способствует улучшению качественных характеристик;

– максимизируемые $P_{ij}^{\text{макс}}$, увеличение которых способствует улучшению качественных характеристик.

Результаты разделения единичных показателей по направлениям оптимизации представлены в табл. 4.

Расчет относительных значений единичных показателей (K_{ij}) путем сравнения P_{ij} с $P_{i \text{ шп}}$ выполняется с учетом следующего правила: для гипотетического варианта относительные показатели равны

единице ($K_{i \text{ шп}} = 1$), для других – $K_{ij} \leq 1$.

Тогда для минимизируемых показателей:

$$K_{ij} = \frac{P_{i \text{ шп}}^{\min}}{P_{ij}^{\min}};$$

Таблица 4

Разделение показателей по направлениям оптимизации

N п/п	Наименование показателей	Наимен. измерит.	Направление Оптимизации
1	Номенклатура	Единиц	Максимизируемый
2	Длительность цикла	Мин	Минимизируемый
3	Материалоём. оборуд.	Тонн	Минимизируемый
4	Констр. сложн. оснаст.	Балл	Минимизируемый
5	Сроки тех. подг. произ.	Час	Минимизируемый
6	Цена оборудования	Тыс. у.е.	Минимизируемый
7	Цена оснастки	у.е./кг	Минимизируемый
8	Стойкость оснастки	Шт. дет.	Максимизируемый
9	Гибкость производст.	Час	Минимизируемый
10	Технологич. припуск	Процент	Минимизируемый
11	Масштабы производ.	Шт./год	Максимизируемый

для максимизируемых показателей:

$$K_{ij} = P_{ij}^{\max} / P_{i \text{ шп}}^{\max},$$

где $i = \text{const}$, $j = 1, 2, \dots, m$, шт.; $P_{i \text{ шп}}^{\min}$, $P_{i \text{ шп}}^{\max}$ – абсолютные значения i -го показателя соответственно минимизируемого и максимизируемого для гипоте-

тического варианта; $P_{ij}^{\min}$, $P_{ij}^{\max}$ – абсолютные значения i -го показателя соответственно минимизируемого и максимизируемого для рассматриваемого j – го варианта. Расчет относительных значений единичных показателей качества по вариантам технологических процессов приведены в табл. 5.

Таблица 5

Расчет относительных изменений показателей по вариантам технологических процессов

N п/п	Наименование показателей	Варианты техпроцессов				
		ВСМ	ПМ	Пресс	ВП	Идеальный
1	Номенклатура	0,1	1	1	0,4	1
2	Длительность цикла	0,5	0,5	1	0,25	1
3	Материалоемкость оборудования	0,16	0,063	0,055	1	1
4	Констр. сложн. оснастки	0,5	0,4	0,4	1	1
5	Сроки тех подг. произ.	0,77	0,67	0,77	1	1
6	Цена оборудования	0,025	0,02	0,015	1	1
7	Цена оснастки	0,6	0,5	0,375	1	1
8	Стойкость оснастки	0,4	0,6	1	0,1	1
9	Гибкость производства	0,5	0,5	0,33	1	1
10	Технологич. припуск	0,5	0,1	0,16	1	1
11	Масштабы производства	0,6	0,8	1	0,15	1

* – Относительные значения единичных показателей качества не будут зависеть от организационно-технических условий, так как они (условия) не оказывают влияния на направления оптимизации, по крайней мере, для выбранного состава показателей.

Определение обобщенных показателей качества для всех рассматриваемых вариантов производства по формуле:

$$u_j = \sum_{i=1}^n K_{ij} \cdot q_i,$$

где u_j – обобщенный показатель качества j -го варианта; K_{ij} – относительное значение i -го показателя качества j -го варианта; q_i – коэффициент весомости i -го показателя качества; n – число анализируемых показателей качества.

Расчет обобщенных показателей приведен в табл. 6. Обобщенный показатель качества сам по себе показывает уровень качества рассматриваемого варианта относительно идеального, представляющего собой совокупность наивысших достижений по всем анализируемым показателям оцениваемой группы вариантов технологических процессов.

Но идеальный вариант технически невыполним, поэтому уровень качества необходимо оценить относительно реальных вариантов по формуле:

$$y_{a-c} = \frac{U_a}{U_c},$$

где U_{a-c} – уровень качества анализируемого варианта относительно сравниваемого; U_a – обобщенный абсолютный показатель качества анализируемого варианта; U_c – обобщенный абсолютный показатель качества варианта, с которым производят сравнение.

В табл. 7 приведена сравнительная характеристика вариантов технологических процессов.

Таблица 6

Расчет обобщенных показателей качества вариантов технологических процессов

N п/п	Наименование показателей	Коэфф. весом.	Варианты техпроцессов				
			ВСМ	ПМ	Пресс	ВП	Идеальный
1	Номенклатура	0,13	0,013	0,13	0,13	0,052	0,13
2	Длительность цикла	0,054	0,027	0,027	0,054	0,0135	0,054
3	Материалоём. оборудования	0,11	0,0176	0,0069	0,006	0,11	0,11
4	Констр. сложн. оснастки	0,098	0,049	0,0392	0,0392	0,098	0,098
5	Сроки тех подг. произ.	0,134	0,1032	0,0898	0,1032	0,134	0,134
6	Цена оборудования	0,077	0,0019	0,0015	0,0012	0,077	0,077
7	Цена оснастки	0,057	0,0342	0,0285	0,0214	0,057	0,057
8	Стойкость оснастки	0,065	0,026	0,039	0,065	0,0065	0,065
9	Гибкость производст.	0,134	0,067	0,067	0,044	0,134	0,134
10	Технологич. припуск	0,071	0,0355	0,0071	0,0114	0,071	0,071
11	Масштабы производства	0,07	0,042	0,056	0,07	0,0105	0,07
Обобщенный показатель качества u_j			0,4164	0,492	0,5454	0,7635	1,0000

Таблица 7

Сравнительная характеристика вариантов технологических процессов

Сравниваемые варианты	Анализируемые варианты				
	ВСМ	ПМ	Пресс	ВП	Идеальный
ВСМ	1	1,181	1,309	1,833	2,402
ПМ	0,846	1	1,108	1,552	2,032
Пресс	0,763	0,902	1	1,399	1,833
ВП	0,545	0,644	0,714	1	1,309
Идеальный	0,416	0,492	0,545	0,763	1

Выводы

Стоимостная оценка техпроцесса объёмной штамповки произведена путём сравнения его с техпроцессом изготовления деталей методом механической обработки.

Экономический эффект в этом случае достигается за счет значительной экономии производственных ресурсов таких как: затраты на основные материалы, основную зарплату производственных рабочих и амортизации оборудования.

Вариант механической обработки применим в условиях мелкосерийного производства, поэтому в оценке варианта принималась величина производственной программы в размере 20 изделий в год, при этом сумма экономического эффекта составила 1237140 грн. на номенклатуре в 79 наименований.

Однако, изготовление деталей анализируемой номенклатуры может быть осуществлено с использованием другого оборудования.

Оценка этого оборудования была произведена с помощью методики оценки уровня качества про-

дукции с помощью комплексных показателей и индексов [3].

Проведенные расчеты показали, что анализируемый вариант превосходит по комплексному показателю уровня качества в условиях мелкосерийного и среднесерийного производства вариант традиционной штамповки на механических прессах в 1,4 раза, вариант штамповки на падающих молотах в 1,5 раза и вариант штамповки на высокоскоростных молотах в 1,8 раза.

Литература

1. ГОСТ 15467-79. Управление качеством продукции. Основные понятия. Термины и определения. – М.: Издательство стандартов, 1987. – 17 с.
2. РД 50-149-79. Методические указания по оценке технического уровня и качества промышленной продукции. – М., 1979. – 21 с.
3. Методика оценки уровня качества продукции с помощью комплексных показателей и индексов. – М.: ВНИИС, 1974. – 72 с.

Поступила в редакцию 15.05.2009

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

ДО ОЦІНКИ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ МЕТОДІВ ВИГОТОВЛЕННЯ СКЛАДНИХ ДЕТАЛЕЙ ЗА ДОПОМОГОЮ ІМПУЛЬСНИХ ДЖЕРЕЛ ЕНЕРГІЇ

В.К. Борисевич, В.М. Голованов, В.В. Третьяк, Ю.А. Невешкін

Досліджується вартісна оцінка технологічного процесу об'ємного імпульсного штампування. Оцінка проведена шляхом порівняння нового процесу з відомими процесами виготовлення деталей: методом штампування на штампувальних молотах, високошвидкісних молотах, на прес-гарматі. Економічний ефект досягається за рахунок значної економії виробничих ресурсів: у тому числі за рахунок витрат на основні матеріали, основну зарплату виробничих робітників, і амортизацію устаткування та інші. Оцінка проведена за допомогою методики оцінки рівня якості продукції за допомогою комплексних показників і індексів. Приведені розрахунки показують, що аналізований варіант явно перевершує традиційні по комплексному показнику рівня якості в умовах дрібносерійного і середньосерійного виробництва.

Ключові слова: імпульсне об'ємне штампування, економічна ефективність, виробничі ресурси, рівні якості.

TO ESTIMATION OF ECONOMIC EFFICIENCY MANUFACTURING METHODS DIFFICULT DETAILS WITH HELP IMPULSIVE ENERGY SOURCES

V.K. Borisevich, V.H. Golovanov, V.V. Tretyak, Ju.A. Neveshkin

The cost estimation is explored of technological process of the by volume impulsive stamping. Estimation is made by comparison of it with known processes making of details: of stamping on stamping hammers by method with the high speeds, on press-cannon. Is achieved an economic effect due to the considerable economy of production resources: including due to expenditures on the basic materials, basic pay-envelope of the production working, depreciation of equipment and other. Estimation is made by the method of estimation of level of quality of products by the complex indexes and indexes. Computations are resulted show that the analyzed variant obviously excels qualities traditional on the complex index of level in the conditions of limited production and medium-size lot production.

Keywords: impulsive by volume stamping, cost-effectiveness, production resources, levels of quality.

Борисевич Владимир Карпович – д-р техн. наук, директор международного института новых технологий и материалов, профессор кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lmint_khai@rambler.ru.

Голованов Виталий Николаевич – старший преподаватель кафедры менеджмента Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lmint_khai@rambler.ru.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lmint_khai@rambler.ru.

Невешкин Юрий Александрович – аспирант Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lmint_khai@rambler.ru.

УДК 629.7:621.3

А.М. ПАШАЕВ, М.Г. ШАХТАХТИНСКИЙ, П.Ш. АБДУЛЛАЕВ, А.ДЖ. МИРЗОЕВ

Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан

СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДОВ SOFT COMPUTING

Предложена автоматизированная система диагностирования технического состояния авиационных газотурбинных двигателей, основанная на комплексном анализе термогазодинамических и механических параметров работы двигателя с применением различных методов. Рассмотрены основные этапы формирования нейро-статистической подсистемы предложенной автоматизированной системы диагностирования технического состояния авиационных газотурбинных двигателей. Предложенный алгоритм обработки полетной информации АГТД проходит успешную экспериментальную реализацию на двигателях PC-90-76SW, Д30КУ-154, RB-211-534E и PW127 и рекомендуется к применению в технической эксплуатации вышеприведенных двигателей

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, техническое состояние, автоматизированная система диагностирования, математическая статистика, нейронная сеть.

Введение

Исследования в области создания автоматизированных систем диагностирования технического состояния (ТС) авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) показывают на недостаточную обоснованность применения систем, основанных только на одном из известных методов диагностирования, так как ни один из методов не является универсальным и абсолютно надежным [1].

Естественно, что подобные системы диагностирования, построенные на основе одного классификатора, не смогут в полной мере удовлетворить возрастающие требования, предъявляемые к диагностированию двигателей, как в онлайн-овом (в режиме реального времени), так и в оффлайн-овом режиме.

Анализ последних исследований [2] показывает, что системы диагностирования технического состояния авиационных газотурбинных двигателей, базирующиеся на комбинации различных методов, еще мало изучены и требуют тщательных исследований.

Учитывая вышеприведенный анализ существующих работ, назрела острая необходимость в создании и применении комплексного подхода, с использованием новой технологии Soft Computing, при диагностировании ТС авиационных газотурбинных двигателей с использованием нечеткой логики и нейросетевых методов.

Применение данного подхода требует устойчивого и эффективного использования ресурсов современной информационной технологии.

Результаты исследований

Предлагаемая комплексная система основана на Комплексном Анализе термогазодинамических и механических параметров работы АГТД с применением различных методов, приведенных на рис. 1. При этом методы Soft Computing применяются как в отдельности, так и в комбинации с другими методами (например, $M1 + M2 + KA$ и т.п., см. рис. 1, «+» - условный знак комбинирование), что позволяют производить поэтапную оценку ТС АГТД.

Рассмотрим подсистему диагностирования с использованием алгоритма $M2 + M5 + KA$ (рис. 2). Для реализации рассматриваемой подсистемы диагностирования АГТД проанализируем отдельные этапы ее формирования.

Процесс диагностирования двигателя, в начале эксплуатации, заключается в оценке состояния АГТД на основе статической НС с прямым распространением сигнала, путем обучения последнего имплантированным банком неисправностей однотипных двигателей (первый этап).

При этом источником формирования имплантированных неисправностей двигателя являются результаты численных экспериментов с применением нелинейной полуэмпирической Математической Модели двигателя и модели двигателя полученной на основе множественного регрессионного анализа параметров [3]. Несмотря на грубую идентификацию ТС АГТД, преимуществом данного этапа является возможность формирования первоначального «портрета» двигателя на раннем этапе его эксплуатации.

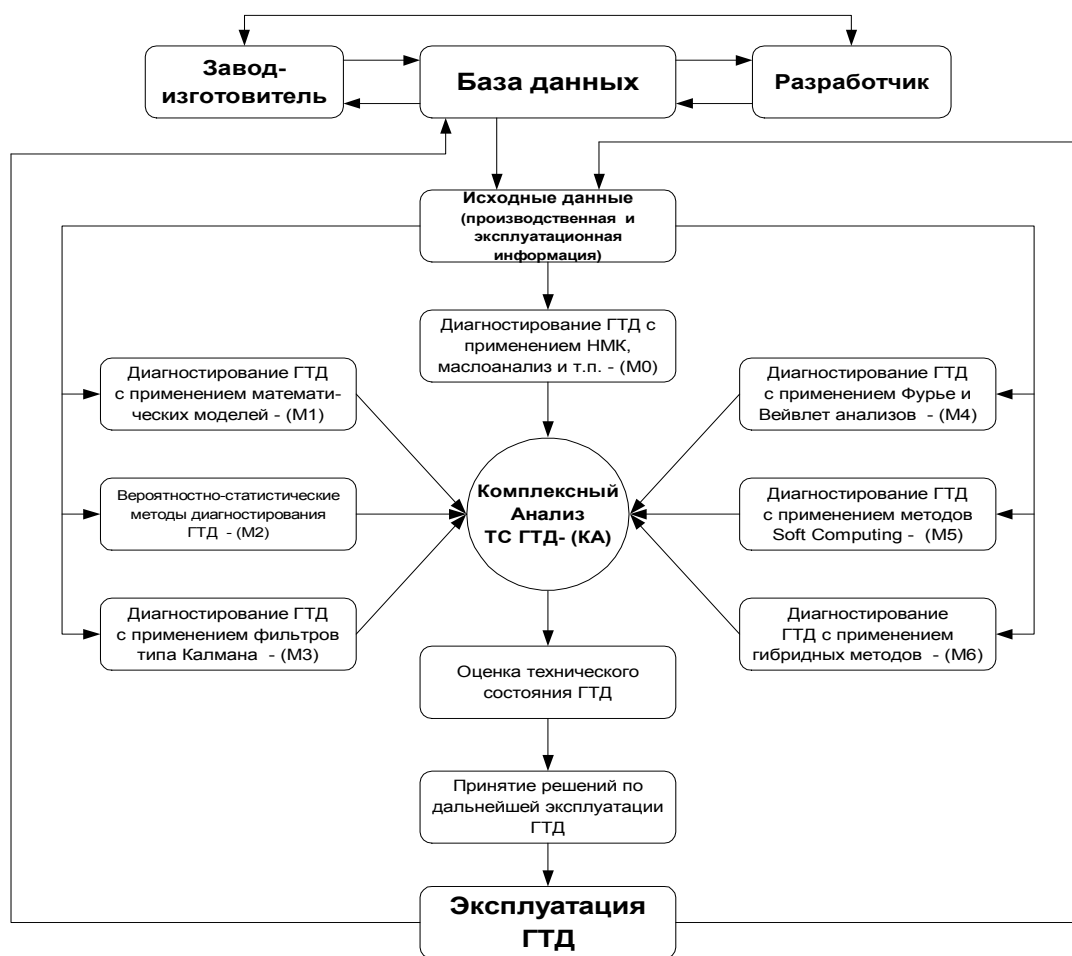


Рис. 1. Структура комплексной системы параметрического диагностирования авиационного ГТД



Рис. 2. Нейро-статическая подсистема диагностирования ТС АГТД (M2 + M5 + КА)

На втором этапе рассматриваемой подсистемы диагностирования ТС АГТД анализируется наличие развития неисправности двигателя на основе нейростатистической обработки параметров двигателя. При этом статистическая идентификация состояния двигателя начинается с $N = 60$ -го измерения, что соответствует подчинению накопленных значений регистрируемых параметров АГТД к нормальному закону распределения [1].

Статистический подход обнаружения развития неисправности двигателя основывается на формировании гибких диапазонов регистрируемых параметров и сравнении их значений с расчетными верхними и нижними границами изменений:

$$P_n^B = \overline{P_n} + K_{l,n} \sqrt{S_n^2};$$

$$P_n^H = \overline{P_n} - K_{l,n} \sqrt{S_n^2},$$

где $\overline{P_n}$ и S_n – среднее значение и среднеквадратичное отклонение параметров двигателей;

$K_{l,n}$ – толерантный коэффициент, зависящий от числа измерений n , принятого уровня значимости и доверительной вероятности.

Нейросетевой подход выявления неисправности базируется на формировании верхнего и нижнего порогов выходного (диагностируемого) параметра нейросетевой модели (НМ) двигателя соответствующие началу необратимого состояния АГТД. При этом выходной (диагностируемый) параметр НМ двигателя уточняется на основе анализа динамики изменения основных характеристик распределений параметров ($A(P_i)$ и $E(P_i)$), которые позволяют сформировать пороги необратимого неисправного состояния двигателя по формулам:

$$U_{\Pi}^B = P_n + \gamma_B, \gamma_B = P_6 \alpha_1;$$

$$U_{\Pi}^H = P_n + \gamma_H, \gamma_H = P_6 \alpha_2,$$

где P_n – значение выходного параметра последнего замера;

P_6 – базовое значение выходного параметра, определяемое как среднеарифметическое за три последовательных замера;

$\alpha_1 = 0,5 \div 0,6$ и $\alpha_2 = 0,1 \div 0,2$ – коэффициенты, полученные на основе экспериментальных исследований неисправностей двигателей.

По результатам синтеза анализов нейростатистического выявления развития неисправности двигателя выдается предупредительная рекомендация первого уровня о ТС АГТД.

Завершающим этапом рассматриваемой подсистемы диагностирования ТС АГТД является при-

нятие решения о текущем состоянии двигателя по результатам предполагаемого (ожидаемого) и имплантированного подходов идентификации двигателя. Проверка гипотезы базируется на сравнительном анализе комбинаций результатов предполагаемого (ожидаемого) и имплантированного подходов оценки узла неисправности двигателя с помощью логической модели блока принятия решений. При совпадении результатов предполагаемой и имплантированной локализации узла двигателя, логическая модель имеет простую структуру, в противном случае за базовое решение принимается результат предполагаемой локализации, а узел, соответствующий результату имплантированной идентификации, берется под особый контроль и без проведения наземного углубленного анализа АГТД к дальнейшей эксплуатации не допускается.

Вывод

Предложенный алгоритм обработки полетной информации АГТД позволяет сформировать легко адаптируемую, для различных конфигураций средств регистрации и типов двигателя, автоматизированную систему диагностирования ТС АГТД, которая проходит успешную экспериментальную реализацию на двигателях ПС-90-76SW, Д30КУ-154, RB-211-534E и PW127 и рекомендуется к применению в технической эксплуатации вышеприведенных двигателей [1, 2].

Литература

1. *Application Of Soft Computing Methods In Complex Condition Monitoring System For Aviation Gas Turbine Engines / M.G. Shaxtatsinskiy, P.S. Abdulayev, A.C. Mirzoyev, A.S. Yakushenko, V.N. Oxmakevich // Матеріали 8 міжнародної науково-технічної конференції "АВІА - 2007". – К.: НАУ, 2007. – Т. 2. – С. 31.14-31.17.*
2. *Мирзоев А.Д. Комплексная система диагностирования авиационных газотурбинных двигателей / А.Д. Мирзоев // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2007. – № 6 (42). – С. 47-59.*
3. *Мирзоев А.Д. Применение методов Soft Computing в комплексной системе диагностирования авиационных ГТД / А.Д. Мирзоев // XV Тулолевские чтения: Международная молодёжная научная конференция, 9-10 ноября 2007 года: Материалы конференции. – Казань: Казанский государственный технический университет, 2007. – Т. I. – С. 347-350.*

Поступила в редакцию 29.05.2009

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

СИСТЕМА ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАЦІЙНОГО ГТД З ЗАСТОСУВАННЯМ МЕТОДІВ SOFT COMPUTING

А.М. Пашаев, М.Г. Шахтактинский, П.Ш. Абдуллаев, А. Дж. Мирзоев

Запропоновано автоматизовану систему діагностування технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів, заснована на комплексному аналізі термогазодинамічних і механічних параметрів роботи двигуна з застосуванням різних методів. Розглянуто основні етапи формування нейро-статистичної підсистеми запропонованої автоматизованої системи діагностування технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів. Запропонований алгоритм обробки польотної інформації АГТД проходить успішну експериментальну реалізацію на двигунах ПС-90-76SW, Д30КУ-154, RB-211-534E і PW127 і рекомендується к застосуванню в технічній експлуатації вищенаведених двигунів.

Ключові слова: авіаційний газотурбінний двигун, технічний стан, автоматизована система діагностування, математична статистика, нейронна мережа.

AVIATION GAS TURBINE ENGINE TECHNICAL CONDITION MONITORING USING THE SOFT COMPUTING METHODS

A.M. Pashayev, M.Q. Shaxtaxtinskiy, P.S. Abdullayev, A.J. Mirzoyev

The automatized Aviation Gas Turbine Engine monitoring system, based on the complex analysis of engine thermogasdynamic and mechanical parameters, was presented. The neural network and statistical subsystems' main forming stages was considered. The suggested stage of engine parameters monitoring has successfully experimental results for the engines PS90-76SW, D30KU-154, RB-211-534E4 and PW127 and recommend for above mention engines technical exploitation.

Keywords: aviation gas turbine engine, technical condition, automatized monitoring system, mathematical statistic, neural network.

Пашаев Ариф Мир-Джалал оглы – д-р физ.-мат. наук, академик, ректор, Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: amirzoyev@swt.az.

Шахтактинский Мамедамин Габидулла оглы – д-р физ.-мат. наук, академик, советник ректора по научно-исследовательским делам, Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: amirzoyev@swt.az.

Абдуллаев Парвиз Шахмурад оглы – канд. техн. наук, доцент, зав. кафедрой «Конструкция и эксплуатация ЛА и АД», Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: a_parviz@azeronline.com.

Мирзоев Азер Джаваншир оглы – аспирант, преподаватель кафедры в НАА и Инженер-двигателест в компании Silk Way Technics, Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: azermirzoyev@mail.ru, amirzoyev@swt.az.

УДК 629.7.036.001

В.В. НЕРУБАССКИЙ

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

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В СИСТЕМАХ ЗАПУСКА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрен подход к формированию диагностической модели ГТД на режиме запуска, основанный на моделировании основных неисправностей в подсистемах, входящих в систему запуска. Эта диагностическая модель сформирована на основе универсальной нелинейной поузловой динамической математической модели ГТД, разработанной в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Приводятся основные расчетные формулы, позволяющие оценить влияние различных неисправностей на параметры двигателя. Влияние некоторых неисправностей проиллюстрировано графиками, полученными в результате расчетов.

Ключевые слова: запуск, выбег, холодная прокрутка, система запуска, параметры характеристик узлов, неисправность, диагностическая модель, нелинейная поузловая динамическая математическая модель ГТД.

Введение

Техническое состояние системы запуска газотурбинного двигателя (ГТД) в значительной мере определяет надежность работы самого двигателя, а сложные динамические процессы, протекающие в двигателе в процессе запуска, затрагивают практически все узлы ГТД. В связи с этим необходимо обеспечить периодический и непрерывный автоматизированный контроль работы всех элементов системы запуска в процессе ее эксплуатации.

1. Формулирование проблемы

Решение задачи предварительного анализа системы запуска как объекта диагностирования [1] является ключом для перехода к следующему этапу – формированию диагностических моделей подсистем.

Диагностической будем называть такую модель, которая обеспечивает моделирование дефектов, то есть расчет значений параметров рабочего процесса двигателя (некоторые из них могут быть измеряемыми) не только в исправном его состоянии, но и в неисправных состояниях, характеризующихся наличием различных дефектов.

Ранее проведенный анализ неисправностей в системах запуска [1] позволил выделить основные типы неисправностей:

- механические (дефекты трансмиссии и опор);
- аэродинамические (дефекты проточной части двигателя);
- гидравлические (утечки в трубопроводах);

– нарушения в работе систем розжига и топливopитания.

Так как запуск является динамическим процессом, то в качестве основы будем использовать нелинейную поузловую динамическую математическую модель ГТД, по которой рассчитываются параметры рабочего тела в проточной части и другие основные параметры двигателя [2], представляющая собой систему дифференциальных уравнений:

$$\dot{\bar{Y}} = F(\bar{Y}_0, \bar{U}_\Pi, \bar{U}_P, \bar{v}, t), \quad (1)$$

где $\bar{Y}_0$ – начальные значения параметров на исходном установившемся режиме; $\bar{U}_\Pi$ – условия на входе в двигатель; $\bar{U}_P$ – параметры, определяющие режим; $\bar{v}$ – параметры характеристик узлов.

Решение сводится к расчету невязок для системы нелинейных алгебраических уравнений, являющихся правыми частями дифференциальных уравнений (1):

$$\bar{N}(\bar{Q}, \bar{U}_\Pi(t), \bar{U}_P, \bar{v}) = 0, \quad (2)$$

где $\bar{Q}$ – вектор независимых переменных.

Эта модель дополняется моделями подсистем ГТД, входящих в систему запуска. Ниже описываются подходы к формированию некоторых из этих моделей.

2. Моделирование механических неисправностей

Механические неисправности проявляются в повышенном трении в трансмиссии ГТД и опорах роторов, а в случае запуска в общем случае увели-

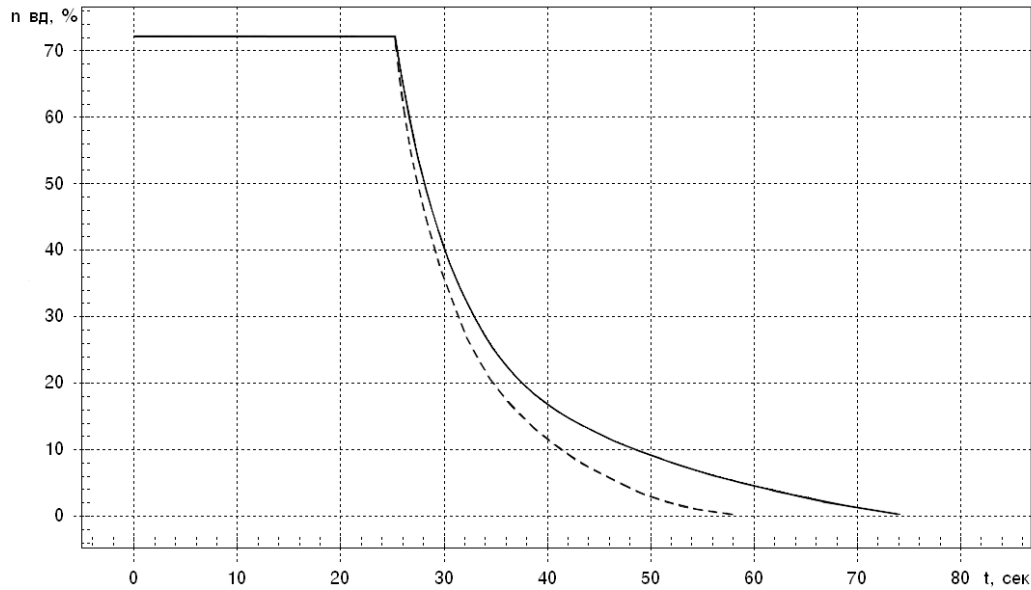


Рис. 1. Расчет выбега ротора ВД ТРДД АИ-222-25:

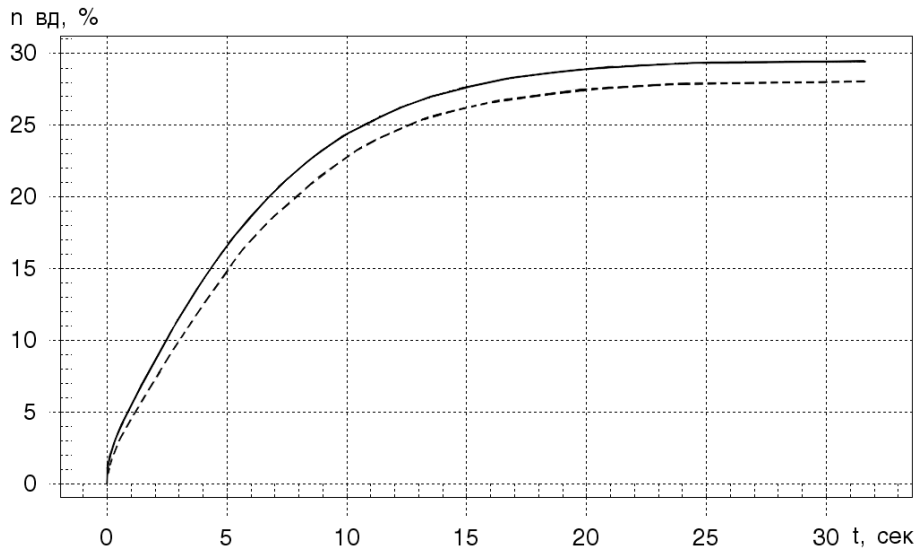
— — $\Delta\eta_{\text{мех}} = 0$; --- — $\Delta\eta_{\text{мех}} = -0,08$ 

Рис. 2. Расчет холодной прокрутки ротора ВД ТРДД АИ-222-25:

— — $\Delta\eta_{\text{мех}} = 0$; --- — $\Delta\eta_{\text{мех}} = -0,08$

чивают его продолжительность.

Известно, что наиболее значимым динамическим фактором ГТД является инерционность роторов. В описываемой модели (1) уравнение движения ротора на запуске имеет следующий вид:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{N_{\text{пу}} + N_{\text{т}}\eta_{\text{мех}} - N_{\text{к}} - \Delta N_{\text{отб}} \left(\frac{30}{\pi} \right) \frac{1}{J}}{n} \quad (3)$$

где $N_{\text{пу}}$ – мощность, развиваемая пусковым устройством; $N_{\text{т}}$ – мощность, развиваемая турбиной; $N_{\text{к}}$ – мощность, потребляемая компрессором; J – момент инерции ротора; $\Delta N_{\text{отб}}$ – мощность, отбираемая на привод агрегатов; $\eta_{\text{мех}}$ – механический КПД трансмиссии; n – частота вращения ротора.

Все механические потери в системе ротора сконцентрированы в механическом КПД трансмиссии $\eta_{\text{мех}}$, причем при расчетах его величина принимается постоянной и равной 0.97...0.98. Для моделирования дефектов трансмиссии предлагается использовать следующее выражение:

$$\eta_{\text{мех}} = \eta_{\text{мех}0} + \Delta\eta_{\text{мех}},$$

где $\eta_{\text{мех}0}$ – исходное значение механического КПД исправного двигателя; $\Delta\eta_{\text{мех}}$ – потери механического КПД, связанные с повышенным трением в системе ротора.

Примером влияния механического КПД трансмиссии на динамические характеристики двигателя являются процессы выбега и холодной прокрутки.

На рис. 1 приведены результаты расчета выбега ротора ВД ТРДД АИ-222-25, а на рис. 2 – результаты расчета холодной прокрутки ТРДД АИ-222-25 при различных значениях механического КПД ($\Delta\eta_{\text{мех}} = 0 \dots 0,08$).

Следует иметь в виду, что влияние неисправностей трансмиссии на пусковые характеристики ГТД не является однозначным. Например, возможно появление избыточного трения в опорах ротора при запуске непрогретого двигателя в холодных погодных условиях и при высокой вязкости масла, что само по себе не является признаком неисправности. Подобные факторы следует учитывать как при моделировании, так и при назначении допусков.

3. Моделирование дефектов проточной части двигателя

На продолжительность запуска существенное влияние оказывает состояние проточной части компрессора и правильная работа средств его механизации. Механизация современных высоконапорных компрессоров оказывает существенное влияние на устойчивость их работы на переходных режимах. На запуске чаще всего используется перепуск воздуха за последними ступенями компрессора через дополнительные клапаны перепуска воздуха (ДКПВ).

Известно, что при запуске двигателя линия приемистости (при малых приведенных частотах вращения $n_{\text{пр}}$) проходит на характеристике компрессора в области пониженных значениях КПД. Поэтому желательно управлять геометрией компрессора таким образом, чтобы линия запуска соответствовала оптимальным значениям КПД [4]. Путем повышения температуры газов этого достичь нельзя из-за ограничения ее максимально допустимого значения. Необходимое расположение линии совместных режимов достигается путем перепуска части воздуха за компрессором, в результате чего обеспечивается оптимальный уровень КПД и более быстрое возрастание степени расширения газов в турбине при умеренном уровне температуры, связанном с более высокими значениями расхода воздуха (рис. 3).

Загрязнение проточной части компрессора приводит к снижению его КПД и как следствие к снижению расхода воздуха, что приводит к повышению температуры газов перед турбиной и в конечном счете к увеличению времени запуска.

В общем случае влияние изменения технического состояния проточной части двигателя на параметры в модели (1) представляется как деформация параметризованных характеристик узлов [2]:

$$v = v_0 \left(1 + a \frac{y_1 - y_{10}}{\Delta y_1} + b \frac{y_2 - y_{20}}{\Delta y_2} + c \right), \quad (4)$$

где v_0 – значение параметра узла, вычисленное по исходной характеристике; y_1 и y_2 – текущие значения параметров-аргументов характеристики; y_{10} и y_{20} – базовые значения параметров, соответствующие выбранной базовой точке характеристики, вокруг которой производится ее поворот; Δy_1 и Δy_2 – диапазоны изменения параметров в поле характеристики; a , b , c – параметры рассматриваемой характеристики узла.

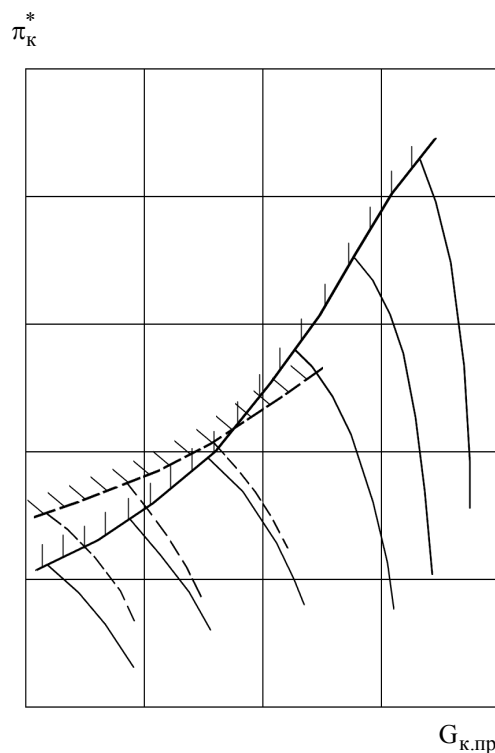


Рис. 3. Влияние перепуска воздуха на напорную характеристику компрессора: — – ДКПВ закрыты; --- – ДКПВ открыты

Такое представление характеристик компрессора позволяет определить влияние изменений его технического состояния на параметры ГТД, в частности учесть изменение площадей проходных сечений, углов установки лопаток и др.

Особую проблему при моделировании запуска составляет наличие характеристик компрессора при частотах вращения ниже $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,5 \dots 0,65$. В работе [3] приводится методика, в соответствии с которой исходной является ветвь напорной характеристики компрессора с $n_{\text{пр}} = n_{\text{пр}0}$, ниже которой геометрия проточной части остается неизменной. Ниже опорной ветви для расчета приведенной мощности, по-

требной для привода компрессора $N_{пр.к}$, степени повышения давления π_k^* и приведенного расхода воздуха $G_{в.пр}$ используются аппроксимирующие зависимости:

$$\left. \begin{aligned} N_{пр.к} &= N_{пр.к0} \left(n_{пр} / n_{пр0} \right)^{k_1}; \\ \pi_k^* &= 1 + \left(\pi_{к0}^* - 1 \right) \left(n_{пр} / n_{пр0} \right)^{k_2}; \\ G_{в.пр} &= G_{в.пр0} \left(n_{пр} / n_{пр0} \right)^{k_3}, \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

где k_1, k_2, k_3 – статистически найденные коэффициенты, численные значения которых лежат в пределах $k_1 = 2,9 \dots 4$; $k_2 = 2,4 \dots 2,8$; $k_3 = 1,0 \dots 1,2$. Значения этих коэффициентов в общем случае могут быть функциями частоты вращения $k_i = f(n_{пр})$.

Зависимость $\eta_k^* = f(G_{в.пр}, n_{пр})$ вычисляется на основе полученных зависимостей для $\pi_k^*, G_{в.пр}, N_{пр.к}$:

$$\eta_k^* = \eta_{к0}^* \left(\frac{G_{в.пр} \left(\pi_k^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)}{G_{в.пр0} \left(\pi_{к0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)} \right)^{k_4} \left(\frac{n_{пр0}}{n_{пр}} \right)^{k_4}. \quad (6)$$

Совместное использование формул (4), (5) и (6) обеспечивает не только достоверное определение характеристик компрессора на режимах ниже режима малого газа, но и позволяет оценить влияние неисправностей проточной части компрессора.

4. Моделирование гидравлических дефектов в воздушной системе запуска

Основными элементами воздушной системы запуска, широко используемой на современных многодвигательных пассажирских и транспортных самолетах с ГТД, являются воздушный турбостартер (ВТС) и трубопроводы подвода воздуха от внешнего или бортового источника (ВСУ). Анализ работы такой системы запуска позволяет сделать вывод о том, что ее параметры должны быть такими, чтобы располагаемая мощность воздушного турбостартера была не менее требуемой, определяемой условиями обеспечения надежного запуска двигателя.

Большое влияние на величину располагаемой мощности ВТС оказывают потери давления воздуха в трубопроводах пусковой системы. С другой стороны эти потери оказывают существенное влияние на режим работы ВСУ или работающего двигателя, от компрессора которого производится отбор сжатого воздуха. Так давление воздуха на входе в турбину

ВТС $P_{са}^*$ отличается от давления отбираемого воздуха от источника питания (ВСУ) $P_{всу}^*$ на величину потерь в сети ΔP [4]:

$$P_{са}^* = P_{всу}^* - \Delta P. \quad (7)$$

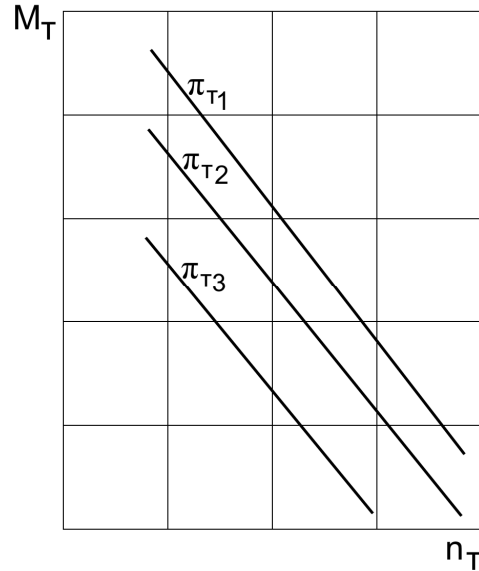


Рис. 4. Типичная моментная характеристика ВТС:
 $\pi_{T1} > \pi_{T2} > \pi_{T3}$

Для данной сети можно допустить, что потери давления ΔP пропорциональны квадрату расхода воздуха G_v . В выполненных воздушных пусковых системах эти утечки не превышают 2...3% от расхода воздуха, отбираемого от источника питания.

Тогда

$$\Delta P \approx a G_v^2,$$

где a – коэффициент сопротивления воздушных трубопроводов, определяемый из известной формулы гидравлического сопротивления сети.

Задавая потери расхода воздуха при возникновении разрывов или дефектов трубопроводов можно перейти к мощностной или моментной характеристике ВТС и оценить соответствующее снижение мощности или крутящего момента при запуске. Так крутящий момент турбины ВТС в зависимости от частоты вращения ротора изменяется по линейному закону:

$$M_T \approx M_{T0} - b_T n_T, \quad (8)$$

где M_{T0} – начальный крутящий момент при частоте вращения турбины ВТС $n_T = 0$; b – постоянный коэффициент для данного типа пускового устройства.

Данная характеристика для выполненных конструкций ВТС обычно расслаивается по различным значениям степени понижения давления в турбине:

$$\pi_T = \frac{P_{ca}^*}{P_H} = \text{var.} \quad (9)$$

Таким образом, определяя по (7) и (8) значения крутящего момента или мощности ВТС, можно оценить влияние утечек в трубопроводах на параметры двигателя в процессе запуска, особенно на первом и втором его этапах. Аналогичным способом можно учесть влияние частичного или неполного закрытия/открытия заслонок в трубопроводах.

Заключение

Описанный подход к формированию математических моделей подсистем, входящих в систему запуска, а также результаты расчета процесса запуска при различных состояниях этих подсистем позволяют перейти к завершающим этапам диагностического анализа – идентификации этих моделей, анализу погрешностей, расчету матриц коэффициентов влияния, разработке алгоритмов диагностирования и назначению допусков. Полученные результаты могут также использоваться при проектировании и оптимизации

систем запуска ГТД авиационного и наземного применения.

Литература

1. Нерубасский В. В. Анализ системы запуска авиационного газотурбинного двигателя как объекта диагностирования / В. В. Нерубасский // *Авіаційно-космічна техніка і технологія : зб. наук. пр.; М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»*. – Х., 2007. – Вип. 9 (45). – С. 92-96.
2. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов и др. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.
3. Добрянский Г.В. Динамика авиационных ГТД / Г.В. Добрянский, Т.С. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
4. Кац Б.М. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей / Б.М. Кац, Э.С. Жаров, В.К. Винокуров. – М.: Машиностроение, 1976. – 220 с.

Поступила в редакцию 21.05.2009

Рецензент: Igor Loboda, Ph.D., Assistant Professor, National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico.

МОДЕЛЮВАННЯ ДЕФЕКТІВ У СИСТЕМАХ ЗАПУСКУ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

В.В. Нерубаський

Розглянуто підхід до формування діагностичної моделі ГТД на режимі запуску, заснований на моделюванні основних несправностей у підсистемах, що входять до системи запуску. Ця діагностична модель сформована на основі універсальної нелінійної поузлової динамічної математичної моделі ГТД. Наведено основні формули розрахунків, що дозволяють оцінити вплив різних несправностей на параметри двигуна. Вплив деяких несправностей проілюстровано графіками, що отримані у результаті розрахунків.

Ключові слова: запуск, вибіг, холодна прокрутка, система запуску, параметри характеристик вузлів, несправність, діагностична модель, нелінійна поузлова динамічна математична модель ГТД.

FAULTS MODELING IN AVIATION TURBINE ENGINE STARTING SYSTEMS

V.V. Nerubaskyi

The approach to forming of the gas turbine engine diagnostic model on starting mode, based on main faults modeling in subsystems, included in starting system, is reviewed. This diagnostic model is built on the gas turbine engine universal nonlinear unit-by-unit dynamic mathematical model. Main calculation formula allowing to estimate the influence of several faults on engine parameters are depicted. Influences of some faults are illustrated by graphs, obtained as the result of calculation.

Key words: starting, shutdown, cold cranking, starting system, unit performance parameters, fault, diagnostic model, gas turbine engine nonlinear unit-by-unit dynamic mathematical model.

Нерубасский Вадим Владимирович – старший научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина, E-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 621.438.003

А.П. ГОРШКОВ, Т.П. ГРЫЗЛОВА

Рыбинская государственная авиационная технологическая академия им. П.А. Соловьева, Россия

ДЕКОМПОЗИЦИЯ СИГНАЛОВ СЛОЖНЫХ ИСТОЧНИКОВ НА ОСНОВЕ ХАРАКТЕРНЫХ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ WAVELET-КОЭФФИЦИЕНТОВ

Предложен метод предварительной обработки информации на основе декомпозиции диагностических сигналов и/или их Wavelet-преобразований на информативные и неинформативные элементы. Последовательность считается информативной (характерной, ХП), если частоты ее встречаемости в сигналах разных классов существенно отличаются. Выполнен анализ влияния Wavelet-преобразования на информативность ХП в задачах диагностики подшипников трансмиссии ГТД по вибросигналам и электрических двигателей по моделям флуктуаций тока. Информативность ХП Wavelet-коэффициентов оказалась несколько выше, чем ХП сигналов. Оценки вероятности правильного распознавания, полученные по методу скользящего контроля, показывают, что если источник имеет большой уровень шума, то наиболее полезными являются ХП интегральных Wavelet-коэффициентов. Признаки на их основе обеспечивают полную линейную разделимость образов вибрационных сигналов кондиционных и некондиционных подшипников и позволяют уменьшить количество ошибок при диагностике. При наличии обучающей выборки в виде записей цифровых сигналов, зарегистрированных в различных состояниях источника, с помощью программного обеспечения поиска ХП можно экспериментально оценить эффективность разработанного метода для конкретных задач.

Ключевые слова: диагностика, цифровые сигналы, структурные методы анализа, характерная последовательность, Wavelet-преобразование, подшипники трансмиссии ГТД, информативность признака/

Введение

В технической диагностике широко используются такие методы цифровой обработки сигналов, как спектральный анализ, фильтрация, аппроксимация в различных базисах, Wavelet-анализ. Они предоставляют человеку разные образы первичных данных и часто облегчают распознавание. Но проблема выбора признаков для диагностики остается открытой. Множество признаков, характеризующих объект, выбирается специалистом, а эффективность выбора или его ошибочность становится ясной после разработки, тестирования и использования системы распознавания или обработки информации, когда модификации, корректировки, доработки аппаратуры или программного обеспечения трудны, дороги и требуют много времени.

Наметились тенденции по автоматизации процесса принятия решения о состоянии сложных технических объектов, причем это относится и к проблеме выбора информативных диагностических признаков, и к проблеме оценки состояния диагностируемого объекта. Многие задачи принятия решения, если решение базируется, в основном, на прошлом опыте, приводятся к схеме распознавания образов. Исходной информацией для проектирования является множество сигналов с указанием классов

объектов, для которых они зарегистрированы, поэтому задачу синтеза системы распознавания часто решают методами машинного обучения. Важным фактором, влияющим на возможность автоматического анализа, является выбор функции от первичных данных или их преобразований.

Известно большое количество методов и алгоритмов формального синтеза и обучения классификаторов, пригодных в условиях, когда выбор набора функций от первичных данных уже сделан, то есть признаковое пространство фиксировано.

В рамках выбранного семейства признаков можно автоматизировать поиск наиболее информативных признаков. Спроектировано семейство признаков на основе характерных последовательностей, пригодное для автоматического анализа самых разнообразных цифровых сигналов и их преобразований. Показано, что оно позволяет существенно уменьшить количество ошибок при диагностике состояния сложных технических объектов.

1. Структурный анализ сигналов

Основы структурного метода анализа сигналов были изложены Э.М. Браверманом и И.Б. Мучником [1]. Если информация равномерно распределена по кривой и характеризуется поведением кривой в це-

лом, например, ее спектральным составом, скоростью роста, то для ее извлечения обрабатывают всю кривую в целом, например, раскладывая ее по различным системам функций или выполняя преобразование Фурье. Совершенно иные методы извлечения информации необходимы в случаях, когда предполагается, что она содержится в относительно небольших участках кривой, как бывает при анализе электрокардиограмм. В этом случае выделяют информативные участки, а представление информации о кривой в целом следует строить через описание классов выделенных участков. Разделение области задания функции на части, рассмотрение функций на этих участках как самостоятельных единиц наблюдений, сравнение между собой – типичные этапы структурного анализа.

В большинстве работ, посвященных формализации такого подхода, обязательно предполагается заданным набор эталонов информативных участков. Обычно он используется и для их выделения, и для классификации. Набор эталонов для анализа определенного типа экспериментальных кривых выбирается специалистом, хорошо знающим этот тип. Для каждого нового типа кривых строится свой набор эталонов. Такой подход не позволяет полностью автоматизировать процесс обработки кривых, не дает возможности строить алгоритмы, предназначенные для широкого класса экспериментальных кривых, требует привлечения высококвалифицированных специалистов. Его использование затруднительно в тех случаях, когда требуется обрабатывать данные плохо изученных процессов, например, шумов и вибраций новых машин. Автоматическое построение эталонов особенно актуально в связи с проблемой автоматизации научного эксперимента.

Диагностические сигналы являются очень сложными объектами. Они определяются применяемыми датчиками, то есть возможность влиять на процесс получения первичной информации очень ограничена. Математическая модель сигналов или неизвестна, или настолько сложна, что ее использование становится неконструктивным. Построение классификаторов на основе непосредственно наблюдаемых сигналов невозможно из-за очень большого размера данных. Необходимо предварительное извлечение из наблюдаемых сигналов информативных признаков, после чего задача классификации решается известными методами. Формальные методы поиска признаков при неопределенной математической модели сигнала отсутствуют. Часто используются известные из других приложений методы, без обоснования их эффективности (например, спектральное представление сигнала).

Разработаны алгоритмы автоматического поиска признаков, основанные на новом концептуальном

подходе к описанию динамической информации. Основное достоинство предлагаемого подхода заключается в выделении характерных последовательностей, что позволяет учесть динамическую информацию [2 – 6]. Методика не требует стационарности сигналов, пригодна для скалярных и векторных сигналов, не зависит от класса сигналов и инвариантна к некоторым преобразованиям сигналов. Система поиска характерных последовательностей описана в [2 – 6], в настоящей работе представлены исследования, позволяющие сделать вывод о целесообразности Wavelet-анализа.

2. Метод анализа на основе выделения характерных последовательностей

Методы структурного анализа сигналов обычно реализуются в виде системы алгоритмов. В нашем случае система алгоритмов предварительной обработки $\{f_1, \dots, f_m\}$ преобразует сигнал в вектор

размерности m частот v_i характерных последова-

тельных cs_i . Заметим, что число характерных последовательностей зависит от обучающих данных и может варьироваться от 1 до заданного максимально допустимого количества m :

$$s_0^{N-1} \xrightarrow{f_1, \dots, f_m} \begin{pmatrix} v_1 \\ \dots \\ v_m \end{pmatrix}. \quad (1)$$

2.1. Характерные последовательности

Из сигнала выделяется J -й кластер элементарных последовательностей $ES_J = \{es_j\}_J$ одинаковой длины $k = \#es_{1J}$. Элементарная последовательность включается в кластер, если по выбранной мере сопоставления последовательностей при заданном пороге они совпадают с эталоном es_{1J} . Для всех сигналов, которые содержатся в обучающей выборке, подсчитывается количество элементарных последовательностей

$$v_J(s_0^{N-1})_p = \#ES_J = \#\{es_j\}_J. \quad (2)$$

Вычисляется информативность этого признака для классификации сигналов. Информативность может быть оценена несколькими способами, например, как отношение межклассового расстояния между множествами значений признаков к внутриклассовому расстоянию. Наиболее наглядна и понятна мера информативности признака Q_b , опреде-

ляемая как доля образов, не попавших в интервал неопределенности g_{ef} , который определяется пере-

сечением областей значений признака f сигналов разных классов:

$$g_{\text{ef}} = [f_{\min}, f_{\max}]_{C1} \cap [f_{\min}, f_{\max}]_{C2} = [f_{\text{Th1}}, f_{\text{Th2}}]. \quad (3)$$

Если информативность признака высока, то эталон J -того кластера переопределяется как характерная последовательность (ХП) $\mathbf{cs}_j$. Эта процедура повторяется многократно, $J = 1, 2, \dots$, для разных длин k , разных типов метрик и порогов. Она является базовой в комплексе алгоритмов автоматизированного поиска признаков пространств (1) и управляется по обратной связи с системой распознавания по методу k ближайших соседей [2–6]. Результатом работы системы поиска признаков пространств CAS $\mathbf{fs}$

$$\left\{ \mathbf{s}_0^{N-1} \right\}_{C1} \cup \left\{ \mathbf{s}_0^{N-1} \right\}_{C2} \xrightarrow{\text{CAS } \mathbf{fs}} \{ \mathbf{cs}_i \}, i = 1 \dots m \quad (4)$$

является набор ХП $\mathbf{CS} = \{ \mathbf{cs}_i \}$, который будет использоваться в диагностирующей системе.

2.2. Преобразования сигнала и признаков

Информативность признаков пространств можно повысить, если в набор $\mathbf{CS}$ добавить последовательности, найденные в преобразованиях сигнала $\mathbf{T}(\mathbf{s}_0^{N-1})$. Например, использовать разложение сигнала на блоки $\mathbf{s}_{ib}^{(i+1)b-1}$ равной длины b , вычисление средних значений блоков m_i и формирование последовательности средних $\mathbf{Mb}$, в b раз более короткой, чем сигнал:

$$\mathbf{s}_0^{N-1} \rightarrow \mathbf{s}_0^{b-1} \cdot \mathbf{s}_b^{2b-1} \cdot \dots \cdot \mathbf{s}_{(i-1)b}^{ib-1} \cdot \dots \cdot \mathbf{s}_{(l-1)b}^{lb-1}; \quad (5)$$

$$m_i = \text{average}(\mathbf{s}_{ib}^{(i+1)b-1}); \quad (6)$$

$$\mathbf{s}_0^{N-1} \rightarrow m_0 m_1 \dots m_{N/b-1} = \mathbf{Mb}_0^{N/b-1}. \quad (7)$$

После Wavelet-преобразования можно использовать последовательности Wavelet-коэффициентов, как дифференциальных ($\mathbf{w}$), так и интегральных ($\mathbf{a}$). Сигнал преобразуется в матрицу Wavelet-коэффициентов, а затем каждая строка матрицы (последовательность Wavelet-коэффициентов) в векторы частот характерных последовательностей на каждом уровне Wavelet-преобразования:

$$\mathbf{s}_0^{N-1} \rightarrow \begin{bmatrix} \mathbf{w}_0^{n1-1} \\ \dots \\ \mathbf{w}_0^{nL-1} \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} v_{1,1} & \dots & v_{1,n1} \\ \dots & v_{l,nl} & \dots \\ v_{L,1} & \dots & v_{L,nL} \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Аналогично можно использовать интегральные Wavelet-коэффициенты:

$$\mathbf{s}_0^{N-1} \rightarrow \begin{bmatrix} \mathbf{a}_0^{n1-1} \\ \dots \\ \mathbf{a}_0^{nL-1} \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} v_{1,1} & \dots & v_{1,n1} \\ \dots & v_{l,nl} & \dots \\ v_{L,1} & \dots & v_{L,nL} \end{bmatrix}. \quad (9)$$

В общем случае можно найти вектор $\mathbf{f}$:

$$\mathbf{s}_0^{N-1} \rightarrow |v_1 \dots v_M|^T = \mathbf{f}_1^M, \quad (10)$$

в который включены как частоты характерных последовательностей сигналов $v_i = v(\mathbf{cs}_i)$, $i = 1 \dots m$, так и частоты характерных последовательностей Wavelet-коэффициентов разных типов:

$$v_{l,j} = v(\mathbf{W}(\mathbf{cs}_i)), l = 1 \dots L, j = 1 \dots n_l.$$

Компоненты вектора $\mathbf{f}$ образуют пространство признаков. При отборе ХП используется оценка информативности признаков пространств. Очень часто полезно и возможно преобразовать вектор частот ХП с помощью преобразования Карунена-Лоэва в один обобщенный признак:

$$\mathbf{Fr} = \mathbf{KL}(\mathbf{f}_1^M). \quad (11)$$

3. Данные и методика тестирования

Анализ целесообразности Wavelet-преобразования для расширения множества диагностических признаков выполнялся на двух множествах данных: на сигналах вибродиагностики подшипников трансмиссии ГТД [5, 6] и на данных моделей флюктуаций тока электродвигателей, выставленных и описанных на сайтах www.cacs.louisiana.edu, www.cis.temple.edu.

Задача I. Диагностика подшипников трансмиссии ГТД. Имеется 36 сигналов длиной 30000 отсчетов, частота дискретизации – 10 кГц. Сигналы классифицированы – известно, какому множеству – кондиционных или некондиционных подшипников они принадлежат. Поиск характерных последовательностей выполнялся по порогу, обеспечивающему попадание не менее 8% в кластер элементарных последовательностей.

Задача II. Диагностика и классификация неисправностей электродвигателя [7]. Имеется 420 сигналов тока длиной 1500 отсчетов. Частота дискретизации – 33,3 кГц. Сигналы классифицированы на 21 класс – исправный электродвигатель и 20 классов неисправных. Каждый класс представлен 20 сигналами. Поиск характерных последовательностей выполнялся по порогу, обеспечивающему попадание не менее 12% в кластер элементарных последовательностей.

Перебор элементарных последовательностей сигнала для обеих задач велся по особым точкам:

пересечениям нулевого уровня и минимумам (для второй задачи еще и по максимумам). Сравнение элементарных последовательностей велось по метрикам СКО, Чебышева и $(1 - \rho)$, где ρ – коэффициент корреляции. Порог при удалении парных корреляций был установлен равным 0,1.

Оценивались вероятности правильного распознавания β_I , β_{II} по методу k ближайших соседей по обобщенному признаку (11), сформированному при помощи преобразования понижения размерности (преобразования кластеризации Карунена-Лоэва) признакового пространства на основе частот ХП Wavelet-коэффициентов.

Оценка производится по методу скользящего контроля по блокам, так как объем обучающей выборки очень мал. Для задачи диагностики подшипников трансмиссии ГТД выполнялся скользящий контроль по 6 блокам, для задачи диагностики электродвигателей – по 4. Методика скользящего контроля по k блокам заключается в следующем.

1. Случайным образом разбиваем множество классифицированных образов на k, по возможности одинаковых подмножества, (желательно с сохранением долей образов каждого класса).

2. Строим k разбиений исходного множества на две выборки – обучающую и тестовую. Для каждого разбиения тестовая выборка – это одно из k подмножеств, сформированных на предыдущем шаге, а обучающая – все остальные образы.

3. Для каждого разбиения выполняется поиск признаков, строится классификатор на обучающей выборке, классификатор тестируется на тестовой выборке.

Таким образом, все k оценок будут получены на независимых данных. Оценка точности распознавания – это среднее по k полученным оценкам

4. Анализ результатов экспериментов

Оценки вероятностей правильного распознавания в рассматриваемых задачах приведены в табл. 1.

Количество ХП, отобранных в последовательностях Wavelet-коэффициентов разных уровней, приведены в табл. 2.

В задаче I наибольшее количество ХП находится на 3-м уровне, в задаче II – на уровнях 2 и 1, что можно объяснить фильтрующими свойствами преобразования.

Информативность ХП в зависимости от источника можно оценить по табл. 3. Характерные последовательности проиндексированы в пределах одного источника: сигнала, Wavelet-коэффициентов и интегральных Wavelet-коэффициентов.

Примеры наиболее информативных ХП приведены на рис. 1.

Таблица 1

Вероятности правильного распознавания

Источник ХП	β_I , %	β_{II} %
Сигналы	83,3	99
Wavelet-коэффициенты	83,3	99
Интегральные Wavelet-коэффициенты	94,4	98
Обобщенный признак	88,8	100

Таблица 2

Количество характерных последовательностей, автоматически отобранных на разных уровнях Wavelet-представления

Источник ХП	Wavelet-коэффициенты		Интегральные Wavelet-коэффициенты	
	ПТ	ЭД	ПТ	ЭД
Уровни анализа				
1	3	7	5	9
2	5	8	3	4
3	12	0	9	2
4	3	0	1	0
5	2		2	
6	0		5	

Таблица 3

Информативность ХП в сигналах вибродиагностики

Источник	Метрика	Уровень	Индекс	Q_f
Сигнал S	$1 - \rho$		1	0,51
	$1 - \rho$		2	0,38
	$1 - \rho$		3	0,5
	$1 - \rho$		4	0,6
	СКО		5	0,56
	СКО		6	0,46
	Чебышева		7	0,49
Wavelet коэффициенты W	$1 - \rho$	3	1	0,63
	СКО	2	2	0,63
	СКО	5	3	0,59
	$1 - \rho$	3	4	0,45
Интегральные Wavelet-коэффициенты Wa	СКО	5	1	0,75
	СКО	3	2	0,72
	СКО	3	3	0,68
	СКО	4	4	0,67
	Чебышева	3	5	0,66
	$1 - \rho$	3	6	0,61

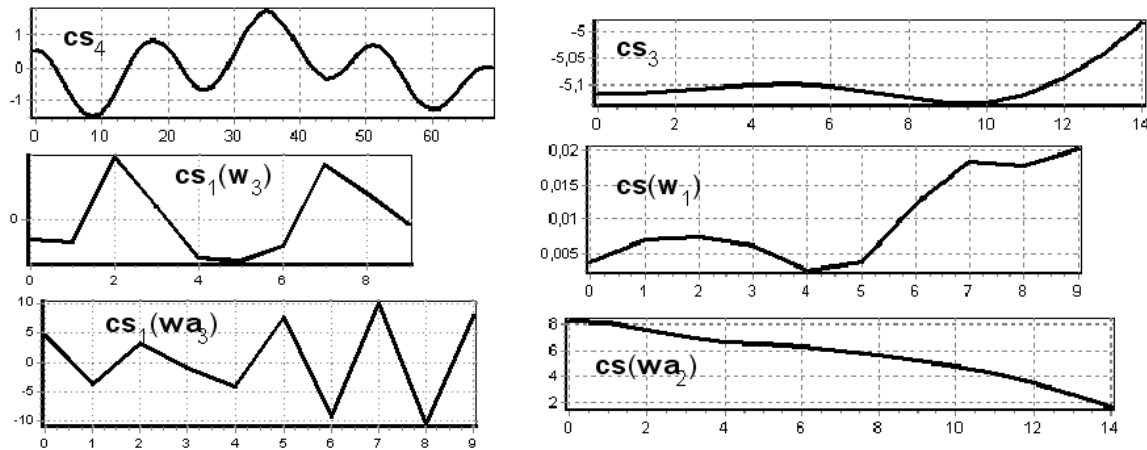


Рис. 1. Примеры наиболее информативных ХП

Новое решение задачи цифровой автоматической диагностики состояния подшипников трансмиссии ГТД, основанное на многомасштабном Wavelet-разложении вибросигналов и подсчете частот характерных последовательностей в интегральных Wavelet-коэффициентах, обеспечивает более высокую вероятность правильного распознавания, чем диагностика при помощи спектральных и статисти-

ческих признаков. Рис. 2 позволяет сопоставить разделимость образов вибросигналов разных классов при различных источниках для $M = 25$.

Наилучшие результаты получаются при одновременном использовании ХП, найденных в сигналах, Wavelet-коэффициентах и интегральных Wavelet-коэффициентах, особенно при увеличении M до 40.

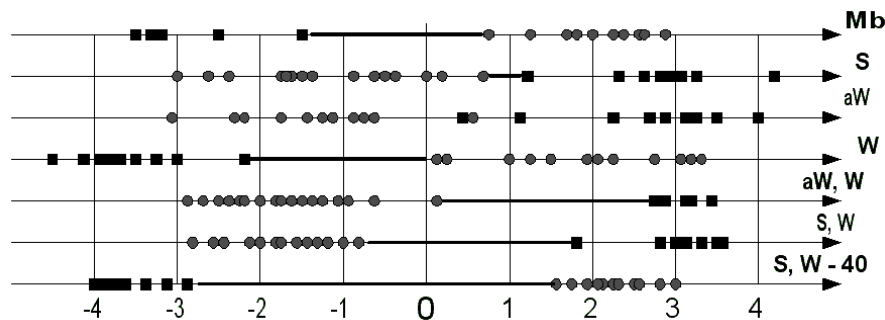


Рис. 2. Обобщенные образы кондиционных (кружок) и некондиционных (квадрат) ПТ.; оси помечены символами источников ХП

Информативность ХП в Wavelet-коэффициентах несколько выше, чем в сигнале, а в интегральных Wavelet-коэффициентах еще выше. По-видимому, основным фактором, влияющим на информативность ХП в задаче диагностики подшипников является уровень высокочастотного шума. На это указывает тот факт, что в задаче I наибольшее число ХП отобрано на 3-ем уровне, а в задаче II – на 2-м. Кроме того, в сигнале более информативные ХП отбираются по коэффициенту корреляции, в интегральных Wavelet-коэффициентах преобладают ХП, отобранные по метрике СКО, в высокочастотных Wavelet-коэффициентах на 3-м уровне используется коэффициент корреляции, а на 5-м – СКО. Наконец, на необходимость сглаживания указывают хорошие результаты, полученные по ХП в усредненных данных (рис. 2).

Задача II решена на основе модели смеси гауссовских распределений в восстановленных фазовых пространствах [7]. Это решение, как и МХП, обеспечивает 100%-е распознавание для всех 21 состояний ЭД. Испытания проводились по методу скользящего контроля по 10 блокам, эти условия не такие жесткие, в какие были поставлены алгоритмы АХП (4 блока).

Спектры сигналов (рис. 3) не несут информации, пригодной для распознавания.

Заключение

Декомпозиция сигналов сложных источников на характерные последовательности, существенные для диагностики, и неинформативные участки сигнала, а также аналогичные операции над Wavelet-

коэффициентами позволяют диагностировать состояние объекта по количеству характерных последовательностей, которые для исправного и неисправного состояния объектов различаются. По оп-

ределению, если количество элементарных последовательностей для разных состояний объекта отличаются друг от друга несущественно, то последовательности не являются характерными.

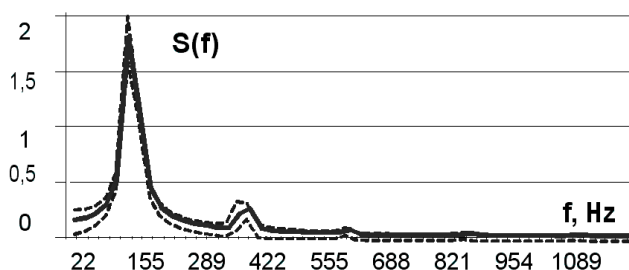


Рис. 3. Спектры токов неисправных ЭД с разными дефектами (2 – 4 сломанных пластины)

Реализация метода для конкретных приложений разбивается на два этапа: 1) проверка возможности и эффективности диагностики на основе ХП; 2) структурно-параметрический синтез модулей предварительной обработки информации для диагностики.

Метод поиска ХП в больших объемах данных реализован в программной системе HIPERCUBE, поиск ХП занимает около недели. При наличии обучающей выборки в виде записей цифровых сигналов, зарегистрированных в различных состояниях источника, можно с помощью программного обеспечения поиска характерных последовательностей HIPERCUBE экспериментально оценить пригодность и эффективность предлагаемого метода анализа для конкретных задач. Если метод диагностики на основе ХП оказывается эффективным, то по апробированной технологии быстро разрабатываются и настраиваются программные модули предварительной обработки информации для систем диагностики. Таким образом, при наличии обучающей выборки можно очень быстро выполнить структурно-параметрический синтез модулей предварительной обработки информации и предоставить их программную реализацию.

Литература

1. Браверман Э.М. Структурные методы обработки данных / Э.М. Браверман, И.Б. Мучник. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1983. – 340 с.
2. Горшков А.П. Система диагностики состояния сложных технических объектов по характерным последовательностям цифровых сигналов /

А.П. Горшков, Т.П. Грызлова // Информационные технологии. – М.: Новые технологии, 2008. – № 9. – С. 12-17.

3. Горшков А.П. Система формирования образа и классификации временных рядов по характерным последовательностям. Цифровая обработка сигналов / А.П. Горшков, Т.П. Грызлова // Цифровая обработка сигналов. – 2008. – № 3. – С. 37-41.

4. Горшков А.П. Автоматизированное формирование пространств статистик характерных последовательностей для распознавания изображений и временных рядов / А.П. Горшков, Т.П. Грызлова // Труды 10-й международной конференции «Цифровая обработка сигналов и ее применение». – М., 2008. – Т. 2. – С. 41-45.

5. Диагностика состояния подшипников трансмиссии газотурбинных двигателей в пространствах статистик характерных последовательностей вибраций / А.П. Горшков, Т.П. Грызлова, Б.И. Комаров, В.Т. Шепель // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – Т. 36, № 10. – С. 67-71.

6. Горшков А.П. Семейство эффективных признаков для диагностики состояния сложных технических систем на примере подшипников трансмиссии ГТД / А.П. Горшков, Т.П. Грызлова // Труды 9-й международной конференции «Распознавание образов и анализ изображений: новые информационные технологии». – Нижний Новгород, 2008. – Т. 2. – С. 47-51.

7. Series Classification Using Gaussian Mixture Models of Reconstructed Phase Spaces / R.J. Povinelli, M.T. Johnson, A.C. Lindgren, J.Ye. Time // IEEE transactions on knowledge and data engineering, june 2004. – Vol. 16, No. 6. – P. 111-114.

Поступила в редакцию 12.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.Т. Шепель, начальник КО сертификации двигателей «ОАО «Сатурн», Рыбинская государственная авиационная технологическая академия им. П. А. Соловьева, Рыбинск, Россия.

ДЕКОМПОЗИЦІЯ СИГНАЛІВ СКЛАДНИХ ДЖЕРЕЛ НА ОСНОВІ ХАРАКТЕРНИХ ПОСЛІДОВНОСТЕЙ WAVELET-КОЕФІЦІЄНТІВ

О.П. Горшков, Т.П. Грызлова

Запропоновано метод попередньої обробки інформації в системах діагностики на основі декомпозиції діагностичних сигналів і/або їх Wavelet-перетворень на інформативні і неінформативні елементи. Послідовність вважається інформативною (характерною, ХП), якщо частоти її зустрічаємості в сигналах різних класів істотно відрізняються. Виконано аналіз впливу Wavelet-перетворення на інформативність ХП в задачах діагностики підшипників трансмісії ГТД по вібросигналах і електричних двигунах по моделях флюктуацій струму. Інформативність ХП Wavelet-коефіцієнтів опинилася декілька вище, ніж ХП сигналів. Оцінки вірогідності правильного розпізнавання, які отримані за методом ковзаючого контролю, показують, що якщо джерело має великий рівень шуму, то найбільш корисними є ХП інтегральних Wavelet-коефіцієнтів. Ознаки на їх основі забезпечують повну лінійну роздільність образів вібраційних сигналів кондиційних і некондиційних підшипників і дозволяють зменшити кількість помилок при діагностиці. За наявності повчальної вибірки у вигляді записів цифрових сигналів, зареєстрованих в різних станах джерела, за допомогою програмного забезпечення пошуку ХП можна експериментально оцінити ефективність розробленого методу для конкретних завдань.

Ключові слова: діагностика, цифрові сигнали, структурні методи аналізу, характерна послідовність, Wavelet-перетворення, підшипники трансмісії ГТД, інформативність ознаки.

A DECOMPOSITION OF COMPLEX SOURCES SIGNALS BASED ON CHARACTERISTIC SEQUENCES OF THE WAVELET-COEFFICIENTS

T.P. Gryzlova, A.P. Gorshkov

The techniques of diagnostics of the complex technical objects is proposed. It is based on signals' decomposition in informational and inconclusive elements and the search of characteristic sequences in digital signals and/or Wavelet-coefficients. A sequence is assumed to be an informative one (characteristic, CS), if the frequencies of CS-occurrence in different classes' signals are essentially divergent. The CS-informativeness of signals and their Wavelet-coefficients were analysed on examples of the problems of diagnostics of transmission bearing of GTE and inductive motors current waveforms. The CS-informativeness of Wavelet-coefficients is occurs some over than one of signals. Estimations of probability of correct classification have been evaluated by sliding test technique. If a source is noised then characteristic sequences in cumulative Wavelet-coefficients are most useful. The CS-based features provide the complete linear discriminability of bearing patterns and allow to reduce amount of errors. We can to evaluate experimentally an effectiveness of CS-analysis techniques on special and concrete problems and systems with the program of CS-search, if we have the learning sample as records of digital signals.

Key words: diagnostics, digital signals, structure analysis techniques, characteristic sequence, Wavelet-transformation, transmission bearing of GTE, feature's informativeness.

Грызлова Татьяна Павловна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры математического и программного обеспечения электронных вычислительных систем Рыбинской государственной технологической академии им. П.А. Соловьева, Рыбинск, Россия, e-mail: kntpgryzlova@mail.ru .

Горшков Алексей Павлович – ведущий инженер-программист РГАТА, Рыбинск, Россия, e-mail: algor@land.ru, info@iss-lab.ru.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Абдуллаев П.Ш.	194
Алёхин С.А.	131
Безденежных А.В.	116
Безручко К.В.	176
Белик А.А.	48
Белогуб А.В.	32
Бондаренко С.Г.	95
Борисевич В.К.	187
Бушуль А.	127
Варнас Р.В.	26
Врублевский А.Н.	131
Ганчин Е.В.	91
Голованов В.Н.	187
Гордиенко Е.К.	32
Горшков А.П.	203
Грабовская Т.А.	100
Григорьева Д.А.	83
Грицюк А.В.	131
Грызлова Т.П.	203
Губин С.В.	151
Гуйот М.	127
Гусев В.Н.	58
Гусев Ю.А.	83
Давидов А.О.	176
Долгополов С.И.	100
Доник Т.В.	73

Дрозд В.А.	100
Дубовик Л.Г.	45
Дудек М.	127
Дьяконов Г.А.	136
Егоров Ю.Г.	48
Епифанов С.В.	166
Жиберт Т.	127
Задонцев В.А.	7
Задонцев В.А.	100
Запольский Л.Г.	121
Зиньковский А.П.	78
Иванова Т.Ю.	151
Иванченко А.Н.	95
Кивиренко О.Б.	21
Кирсанов Д.В.	112
Князев М.К.	21
Коваленко А.Н.	112
Козлоков А.Ю.	88
Коломийчук С.Г.	161
Комбаров В.В.	26
Кондратьев А.И.	45
Коновалов В.И.	142
Конопленко А.А.	58
Костюк В.Е.	58
Котульская О.В.	88
Кошелев Н.Н.	127

Кравченко И.Ф.	58
Кулик М.С.	73
Кульков В.М.	48
Кумченко Я.А.	142
Лефруа А.	127
Лоян А.В.	127
Лыхвар Н.В.	88
Любинская Н.В.	136
Майданюк Д.В.	95
Максименко Т.А.	127
Меркулов В.М.	78
Мирзоев А.Дж.	194
Морозова А.С.	53
Назаренко Ю.Б.	172
Наказненко М.Н.	182
Невешкин Ю.А.	187
Нерубасский В.В.	198
Обухов В.А.	48
Павленко Д.В.	95
Паньон Д.	127
Парамонова Т.Н.	88
Пашаев А.М.	194
Пелерин С.	127
Петров А.В.	83
Петухов А.Н.	68
Пилипенко О.В.	121
Попов Г.А.	48
Придорожный Р.П.	78

Прокопчук А.А.	112
Пугачевская Е.П.	38
Радченко А.Н.	53
Ренадин П.	127
Ржевская И.Е.	91
Светашова Л.Ф.	172
Семенихин С.А.	136
Стрельникова Е.А.	91
Стрельченко Е.В.	107
Суховей С.И.	166
Тарасенко А.И.	64
Толмачев Н.Г.	146
Третьяк В.В.	187
Тутов Н.И.	116
Уманский А.П.	38
Фролов В.П.	176
Химко А.Н.	38
Хитько А.В.	45
Хорольский П.Г.	45
Чепель Г.Н.	116
Шахтактинский М.Г.	194
Шевченко М.В.	139
Шереметьев А.В.	83
Шимановская Н.А.	156
Шопен А.Б.	21
Шпилевой А.А.	166
Щербаков Г.А.	131

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
“Харківський авіаційний інститут”

**АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА
І ТЕХНОЛОГІЯ**

9'2009

Адреса редакції:

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"

Україна, 61070, Харків–70, вул. Чкалова, 17

e-mail: ntrio@khai.edu, alexlesch@mail.ru, aleksandr.leshchenko@gmail.com, alexlesch@ukr.net

Віддруковано ФОП Лисенко І.Б.

61070, Харків – 70, вул. Чкалова, 17, моторний корпус, к. 147

Свідectво про внесення суб'єкта видавничої справи до державного реєстру видавців, виготівників
і розповсюджувачів видавничої продукції ДК № 2607 від 11.09.06 р.

**АВИАЦИОННО–КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА
И ТЕХНОЛОГИЯ**

9'2009

Редактор Е.И. Кучук

Компьютерный набор Т.С. Пискловой

Компьютерная верстка Ю.А. Лещенко

Оригинал-макет изготовлен на кафедре информационных управляющих систем
Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского
“Харьковский авиационный институт”

Подписано в печать 10.7.2009

Формат 60x84 1/8. Бум. офс. № 2. Офс. печ.

Усл. печ. л. 12,32 Уч.-изд. л. 13,28. Т. 120 экз. Заказ 710. Цена договорная

Адрес редакции:

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт"

Украина, 61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17

e-mail: ntrio@khai.edu, alexlesch@mail.ru, aleksandr.leshchenko@gmail.com, alexlesch@ukr.net

Отпечатано ФЛП Лысенко И.Б.

61070, Харьков – 70, ул. Чкалова, 17, моторный корпус, к. 147

Свидетельство о внесении субъекта издательского дела в государственный реестр издателей, изготовителей
и распространителей издательской продукции ДК № 2607 от 11.09.06 г.