

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ,
МОЛОДЁЖИ И СПОРТА УКРАИНЫ

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

ISSN 1727-7337

АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ

10 (97)

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

*Материалы, содержащиеся в журнале, опубликованы по решению
XVII международного конгресса двигателестроителей*

Издание основано в 1993 г.

Выходит 6 раз в год

Харьков "ХАИ" 2012

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 22 июня 2012 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.; заслуженный деятель науки и техники Украины; 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, Герой Украины; Г.А. Кривов , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины; В.Н. Кобрин , д-р техн. наук, проф.; 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; Д.Ф. Симбирский , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии СССР; В.С. Харченко , д-р техн. наук, проф., заслуженный изобретатель Украины.
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

Научно-технический журнал включен в перечень научных изданий, в которых могут публиковаться основные результаты диссертационных работ (см. постановление президиума ВАК Украины №1-05/4 от 14.10.2009г.)

Реферативная информация сохраняется:

– в общегосударственной реферативной базе данных «Україніка наукова» и публикуется в соответствующих тематических сериях УРЖ «**Джерело**» (свободный он-лайновый доступ к ресурсам на Web-сервере <http://www.nbu.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-лайновый доступ к ресурсам на Web-сервере <http://www.viniti.ru>).

© Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт", 2012

СОДЕРЖАНИЕ

Технология производства летательных аппаратов

<i>Борисевич В.К., Долматов А.И., Скорченко И.В., <u>Сабакарь А.И.</u>, Третьяк В.В.</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОЛУЧЕНИЯ НОВЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ПОМОЩИ ИМПУЛЬСНЫХ СВЕРХВЫСОКИХ ДАВЛЕНИЙ	7
--	---

<i>Худяков С.В., Третьяк В.В., Сотников В.Д.</i> РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СРЕДЕ АДЕМ	11
--	----

<i>Болсуновский С.А., Вермель В.Д., Губанов Г.А., Леонтьев А.Е., Сказкин Р.О.</i> РАСЧЁТНАЯ ОЦЕНКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИЗМЕРЕНИЕ УСИЛИЙ РЕЗАНИЯ ДЛЯ ЧИСТОВОЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ФРЕЗЕРНОЙ ОБРАБОТКИ ЛОПАТКИ ГТД	16
--	----

<i>Голдун В.Ю., Клименко Л.П., Андреев В.И., Прищепов О.Ф.</i> ПІДВИЩЕННЯ ЯКОСТІ ЧАВУНУ КОМПРЕСІЙНИХ ПОРШНЕВИХ КІЛЕЦЬ ТРАНСПОРТНИХ ДВИГУНІВ	20
---	----

Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов

<i>Смирнов Д.С., Кащеев А.В., Шепель В.Т.</i> ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА В ПРОЦЕССЕ ДОВОДКИ И СЕРТИФИКАЦИИ АВИАЦИОННОГО ГТД	24
--	----

<i>Воробьев Ю.С., Овчарова Н.Ю.</i> ЛОКАЛЬНОЕ УДАРНОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ЦИЛИНДРИЧЕСКИЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИЙ	29
--	----

<i>Виноградов А.С., Тисарев А.Ю., Бадыков Р.Р.</i> ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УПЛОТНЕНИЙ В СОСТАВЕ СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	33
--	----

<i>Лепешкин А.Р., Ваганов П.А., Бычков Н.Г., Балугев Б.А.</i> МЕТОДИКА РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ И ПРОЧНОСТИ ЛОПАТКИ ГТД С УЧЕТОМ КАСАТЕЛЬНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ КОРПУСА НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ	39
---	----

<i>Дорофеев В.Л., Голованов В.В., Ананьев В.М.</i> МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ	44
--	----

<i>Уманский А.П., Терентьев А.Е., Стороженко М.С., Бондаренко А.А.</i> ВЛИЯНИЕ ДОБАВОК TiB ₂ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ПЛАЗМЕННЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ NiCrSiB	50
---	----

<i>Рыжков С.С., Радченко Н.И., Фордуй С.Г.</i> ТРИГЕНЕРАЦИОННАЯ УСТАНОВКА АВТОНОМНОГО ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ	55
---	----

<i>Радченко Р.Н., Радченко Н.И., Бес Т., Сирота А.А.</i> ОХЛАЖДЕНИЕ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГЛАВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТРАНСПОРТНОГО СУДНА	61
<i>Радченко А.Н., Коновалов А.В.</i> ОХЛАЖДЕНИЕ ПРИТОЧНОГО ВОЗДУХА МАШИННОГО ОТДЕЛЕНИЯ ГАЗОПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ УСТАНОВКИ АВТОНОМНОГО ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ	68
<i>Алёхин С.А., Герасименко В.П., Овчаров Е.Н., Опалев В.А.</i> КОМПЛЕКСНОЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ДВУХТАКТНЫХ ТУРБОПОРШНЕВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ ДИЗЕЛЕЙ	72
<i>Мурзагалиев А.Ж., Некрасов В.Г., Куанышев М.К., Мухтаров А.Т., Каужаров А.К.</i> ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ ДВУХТАКТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	77
<i>Сафонов В.А., Кузнецов П.Н.</i> О НЕКОТОРЫХ ОСОБЕННОСТЯХ РАБОТЫ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИХ И ТЕРМООБРАТИМЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	82
<i>Морозова В.С., Гун В.С., Поляцко В.Л.</i> АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МАГНИТНОГО ПОТОКА НА ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ ДВС	86
<i>Мошенцев Ю.Л., Гогоренко А.А., Минчев Д.С., Нагорный А.В., Максимов Ю.С.</i> ВОЗМОЖНОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУР ТЕПЛОНОСИТЕЛЕЙ В АЛЬТЕРНАТИВНОЙ СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ ДИЗЕЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАГИСТРАЛЬНЫХ ТЕПЛОВОЗОВ	92
<i>Варбанец Р.А., Кучеренко Ю.Н., Головань А.И.</i> ВИБРОАКУСТИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СУДОВОГО ДИЗЕЛЯ С ТУРБОНАДДУВОМ	98
<i>Былинкина О.Н., Коровин Б.Б., Стасевич А.А.</i> ОСОБЕННОСТИ ПРОЯВЛЕНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ СОСТОЯНИЯ ПОДШИПНИКОВ ТРДДФ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА МАНЕВРЕННОМ САМОЛЕТЕ	106
<i>Богуслаев В.А., Долматов Д.А.</i> МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ ДЕТАЛИЗИРОВАННОЙ КИНЕТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ПРИ ВОЗДУШНОМ ГОРЕНИИ КЕРОСИНА	113
<i>Guyot M., Denise S., Dudeck M., Claude P., Dusseau L., Saigne F., Bernard M.</i> MICRO HALL EFFECT THRUSTER FOR NANOSATELLITE PROPULSION	118
<i>Cenian A., Chernukho A., Rachubiński H., Do A., Lino da Silva M., Dudeck M.</i> ENERGY DEPOSITION ON THE INNER SURFACES OF A HALL EFFECT THRUSTER FOR SATELLITE	123
<i>Lino da Silva M., Chikhaoui A., Smith A.</i> DEVELOPMENT OF A KINETIC SHOCK-TUBE FOR PLANETARY EXPLORATION	128

Губайдуллин И.Т., Андреева Т.П., Складчиков А.С. ОПТИЧЕСКАЯ ПИРОМЕТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ	133
--	-----

Головчук А.Ф., Габрієль Ю.І., Голодняк Р.І. РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ ЕЛЕКТРОННО-КЕРОВАНОЇ ПАЛИВОПОДАЧІ ДИЗЕЛІВ І ГАЗОДИЗЕЛІВ	140
---	-----

Информационные технологии

Шевченко М.В., Епифанов С.В. ОЦЕНИВАНИЕ ТЯГИ С УЧЕТОМ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ И ИЗМЕНЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГТД	144
---	-----

Миргород В.Ф., Гвоздева И.М., Буряченко А.Г., Данилов В.В. МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КАНАЛОВ С ТРАНСЦЕНДЕНТНЫМИ ПЕРЕДАТОЧНЫМИ ФУНКЦИЯМИ	153
---	-----

Ліннік І.І., Богайська К.В., Крамаренко Т.Ю. КОМПЛЕКСНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ	156
--	-----

Погорелов Г.И., Куликов Г.Г., <u>Фатиков В.С.</u> , Багаева Ю.О. СИСТЕМНАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССОВ ИНФОРМАЦИОННОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА САУ ГТД ДЛЯ ЭТАПА ОПЫТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ	161
--	-----

Пашаев А.М., Абдуллаев П.Ш., Мирзоев А.Дж., Меликов Э.Т. ПОРЯДОК ИНТЕГРАЦИИ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ СТАТИСТИКИ И НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ В ЗАДАЧАХ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТС АГТД	170
---	-----

Рева О.М., Вдовиченко В.І., Устименко І.М. ОЦІНКА СТРУКТУРНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ СЛУЖБИ РУХУ (НА ПРИКЛАДІ КРАСНОЯРСЬКОГО ЦЕНТРА ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО РУХУ)	176
---	-----

Борсук С.П. РЕГИСТРАЦИЯ «ПЛАВАЮЩЕЙ» УСПЕВАЕМОСТИ ОПЕРАТОРОВ ПРИ ПОМОЩИ ТАБЛИЦ ПРИНАДЛЕЖНОСТИ	187
--	-----

Сташинський О.П. СИСТЕМА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОГО УПРАВЛІННЯ РОБОТОТЕХНІЧНИМ ПРИСТРОЄМ ДЛЯ ДІАГНОСТИКИ ТРУБОПРОВІДІВ КОМПРЕСОРНИХ СТАНЦІЙ	192
--	-----

Квасніков В.П., Кулиш Є.О. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ РАДІОКЕРУВАННЯ МОБІЛЬНИМ РОБОТОМ	196
---	-----

Квасніков В.П., Федоров Д.М.

СИНТЕЗ СИСТЕМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ У ВИМІРЮВАЛЬНИХ РОБОТАХ 201

Леценко Ю.П.

ПРИНЦИП РОБОТИ КООРДИНАТНО-ВИМІРЮВАЛЬНИХ
МАШИН ТА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ ВИМІРЮВАЛЬНИХ РОБОТІВ 205

Квасніков В.П., Немченко В.В.

ПОБУДОВА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ АВТОНОМНИМ
МОБІЛЬНИМ РОБОТОМ НА ОСНОВІ БАГАТОРІВНЕВОЇ
СИСТЕМИ ПЕРЕТВОРЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ 209

Борковський О.В.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ДОПОМОГОЮ
ЦИФРОВОЇ КАМЕРИ В ПРОГРАМНОМУ ПРОДУКТІ LABVIEW 213

Информационные технологии в управлении предприятиями, программами и проектами

Свистунов В.А.

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ З БАГАТОРІВНЕВИМ
ПЕРЕТВОРЕННЯМ ІНФОРМАЦІЇ НА АВІАЦІЙНОМУ ПІДПРИЄМСТВІ 219

Амине Хади

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВЗАИМООТНОШЕНИЯМИ С КЛИЕНТАМИ CRM 223

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ..... 229

УДК 621.7.044

В.К. БОРИСЕВИЧ, А.И. ДОЛМАТОВ, И.В. СКОРЧЕНКО,
А.И. САБАКАРЬ, В.В. ТРЕТЬЯК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОЛУЧЕНИЯ НОВЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ПОМОЩИ ИМПУЛЬСНЫХ СВЕРХВЫСОКИХ ДАВЛЕНИЙ

Представлены материалы исследований возможности получения новых материалов взрывом БВВ с помощью кумулятивных устройств. Предложены параметры кумулятивных струй, при которых достижение сверхвысоких давлений, скоростей потока струй и сверхвысоких температур становится возможным. Даны схемы установок для получения таких параметров. Описаны результаты серии экспериментов по получению новых материалов. Сделаны основные выводы по результатам проведенных экспериментов. Рассмотрены перспективные направления научных работ по получению новых материалов при помощи импульсных сверхвысоких давлений

Ключевые слова: взрывчатое вещество, кумуляция, давление, структура, синтез, разложение.

Введение

В настоящее время происходит стремительная актуализация изучения явления превращения одних химических элементов в другие в контексте решения задач, связанных с получением новых материалов с уникальными наперед заданными свойствами, что представляет особый интерес для аэрокосмического машиностроения; а также с утилизацией ядерных отходов, поиском альтернативных источников энергии и т.п.

Авторами доказана возможность получения новых материалов взрывом БВВ с помощью кумулятивных устройств, и рассмотрены оптимальные параметры кумулятивных струй, с помощью которых достигаются сверхвысокие давления (более 105 МПа), скорости потока струй (свыше 10 км/с) и сверхвысокие температуры (тысячи °С) [2].

Результаты исследований

Проведенные эксперименты были основаны на использовании явления направленной осевой кумуляции. Этот вид кумуляции реализуется при подрыве осесимметричных зарядов, имеющих выемку той или иной формы (конус, полусфера, пара-

бола, гипербола и т.п.). Картина формирования кумулятивной струи при обжатии металлической конической облицовки осесимметричного кумулятивного заряда схематично показана на рис. 1 [1]. Фронт детонационной волны 2 в заряде взрывчатого вещества 3 начинает распространяться от детонатора 1 со скоростью детонации D . Образующиеся продукты детонации (ПД) взаимодействуют с облицовкой 4 кумулятивной выемки. При последовательном схлопывании облицовки образуется пест 5 и кумулятивная струя 6.

Наиболее эффективное действие КС может быть обеспечено не только определенным сочетанием физико-механических свойств металла, но и геометрической формой кумулятивной облицовки. В нашем случае при использовании конических медных облицовок, в струю переходит в среднем 20...40% массы облицовки; скорость головных участков струи составляет 9...10 км/с, а хвостовых 2...2,5 км/с.

Сконструированы, изготовлены и испытаны установки для получения указанных параметров и проведена серия экспериментов, в результате которых получен большой спектр новых (по сравнению с образцами-свидетелями) элементов. Образцы исследованы с помощью растровых электронных мик-

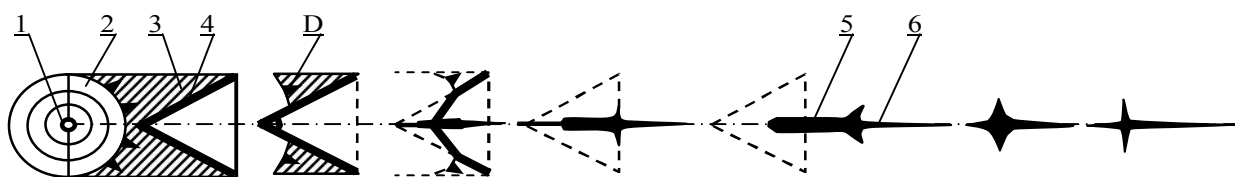


Рис. 1. Формирование КС при обжатии металлической облицовки осесимметричного кумулятивного заряда

роскопов РЭМ 106 с разрешающей способностью 4 нм на вторичных электронах и 6 нм в отраженных электронах.

При проведении экспериментальных исследований применялась оснастка нескольких типов. Выбор типа оснастки определялся необходимостью проверки расчетных данных и получения максимальных параметров, полученных в них КС.

В основном применялись три вида оснастки (одна из них - основная на рис. 2)

Результаты экспериментов в оснастке, схема которой приведена на рис. 2, свидетельствуют о том, что разложение и синтез элементов, а также получение из них других элементов возможно. В качестве образцов-свидетелей применялись практически чистые Cu, Al, Zn, Pb. Из меди получены бор, углерод, железо, никель, кремний, алюминий, хром, кобальт; из алюминия – кальций, железо, титан, кремний и т.д.; из цинка – железо, кальций алюминий, кремний и т.д.; из свинца (эти эксперименты нужно повторить на другой оснастке) – железо, хром, алюминий и др.

Всего выполнено 32 эксперимента на образцах-свидетелях, на которых было исследовано более 150 областей и точек, где можно было ожидать преобразование материалов. средние величины изменений

для части образцов (примерно 45%) представлены в табл. 1. Во всех экспериментах в качестве кумулятивных зарядов применялись картонные гильзы охотничьих патронов, внутренняя полость которых была заполнена аммонитом 6 ЖВ, а его инициирование осуществлялось ДШ, к концам которого подсоединялся электродетонатор (один на все 6 вводов патронов в оснастку (рис. 3)).

Длины ДШ от каждого из 6 патронов до детонатора были одинаковы с целью подрыва всех 6 патронов одновременно. С одной стороны патрона вставлялась и закреплялась кумулятивная оболочка (КО) с разными углами раскрытия (α), а с другой вставлялась заглушка – пыж из войлока. Для того, чтобы большая часть энергии взрыва была направлена в сторону КО обратные стороны патронов прикрывались массивными металлическими плитами.

Кумулятивные струи (КС) от всех шести зарядов, движущиеся со скоростями (расчетными) в наших экспериментах от 0,8 до 3 км/с и имеющих массу от 1,5 до 2 г для Cu и Zn, 0,5...0,7 г для Al и 3...4 г для Pb, сталкивались с каждой гранью образца-свидетеля

Характерным является то, что практически во всех случаях для соответствующего металла преобразование происходило в одни и те же элементы, но

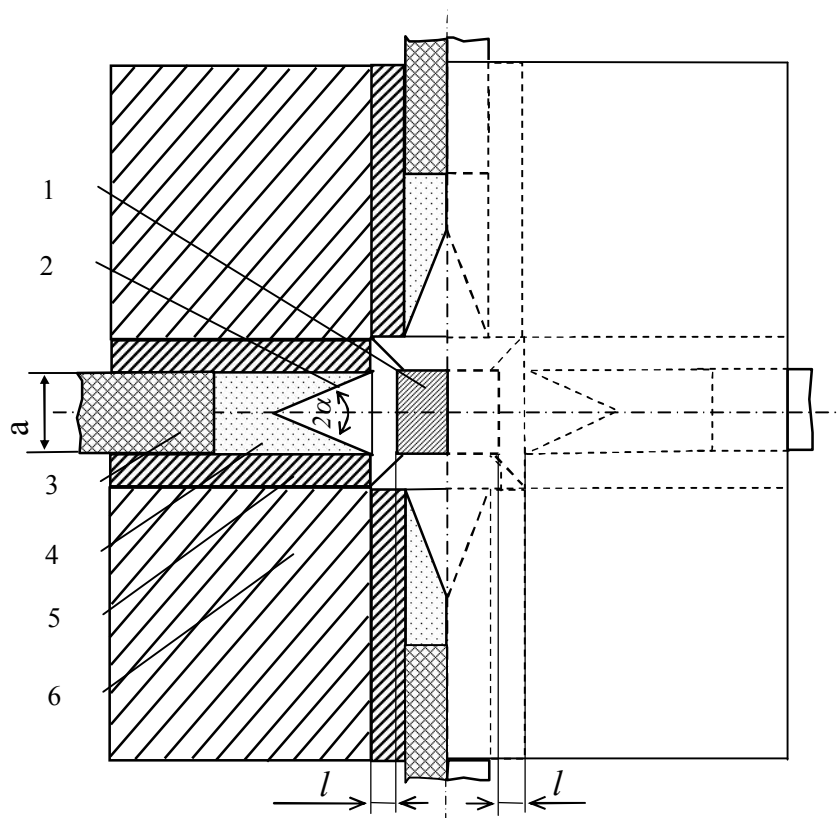


Рис. 2. Схема типовой оснастки для получения одних элементов из других:
1 – образец-свидетель, 2 – кумулятивная оболочка, 3 – детонационный шнур,
4 – заряд БВВ, 5 – монтажная втулка, 6 – корпус установки



Рис. 3. Фото смонтированной оснастки

в разных количествах и частично синтезируясь, а больше разлагаясь (за исключением Al).

Например, из меди получен бор (60...87%), Ca, Fe, S, Al, Ni, Cl – в среднем по 0,2%.

Результат воздействия кумулятивной струи на свидетель из свинца неясен из этих экспериментов, т.к. часть кумулятивной оболочки вместе со свидетелем вылетала из оснастки, концентрируясь на плитках, закрывающих патроны.

Но свою основную работу в большинстве образцов кумулятивные струи делали. Практически во всех образцах были пробиты отверстия диаметром примерно $\frac{1}{4} d_0$ (d_0 – диаметр раскрытия кумулятивной оболочки) или глубокие выемки со «входной воронкой».

Таблица 1

Результаты некоторых экспериментов по преобразованию элементов

Исходный металл	Состав образца (свидетеля)	Состав полученных образцов, %
Cu	Cu - 99,9%, Si - 0,1%;	Cu – 6,34; B – 87,41; Fe – 4,46; (Ni, Si, Al, Cl, Ca, S) – до 1%
Al	Al - 97,28 %, Si - 1,1%, Fe – 0,93%,	Al – 36,77; Ca – 22,84; Fe – 10,63; Cl – 10,36; O – 6,83; Ti – 6,37; Si – 6,14
Zn	Zn – 96,77%, Si – 3,23%	Zn – 9,26; Fe – 65,24; Ca – 10,07; Al – 4,26; Si – 4,19; O – 3,64; K – 2,94; (Mo, Cl, Cr, Ti, Mg) - до 1%
Pb	Pb - 99,38%, Si – 0,62%;	Pb – 6,64; Fe – 62,53; O – 19,11; Cr – 5,19; Si – 2,29; Al – 1,01; Mn – 0,85

Все вышеизложенное предварительно говорит о том, что происходят преобразования только тех элементов, которые содержатся в КС. Поэтому пришлось перейти на другую оснастку, где встречаются движущиеся друг на друга КС, а образцами – свидетелями служат элементы, из которых изготовлены кумулятивные оболочки.

Таким образом:

- меди в преобразованном материале остается 0,6...6, 34%, остальное B и C – до 98%, немного Fe – до 5% и совсем немного Ni, Si, Al, Cl, Ca, S – до 1%;

- алюминия в преобразованном материале остается от 11,24 до 45%, Cu - от 10 до 30%, Fe - от 10 до 16%, Ti - от 4 до 9%, O - от 6 до 20% (видимо остается окисленный алюминий в виде Al_2O_3), Cl – от 1,2 до 12%, Si – от 2 до 7%;

- цинка в преобразованном материале остается от 7 до 18%, Fe - от 65 до 81%, Cu - от 8 до 30%;

- свинца в преобразованном материале остается не менее 6%. Появляются Fe до 70%, O – до 20%, Cr - до 6%, Cu – до 3%, S – до 3%, Al – до 1,5%, Mn – до 1%.

Таким образом, по нашему мнению, происходит следующее.

На рабочую поверхность кольца и частично на его торцы наносится слой других элементов по

сравнению с образцами-свидетелями [2]. Этот слой толщиной до 0,7 мм содержит наночастицы других элементов или их соединений с кислородом, хлором и т.д. Элементы получены разложением образца-свидетеля или синтезом разложенных элементов, номенклатуру и количество которых можно стабилизировать, что свидетельствует о практической возможности получения новых материалов при помощи импульсных сверхвысоких давлений.

Заключение

1. Впервые в мировой практике разработаны и осуществлены технологические процессы преобразования одних элементов (таблицы Д.И. Менделеева) в другие с помощью энергии взрыва.

2. Предполагается, что часть полученных элементов имеют плотноупакованную структуру и, следовательно, их механические характеристики во много раз превышают характеристики таких же элементов, полученных традиционными способами.

3. На основании существующих теорий взрыва кумулятивных зарядов можно определить такие параметры кумулятивных струй, которые создают необходимые условия для преобразования одних элементов в другие.

4. Предполагается, что в преобразованных элементах изменяются прочность, пластичность, электропроводность и др. свойства.

5. Требуется решить вопрос разделения полученных покрытий на элементы.

6. Необходимо исследовать возможности получения наиболее легких и прочных материалов, а также редкоземельных и драгоценных элементов.

7. Следует направить усилия, на проведение научных (теоретических и экспериментальных) работ в следующих направлениях: преобразование взрывом (утилизацию) ядерных отходов; исследование возможности применения кумулятивного эффекта в контексте получения дешевой энергии для народного хозяйства страны.

Таким образом, необходимо расширить проведенные исследования по преобразованию одних элементов в другие с помощью энергии взрыва и привлечь к этому опытных физиков-ядерщиков, также просить правительство выделить средства для этих целей.

Литература

1. Баум, Ф. *Физика взрыва [Текст]: монография* / Ф. Баум, К. Станюкович, Б. Шехтер. – М.: Гос. изд-во физ.-мат. литературы, 1959. – 800 с.

2. Борисевич, В.В. *Состояние исследований по превращению одних элементов в другие с помощью энергии взрыва [Текст]* / В.В. Борисевич, В.К. Борисевич, А.И. Сабакарь, В.В. Третьяк // 17-я Межд. НТК. – Х.: ФЭД, 2011. – С. 73-74.

Поступила в редакцию 2.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры теоретической механики, машиноведения и робото-механических систем В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ ОТРИМАННЯ НОВИХ МАТЕРІАЛІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ІМПУЛЬСНИХ НАДВИСОКИХ ТИСКІВ

В.К. Борисевич, А.І. Долматов, І.В. Скорченко, А.І. Сабакарь, В.В. Третьяк

Представлені матеріали досліджень можливості отримання нових матеріалів вибухом БВВ за допомогою кумулятивних пристроїв. Запропоновано параметри кумулятивних струменів, при яких досягнення надвисоких тисків, швидкостей потоку струменів і надвисоких температур стає можливим. Дано схеми установок для отримання таких параметрів. Описано результати серії експериментів з отримання нових матеріалів. Зроблені основні висновки за результатами проведених експериментів. Розглянуто перспективні напрямки наукових робіт з отримання нових матеріалів за допомогою імпульсних надвисоких тисків.

Ключові слова: вибухова речовина, кумуляція, тиск, структура, синтез, розкладання.

RESEARCH POSSIBILITY OF OBTAINING OF NEW MATERIAL WITH PULSED ULTRAHIGH PRESSURE

V.K. Borisevich, A.I. Dolmatov, I.V. Skorchenko, A.I. Sabakar, V.V. Tretiak

The materials research the possibility of obtaining new materials with the explosion of HE shaped devices. The parameters of cumulative jets in which the achievement of high pressures, flow rates of the jets and ultrahigh-temperature is possible are considered. Schemes are proposed for setting these parameters. The results of a series of experiments to obtain new materials are given. The main findings of the experiments conducted made. Perspective directions of scientific work on obtaining new materials with pulsed ultrahigh pressures considered.

Key words: explosive, accumulation, pressure, structure, synthesis, decomposition.

Борисевич Владимир Карпович – д-р техн. наук, проф. кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_xai@rambler.ru.

Долматов Анатолий Иванович – д-р техн. наук, проф. кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Скорченко Ирина Васильевна – м.н.с. кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Сабакарь Алексей Иванович – с.н.с. кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_xai@rambler.ru.

УДК 004.94:658.5(0758)

С.В. ХУДЯКОВ, В.В. ТРЕТЬЯК, В.Д. СОТНИКОВ

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

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СРЕДЕ АДЕМ

Приведен анализ характерных особенностей технологических процессов изготовления авиационных двигателей и требования к системам автоматизированного проектирования технологических процессов (САПР ТП), предназначенных для решения данных проектных задач. Проанализированы возможности и параметры этих систем, подчеркнута актуальность их применения на предприятиях отрасли. Отмечено, что компьютерная среда должна быть интегрированной, позволяющей создавать 3D-модели деталей, управляющие программы для оборудования с ЧПУ и разработку собственно технологических процессов с генерированием технологической документации. Представлены блок-схемы модуля проектирования управляющих программ, модуля разработки технологических процессов, структура информационной модели техпроцесса, методика разработки техпроцесса в среде ADEM.

Ключевые слова: САПР ТП, информационная модель технологического процесса, объекты, параметры, операции, переходы, генерирование комплекта документов.

Введение

В настоящее время использование специализированных пакетов компьютерных программ стало необходимым и привычным при решении проектных задач в различных сферах деятельности человека. Не является исключением и разработка технологических процессов изготовления авиационных двигателей – наиболее наукоемкой и требующей повышенной культуры производства отрасли машиностроения. Авиационный двигатель, как предмет труда, имеет ряд специфических, присущих только ему особенностей: сложность самого изделия, содержащего большое число точных деталей; сложность самих деталей, вызванная жесткими требованиями к удельным параметрам; использование материалов обладающих специальными свойствами: жаропрочностью, коррозионной стойкостью, высокими механическими свойствами; а также широкое использование передовых технологий. В то же время производство является мелкосерийным, смена объектов производства происходит довольно часто, так как изделия быстро морально устаревают, а цена продукции, определяемая общими затратами, довольно высока. Поэтому широкое распространение получила техническая подготовка производства с максимально возможным применением пакетов компьютерных программ, позволяющая значительно повысить эффективность работы специалистов. Актуальной стала задача быстрого и качественного создания конечного продукта – конструкторской и технологической документации изготавливаемых изделий.

1. Требования, предъявляемые к программному пакету САПР ТП

Программный пакет, относящийся к САПР ТП, должен позволять формировать компьютерную модель технологического процесса непосредственно и по аналогам, для чего необходима мощная база данных на все объекты оборудования, средствам технологического оснащения (приспособления, режущий, вспомогательный, мерительный, слесарный и специальный инструмент), материалам, сортаменту, стандартам, термообработке и химико-термической обработке и т.п.

Информационная модель технологического процесса должна представлять собой базу данных, содержащую упорядоченные объекты в виде дерева (графа), определяющего принадлежность одних объектов другим. Сам объект должен иметь набор параметров. Таким образом необходима объектная организация данных.

В процессе проектирования часто возникает необходимость формирования технологического процесса на базе уже имеющегося, так называемое проектирование по аналогу. При этом изменения и добавления вносятся в существующий аналог, поэтому необходима поисковая система выбора аналога из соответствующей базы.

И, в заключение, система должна иметь возможность генерирования комплекта документов технологического процесса в графическом формате с последующей печатью твердой копии. Не лишним было бы наличие возможности создания нужных бланков документов.

Среди программных средств САПР ТП, предлагаемых разработчиками на постсоветском пространстве, можно выделить такие: Компас Автопроект и Вертикаль компании АСКОН (Санкт-Петербург), Технопро, созданный московской компанией T-flex, а также московские СПРУТ-ТП (Спрут-технология) и ADEM (Omega) [1 – 3]. Все эти системы относятся к среднему классу и имеют примерно равные возможности.

Освоив работу в одной из сред, можно легко перейти к другой, используемой на конкретном предприятии. В данной статье рассмотрена работа в среде ADEM TDM.

Этот модуль является частью интегрированной системы ADEM, позволяющей в одной среде формировать 3D модели (CAD), проектировать операции на станках с ЧПУ (CAM), и проектировать собственно техпроцессы TDM (CAPP)

2. Модуль проектирования обработки на станках с ЧПУ

Модуль AdemCAM (Computer Aided Manufactory) предназначен для проектирования операций обработки на станках с ЧПУ. Схема работы модуля представлена на рис. 1.

Входной информацией для модуля являются геометрическая модель детали, создаваемая в среде конструктора AdemCAM или в другой системе с возможностью экспорта, а также технологические параметры обработки, задаваемые в диалоге технологом. Выходной информацией служит управляющая программа (УП) для станка с ЧПУ.

Основным проектирующим компонентом модуля AdemCAM является процессор. Эта программа

на основе входной информации готовит последовательность команд обработки в универсальном виде (CLDATA). Программа, переводящая эту последовательность команд из формата CLDATA в формат конкретного устройства ЧПУ (УЧПУ), называется процессором адаптации, или адаптером.

В своей работе адаптер использует постпроцессор на станок и формирует на рабочем диске файл Plent.tap, содержащий текст управляющей программы (УП) в формате ASCII.

УЧПУ фирм-изготовителей работают с различными системами кодирования символов, отличающимися от формата ASCII. Чтобы подготовить УП для загрузки в УЧПУ, необходимо перекодировать каждый символ файла Plent.tap из формата ASCII в формат УЧПУ. Это делает перекодировщик, который запускается автоматически после отработки адаптера. Сформированный перекодировщиком файл Prog.tap содержит конечный текст УП.

Для проектирования траектории достаточно получить файл CLDATA, поэтому можно не задавать модель конкретного станка с ЧПУ.

В AdemCAM для описания обработки введены специальные термины и понятия:

Конструктивный элемент (КЭ) – элементарная поверхность, обрабатываемая за один технологический переход. В модуле AdemCAM существует 13 типов конструктивных элементов, которыми описывается любая геометрия обрабатываемого изделия. Порядок задания для всех КЭ одинаков: выбор типа КЭ, задание параметров КЭ, указание контура, определяющего границы КЭ.

Технологический переход (ТП) – набор технологических параметров, определяющих стратегию обработки одного конструктивного элемента. Для создания технологического перехода нужно выбрать тип технологического перехода, задать параметры перехода и параметры инструмента.

Технологическая команда (ТК) – технологический объект, не связанный с непосредственной обработкой металла. Это, например, «начало цикла», «плоскость холостых ходов».

Технологический объект (ТО) – каждый КЭ с определенным ТП или ТК.

Маршрут обработки – последовательность технологических объектов, который определяет порядок обработки детали.

Проект – экземпляр маршрута. Часто для обработки детали можно предложить несколько вариантов, имеющих различия в параметрах. Может быть и переустанов заготовки. В

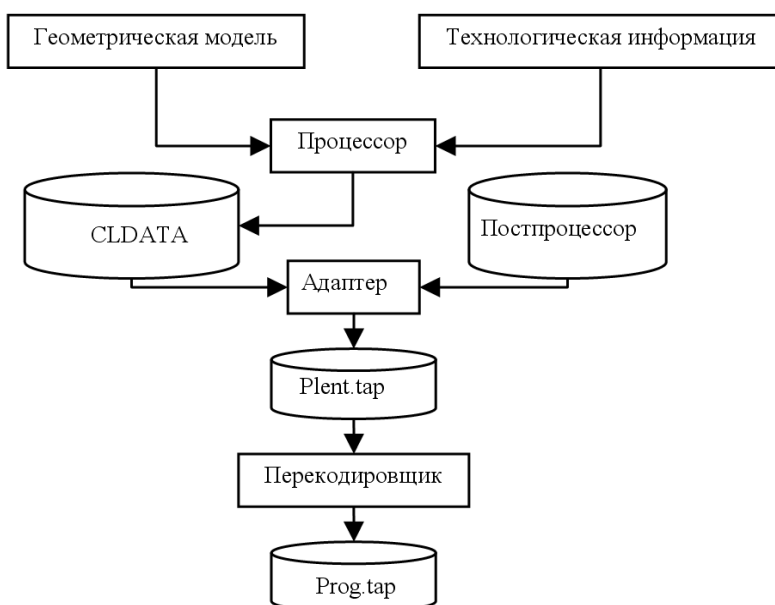


Рис. 1. Схема работы модуля AdemCAM

таком случае удобно описать обработку в нескольких проектах.

Система содержит средства визуализации обработки, позволяющие вывести на экран траектории движений инструмента и симуляцию обработки (рис. 2 и 3 соответственно).

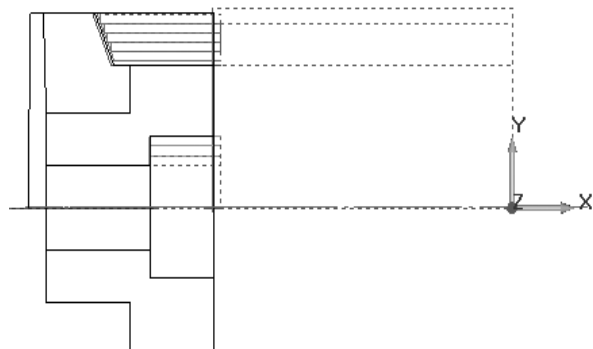


Рис. 2. Траектории движения инструмента

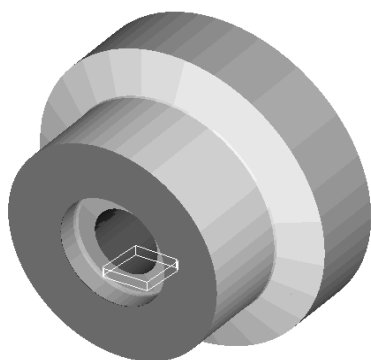


Рис. 3. Трехмерное моделирование токарной обработки

3. Разработка технологического процесса в среде ADEM-TDM

Функциональная схема ADEM-TDM приведена на рис. 4.

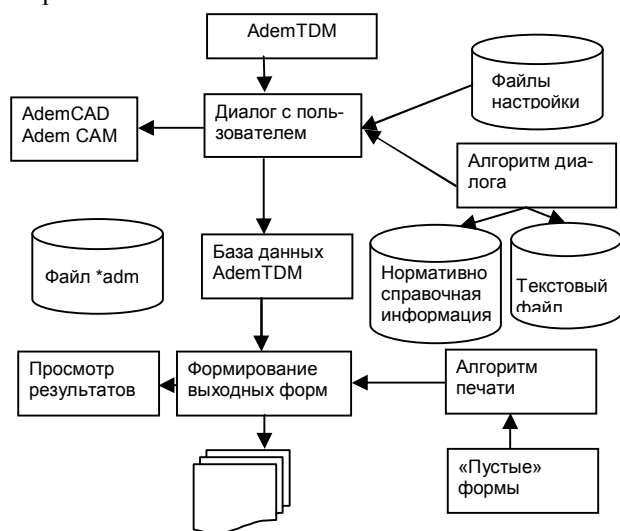


Рис. 4. Функциональная схема ADEM-TDM

3.1 Модуль формирования модели технологического процесса ADEM-TDM

Модуль позволяет в диалоге с пользователем вводить исходную информацию, редактировать ее и создавать технологическую документацию.

Основой модуля является **база данных ADEM-TDM (БДА)** – область данных, в которой хранится исходная информация для создания технической документации.

Логически завершенная часть БДА – операция, переход, инструмент и т.д., – это **объект БДА**, характеризующийся набором параметров, определяющих его составные части. Он имеет имя и код, устанавливаемые при настройке.

Параметр объекта – числовая или текстовая информация, определяющая составную часть объекта, например наименование перехода и т.д. Каждый параметр объекта имеет имя.

Структура БДА – упорядоченность объектов в виде дерева (графа), определяющего принадлежность одних объектов другим.

3.2. Модель технологического процесса в БДА TDM

Технологический процесс в системе ADEM-TDM представляется в виде структурированного дерева.

На первом уровне расположен объект **Общие данные**.

Общие данные – это корень дерева техпроцесса. С его создания начинается проектирование маршрута обработки. Он содержит информацию, которая заносится на титульный лист и в шапки технологических карт.

На втором уровне (уровень операций) расположены следующие объекты:

Операция – содержит параметры операции, параметры оборудования, параметры нормирования для расчета $T_{шт}$, геометрическую информацию для первого листа карты эскизов. Имеет вложенные объекты: *установочные переходы, переходы технического контроля, основные переходы, вспомогательный материал, примечание, последующие листы карты эскизов*.

На третьем уровне (уровень переходов) расположены следующие объекты:

Техническое требование – содержит текст технического требования. Не имеет вложенных объектов. Технические требования заносятся в начало маршрутной карты.

Требования безопасности – содержит текст требования безопасности. Не имеет вложенных объектов. Требования безопасности заносятся в начало маршрутной карты после технических требований, если они есть.

Установочный переход – содержит параметры установочного перехода, параметры нормирования для расчета $T_{шт.}$. Текст перехода заносится в соответствующие технологические карты, в строку под литерой «О». Имеет вложенные объекты: *Приспособления, Режущий инструмент, Слесарный инструмент, Слесарный инструмент, Универсальный меритель, Вспомогательный материал, Средства защиты*.

Переход технического контроля – содержит параметры перехода технического контроля, параметры нормирования для расчета $T_{шт.}$. Текст перехода заносится в соответствующие технологические карты, в строку под литерой «О». Имеет вложенные объекты: *Приспособления, Режущий инструмент, Слесарный инструмент, Слесарный инструмент, Универсальный меритель, Вспомогательный материал, Средства защиты*.

Основной переход – содержит параметры основного перехода, параметры рекомендуемых режимов резания, параметры нормирования для расчета $T_{шт.}$. Текст перехода заносится в соответствующие технологические карты, в строку под литерой «О». Имеет вложенные объекты: *Приспособления, Режущий инструмент, Слесарный инструмент, Слесарный инструмент, Универсальный меритель, Вспомогательный материал, Средства защиты*.

Последующий лист карты эскизов – содержит геометрическую информацию для последующего листа карты эскизов

На четвертом уровне (уровень оснастки) расположены следующие объекты:

Группа объектов: **Приспособления, Вспомогательный инструмент, Режущий инструмент, Слесарный инструмент, Специальный/Универсальный меритель** – содержит параметры приспособления. Заносится в маршрутную карту и в операционную карту, если она создается, в строку под литерой «Т» после строк с описанием текста перехода, а также в ведомость оснастки, если она создается. Из структурной схемы видно: для создания объекта любого уровня необходимо наличие объекта более высокого уровня. Например, для того, чтобы заложить в техпроцесс оснастку необходимо наличие следующих объектов: **Общие данные – Операция – Переход**.

Система имеет специальный диалог «Управление маршрутом», позволяющий копировать и перемещать объекты, что позволяет облегчить формирование однородных операций

В процессе создания объектов операций разработчик имеет возможность сформировать эскиз, относящийся к операции.

После создания всей БДА наступает этап формирования комплекта документации.

3.3. Пример разработки технологического процесса изготовления втулки

Последовательность действий при работе в среде ADEM выглядит так:

1. Построение в модуле ADEM-CAM чертежа детали и схемы нумерации поверхностей, которая послужит основой для выполнения эскизов обработки.

2. Определение необходимого числа ступеней обработки для элементарных поверхностей детали и расчет припусков и операционных размеров производят по методике работы [4].

3. По той же методике производится определение припусков и операционных размеров.

4. По результатам расчетов формируется в ADEM-CAD план обработки детали

5. При активированном чертеже детали задаются параметры объекта «Свойства»: наименование, материал, фамилии исполнителей. При переходе в среду ADEM-TDM чертеж будет сопровождать объект первого уровня «Техпроцесс на деталь».

6. В среде ADEM-TDM создается объект первого уровня «Общие данные», значения параметров которого передаются из объекта «Свойства» и чертежа детали. В окне «Общие данные» задаются значения параметров объекта.

7. Далее создаются объекты второго уровня – «Операция путем внесения значений параметров в окна диалога.

8. Для каждой операции создаются объекты третьего уровня: Эскиз, Установочный, Основные переходы, Переход технического контроля.

9. Для переходов создаются объекты четвертого уровня: Приспособления, Режущий, Мерительный инструменты. В объект Основной переход вносятся параметры Содержание перехода и Режимы резания.

10. В среде ADEM-TDM, применяя средство «Управление маршрутом», для копирования объектов формируется информационная модель технологического процесса.

Заключение

САПР ТП ADEM-TDM позволяет быстро и качественно разрабатывать технологические процессы изготовления деталей авиационных двигателей, проста и надежна и может быть рекомендована к использованию на предприятиях отрасли авиадвигателестроения.

Литература

1. ADEM CAD/CAM/TDM. Черчение, моделирование, механообработка [Текст] / А.В. Быков,

В.В. Силин, В.В. Семенников, В.Ю. Феоктистов. СПб.: БХВ-Петербург, 2003. – 320 с.

2. Гранин, В.Ю. Проектирование технологических процессов в интеллектуальной системе СПРУТ-ТП [Текст]: учеб. пособие / В.Ю. Гранин, С.В. Худяков, В.В. Третьяк. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2002. – 67 с.

3. Третьяк, В.В. Расчет режимов резания в технологических базах знаний [Текст]: учеб. посо-

бие / В.В. Третьяк, С.В. Худяков, А.Ю. Комаров. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 56 с.

4. Разработка маршрутных технологических процессов изготовления деталей авиадвигателей [Текст]: учеб. пособие / В.Д. Сотников, А.И. Долматов, А.Ф. Горбачев, С.В. Яценко. – Х.: Харьк. авиац. ин-т им. Н.Е. Жуковского, 1989. – 42 с.

Поступила в редакцию 16.05.2012

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

РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ВИГОТОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ В СЕРЕДОВИЩІ АДЕМ

С.В. Худяков, В.В. Третьяк, В.Д. Сотников

Приведено аналіз характерних особливостей технологічних процесів виготовлення авіаційних двигунів і вимоги до систем автоматизованого проектування технологічних процесів (САПР ТП), призначених для вирішення даних проектних завдань. Проаналізовано можливості і параметри цих систем, підкреслена актуальність їх вживання на підприємствах галузі. Відмічено, що комп'ютерне середовище має бути інтегрованим, дозволяючим створювати 3D-моделі деталей, керуючі програми, для устаткування з ЧПУ і розробку власне технологічних процесів з генеруванням технологічної документації. Представлено блок-схеми модуля проектування керуючих програм, модуля розробки технологічних процесів, структура інформаційної моделі техпроцесу, методика розробки техпроцесу в середовищі АДЕМ.

Ключові слова: САПР ТП, інформаційна модель технологічного процесу, об'єкти, параметри, операції, переходи, генерування комплексу документів.

DEVELOPMENT OF TECHNOLOGICAL PROCESSES OF MAKING OF DETAILS OF AVIATION ENGINES IN ENVIRONMENT ADEM

S.V. Khudyakov, V.V. Tretyak, V.D. Sotnikov

An analysis over of characteristic features of technological processes of making of aviation engines and requirement is brought to the computer-aided of the planning processes (CAPP) intended for the decision of problem project data designs. Possibilities and parameters of these systems are analysed, actuality of their application is underline on the enterprises of industry. It is marked that a computer environment must be integrated, allowing to create the 3D-models of details, control program for an equipment with NC and development actually of technological processes with generating of technological documentation. The flow-charts of the module of planning of control program, module of development of technological processes, structure of informative model of technological processes, methodology of development of technological processes in an environment, are presented.

Keywords: CAPP, informative model of technological process, objects, parameters, operations, transitions, generation of complete set of documents.

Худяков Сергей Валентинович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Сотников Владимир Данилович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 67.02

С.А. БОЛСУНОВСКИЙ, В.Д. ВЕРМЕЛЬ, Г.А. ГУБАНОВ,
А.Е. ЛЕОНТЬЕВ, Р.О. СКАЗКИН

Центральный аэрогидродинамический институт (ФГУП ЦАГИ), Жуковский, Россия

РАСЧЁТНАЯ ОЦЕНКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИЗМЕРЕНИЕ УСИЛИЙ РЕЗАНИЯ ДЛЯ ЧИСТОВОЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ФРЕЗЕРНОЙ ОБРАБОТКИ КОМПРЕССОРНОЙ ЛОПАТКИ ГТД

Разработан метод расчётной оценки усилий, действующих на режущий инструмент и обрабатываемую заготовку в процессе фрезерной обработки. Рассмотрено его использование при 5-осевой чистовой обработке компрессорной лопатки. Проведено сопоставление результатов расчёта с данными, полученными в экспериментах с прямым измерением усилий резания. Исследовано влияние ориентации инструмента при 5-осевой обработке на усилия резания. В результате предложена наиболее рациональная (по амплитуде отжимающих усилий, действующих на заготовку) траектория обработки лопатки.

Ключевые слова: фрезерование, 5-осевая обработка, расчёт усилий резания, нежесткая заготовка, вибрации, отжим заготовки, точность обработки, компрессорная лопатка.

Введение

Резание металла сопровождается значительными усилиями взаимодействия между фрезой и обрабатываемой заготовкой. Возникающие усилия определяют ряд факторов – использование располагаемой мощности привода шпинделя, деформации инструмента и детали в процессе обработки, а также их вибрации, нагартовку и остаточные напряжения в поверхностном слое обработанной заготовки. В итоге, значения возникающих усилий влияют на качество и точность обработки изделия.

На практике при выборе параметров обработки, влияющих на усилия резания, технологи зачастую ориентируются на результаты пробных обработок, что связано со значительными временными затратами. В этой связи задача расчётной оценки сил, действующих на заготовку и фрезу в процессе резания, является актуальной и востребованной, в особенности в условиях опытного производства при изготовлении единичных изделий.

В данной статье рассмотрен метод расчётной оценки усилий, действующих на фрезу и заготовку в процессе 5-осевой фрезерной обработки, приведены экспериментальные данные, позволяющие оценить точность результатов расчёта.

Результаты исследований

Рассматривается 5-осевая обработка сферической фрезой с произвольной ориентацией фрезы относительно поверхности заготовки. В процессе обработки фреза совершает поступательное движение и вращается вокруг своей оси.

Мгновенное положение фрезы в базовой системе координат детали задаётся координатами кончика фрезы и значениями углов Эйлера, определяющих ориентацию её оси. Координаты кончика фрезы и значение угла осевого вращения фрезы изменяются по времени и вычисляются по заданным технологическим параметрам обработки (минутная подача, частота вращения фрезы). Углы, задающие ориентацию оси фрезы, являются параметрами (рис. 1).

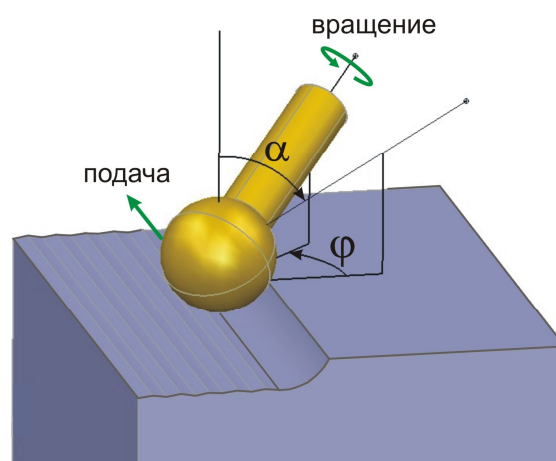


Рис. 1. Положение фрезы при 5-ти координатной обработке

В процессе резания на режущую кромку действуют касательные и нормальные силы (2). Принятый в литературе метод аппроксимации сил резания позволяет вычислять погонные (на единицу длины режущей кромки) усилия резания по известной толщине срезаемой стружки [1 – 5]:

$$F_t = k_{cl} a_p h^{1-m_c},$$

$$F_n = r_{nt} F_t,$$

где F_t - касательная сила, и

F_n - и нормальная сила, действующие на режущую кромку;

a_p - длина рассматриваемого участка режущей кромки;

k_{cl} , m_c и r_{nt} - коэффициенты, зависящие от обрабатываемого материала и материала инструмента.

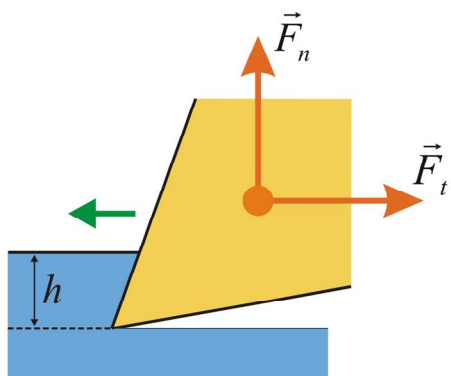


Рис. 2. Силы, действующие на режущую кромку

Значения коэффициентов k_{cl} , m_c и r_{nt} для используемых материала заготовки (сталь 30ХГСА) и материала режущих пластин – справочные данные [1].

При 5-осевой обработке фрезой с криволинейной режущей кромкой местная толщина срезаемой стружки различна по длине режущей кромки фрезы и изменяется во времени.

Для проведения расчётной оценки усилий с учётом различающихся значений местной толщины стружки представим режущую кромку фрезы в виде набора элементарных лезвий в расчетных точках. Для последовательно меняющихся по времени положений режущей кромки, используя преобразования координат (три поворота и параллельный перенос), вычислим координаты в базовой системе координат всех расчётных точек режущей кромки. Вычисляя расстояние между последовательными траекториями режущей кромки, находим местную толщину стружки. Далее находим значение местного вектора силы, действующей в рассматриваемой точке режущей кромки в рассматриваемый момент времени. По распределённым данным вычисляется суммарная сила, с которой фреза воздействует на заготовку.

На рис. 3 показан график изменения силы давления фрезы на заготовку по времени для разной ориентации фрезы. Интервал времени соответствует одному периоду воздействия зуба фрезы. Видно, что графики силы отличаются не только по ампли-

туде, но также по длительности и форме импульса, что, соответственно, влияет на вибрации детали в процессе обработки. Хотя разница амплитуды и длительности импульсов усилий при разных вариантах движения фрезы для рассмотренных условий невелика, тем не менее, импульсы отличаются по форме – темпу нарастанию силы, что может привести к более интенсивным вибрациям и, следовательно, стать основанием для выбора траектории обработки.

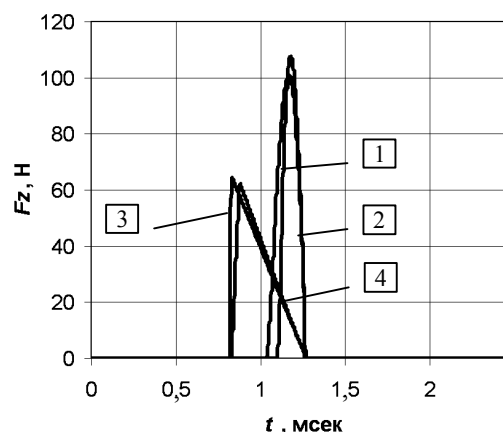


Рис. 3. Изменения силы давления фрезы на заготовку по времени: 1, 2 – вдоль размаха; 3, 4 – вдоль профиля

На рис. 4 приведён график максимального значения силы, с которой фреза давит на поверхность заготовки при фрезеровании лопатки ГТД в зависимости от припуска на обработку.

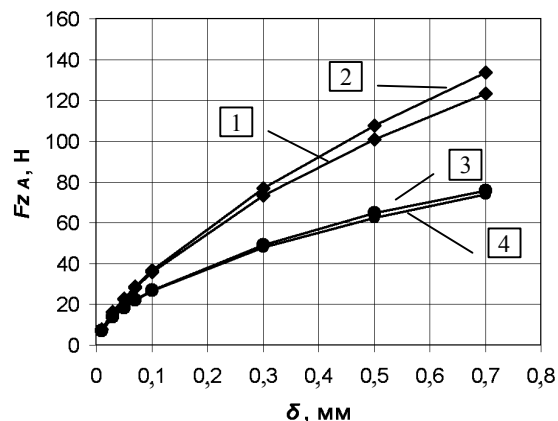


Рис. 4. Сила, действующая на лопатку со стороны фрезы от величины припуска на обработку: 1, 2 – вдоль размаха; 3, 4 – вдоль профиля

График построен для следующих значений технологических параметров обработки: смещение между строчками 0.15 мм, подача на зуб 0.13 мм, обработка проводится монолитной твердосплавной фрезой фирмы Sandvik Coromant, фреза двузубая со сферической режущей частью, диаметр фрезы 8 мм, частота вращения фрезы 12000 об/мин, материал

заготовки – сталь 30ХГСА. Из графика видно, что ориентация фрезы влияет на значения сил, и может использоваться, например, для снижения прогиба заготовки без потери производительности обработки. Кроме того, видно, что максимальные силы существенно зависят от фрезерования вдоль размаха или вдоль профиля, в соответствии с характерной ориентацией оси фрезы. По результатам расчёта была выбрана стратегия обработки «сверху вниз вдоль профиля» (рис 5, б, случай 3), соответствующая наименьшей амплитуде отжимающих усилий, действующих на лопатку при обработке.

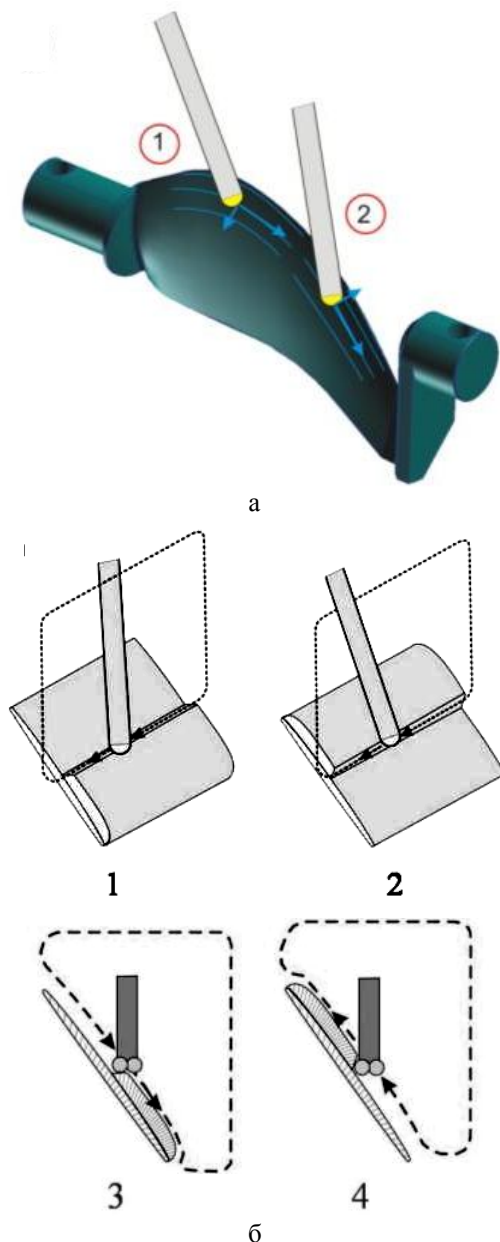


Рис. 5. Варианты движения фрезы при обработке лопатки ГТД: а – схема закрепления; б – траектории

Экспериментальное измерение усилий резания проводилось с помощью специально предназначенной для этого динамометрической платформы.

Результаты расчёта и эксперимента приведены на рис. 6. Значения параметров k_{cl} , m_c и r_{nt} первоначально были взяты из справочных данных [1], а затем уточнены по результатам эксперимента.

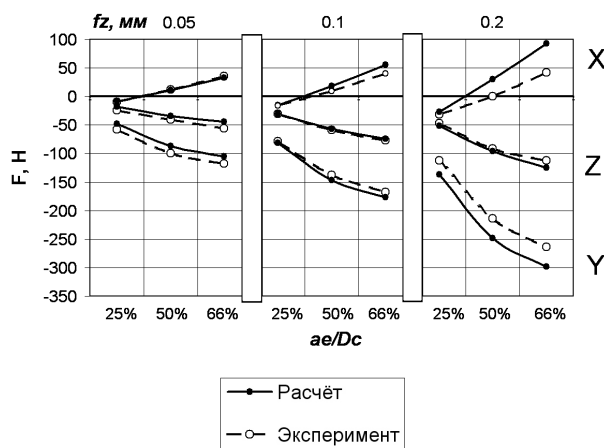


Рис 6. Значения усилий, действующих на заготовку в процессе фрезерной обработки, полученные в расчёте и эксперименте.
 f_z – подача на зуб, a_e/D_c – относительная ширина фрезерования

Вывод

Среднеквадратическое относительное отклонение расчётных данных от экспериментальных в широком диапазоне варьирования параметров не превышает 10-12%, что достаточно для практического применения разработанного метода при выборе технологических параметров обработки деталей авиационных конструкций, например, компрессорных лопаток ГТД.

Литература

1. Каталог металлорежущего инструмента фирмы Sandvik Coromant Украина [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.sandvik.com.ua>. – 12.03.2012 г.
2. Multiple chatter frequencies in milling processes [Text]/ T. Insperger, G. Stepan, P.V. Bayly, B.P. Mann // *Journal of sound and vibration*. – 2002. – Vol. 250, Is. 5. – P. 773 – 973.
3. Altintas Y. Modeling approaches and software for predicting the performance of milling operations at MAL UBS / Y. Altintas // *Machining Science and Technology*. – 2000. – Vol. 4, Is. 3. – С. 445 – 478.

4. Katsuyoshi Karino Trouble Shooting for cutting. Prediction Information to Improve Production Techniques [Text]/ Katsuyoshi Karino // Mitsubishi Materials Corporation Tsukuba Plant, Kogyo Chosakai Publishing Co. Ltd. – 1998. – P. 233 – 242.

5. Опыт изготовления лопаток модели турбокомпрессора с повышенной точностью в условиях опытного производства [Текст]/ С.А. Болсуновский, В.Д. Вермель, Г.А. Губанов, А.В. Кажан // САПР и графика. – 2009. – № 3 (149). – С. 80 – 82.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.Н. Лаврухин, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия.

РОЗРАХУНКОВА ОЦІНКА ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ ВИМІР ЗУСИЛЬ РІЗАННЯ ДЛЯ ЧІСТОВОЇ ВИСОКОШВИДКІСНОЇ ФРЕЗЕРНОЇ ОБРОБКИ КОМПРЕСОРНОЇ ЛОПАТКИ ГТД

С.А. Болсуновський, В.Д. Вермель, Г.А. Губанов, О.Є. Леонт'єв, Р.О. Сказкін

Розроблений метод розрахункової оцінки зусиль, діючих на різальний інструмент та заготовку в процесі фрезерної обробки. Розглянуто його використання у випадку 5-осевої чистової обробки компресорної лопатки. Проведене співставлення результатів розрахунку з даними, що були отримані в експериментах з прямим виміром зусиль різання. Проведене дослідження впливу орієнтації інструменту у випадку 5-осевої обробки на зусилля різання. У результаті запропонована найбільш раціональна (за амплітудою зусиль, діючих на заготовку) траєкторія обробки лопатки.

Ключові слова: фрезування, 5-осева обробка, розрахунок зусиль різання, гнучка заготовка, вібрація, відтискування заготовки, точність обробки, компресорна лопатка.

CUTTING FORCES THEORETICAL CALCULATION AND EXPERIMENTAL MEASUREMENT FOR HIGH-SPEED FINISH MILLING OF A GAS-TURBINE ENGINE COMPRESSOR BLADE

S.A. Bolsunovskiy, V.D. Vermel, G.A. Gubanov, A.E. Leontiev, R.O. Skazkin

A method for theoretical calculation of cutting forces, acting on cutting tool and workpiece in milling is developed. Its utilization for 5-axis finishing of compressor blade is considered. A comparison between the results of theoretical calculations and the data from experiments with direct cutting force measurement is carried out. The influence of cutting tool orientation in 5-axis milling on cutting forces is examined. As a result, the most rational (in sense of pushing force amplitude, acting on workpiece during machining) toolpath for blade milling is proposed.

Key words: milling, 5-axis machining, cutting force calculation, flexible workpiece, vibrations, surface location accuracy, compressor blade.

Болсуновский Сергей Анатольевич – начальник сектора, Центральный Аэрогидродинамический Институт (ФГУП ЦАГИ), Жуковский, Россия, e-mail: sa_bolsunovskiy@mail.ru.

Вермель Владимир Дмитриевич – д-р техн. наук, проф., начальник НТЦ НПК, Центральный Аэрогидродинамический Институт (ФГУП ЦАГИ), Жуковский, Россия, e-mail: anna.kazimirova@zppk.ru.

Губанов Глеб Анатольевич – младший научный сотрудник, Центральный Аэрогидродинамический Институт (ФГУП ЦАГИ), Жуковский, Россия, e-mail: glebgubanov@mail.ru.

Леонтьев Александр Евгеньевич – младший научный сотрудник, Центральный Аэрогидродинамический Институт (ФГУП ЦАГИ), Жуковский, Россия, e-mail: simplicate@gmail.com.

Сказкин Роман Олегович – инженер, Центральный Аэрогидродинамический Институт (ФГУП ЦАГИ), Жуковский, Россия.

УДК 621.763:621.74.043

В.Ю. ГОЛДУН Л.П. КЛИМЕНКО, В.І. АНДРЕЄВ, О.Ф. ПРИЩЕПОВ*Чорноморський державний університет імені Петра Могили, Миколаїв, Україна***ПІДВИЩЕННЯ ЯКОСТІ ЧАВУНУ КОМПРЕСІЙНИХ ПОРШНЕВИХ КІЛЕЦЬ
ТРАНСПОРТНИХ ДВИГУНІВ**

В статті авторами запропоновано принципово нову технологію отримання індивідуальних виливків чавунних поршневих кілець у кокіль виготовлений з композиційного пористого матеріалу на основі губчатого титану. За результатами металографічних досліджень серійних та експериментальних зразків поршневих кілець встановлено, що частка перліту в металевій основі матеріалу відповідно складає 84% в серійних поршневих кільцях та 94,9% в дослідних зразках поршневих кілець. Серійний зразок поршневого кільця має структуру чавуну з нерівномірно розподіленим пластинчастим графітом гніздободібною форми довжиною 120-250 мкм. Дослідний зразок поршневого кільця має структуру чавуну з рівномірно розподіленим пластинчастим графітом гніздободібною форми довжиною 30-60 мкм.

Ключові слова: поршневе кільце, композиційний пористий матеріал, кокіль, чавун, графіт, перліт, ферит.

Вступ

Тенденція сучасного транспортного двигунобудування характеризується збільшенням швидкості, потужності та надійності двигунів внутрішнього згоряння (ДВЗ). Не останню роль у забезпеченні зазначених характеристик двигуна відіграє якість матеріалів з яких виготовлені його деталі. Особливо це стосується відповідальних деталей, які працюють під дією великих навантажень. Одними з найбільш відповідальних та навантажених деталей двигуна є верхні компресійні поршневі кільця. Сучасні технології отримання чавунних заготовок поршневих кілець передбачають підвищення якості чавуну модифікуванням або термічною обробкою, що досить дорого. Одним із альтернативних шляхів підвищення якості чавуну компресійних поршневих кілець транспортних двигунів є покращення структури матеріалу на стадії формування заготовки.

1. Формулювання проблеми

Робота пари тертя гільза циліндру-поршневе кільце супроводжується постійним зношенням. Поршневе кільце має зберігати контакт з дзеркалом циліндру протягом усього часу роботи двигуна. Але щільність прилягання робочої поверхні поршневого кільця до дзеркала циліндру поступово зменшується і величина зносу гільзи циліндра в районі верхньої мертвої точки поступово досягає значення при якому верхнє поршневе кільце не забезпечує необхідну герметичність камери згорання. Вирішення даної проблеми можливе за рахунок підвищення механічних властивостей компресійних поршневих кілець.

Одним із методів впливу на майбутні механічні властивості поршневих кілець є формування відповідної структури матеріалу на стадії отримання заготовки.

2. Технології виготовлення заготовок чавунних поршневих кілець

В зарубіжній та вітчизняній практиці масового виробництва поршневих кілець використовуються дві загальновідомі технології отримання заготовок чавунних поршневих кілець. За технологією індивідуального лиття поршневих кілець у піщано-глинясті форми методом стопкової формовки виготовляють поршневі кільця на вітчизняному заводі ВАТ «Одеський завод поршневих кілець». Також дана технологія використовується концернами Federal Mogul, Apex International, Perfect Circle польською компанією Prima, російським виробником ВАТ «СТАПРИ» та іншими. Технологія отримання маслотної заготовки поршневих кілець використовується концерном Kolbenschmidt, польською компанією Prima, російськими виробниками ВАТ «СТАПРИ», ВАТ «Клінцовський завод поршневих кілець», ЗАТ «Мічурінський завод поршневих кілець». До недоліків технології індивідуального лиття в піщано-глинясті форми належать: неоднорідність структури матеріалу заготовки, великі початкові витрати на складне формування піщано-глиняної суміші, високий відсоток браку внаслідок обсіпання формувальної суміші, значна запиленість та загазованість виробництва та інше. До недоліків маслотної способу отримання заготовки відносять високий коефіцієнт використання матеріалу, наявність

відбіленого поверхневого шару на заготовці, необхідність у додаткових операціях термічної обробки та інше.

Автори пропонують створити ливарну форму, яка б поєднувала в собі переваги кокільного лиття та лиття в піщано-глинясті форми і відповідала б поняттю «кокіль».

Суть удосконалення полягає в тому, що замість ливарної форми виготовленої з піщано-глиняної суміші пропонується використовувати роз'ємний кокіль виготовлений з пористого композиційного матеріалу на основі губчатого титану.

Конструкція кокілю забезпечує відливання кілець у вигляді багаторядних стопок та їх вільне вилучення з форми, а використання в якості матеріалу для виготовлення кокілю губчатого титану наближає теплофізичні параметри лиття у кокіль до умов піщано-глиняної форми. Окрім того, пористість та теплофізика матеріалу дозволяє керувати тепловими процесами охолодження виливка, які інтенсивно впливають на структуру чавуну: розташування і розмір включень графіту, розмір міждендритних зерен та інші характеристики структури. Індивідуальне відливання поршневих кілець запропонованим способом дозволить знизити відсоток браку, отримати відливки з однорідною структурою та високою якістю зовнішньої поверхні, підвищити механічні властивості відливок без зміни хімічного складу, підвищити продуктивність праці, відмовитись від формувальних операцій та підвищити екологічність виробництва.

На рис. 1 зображено поперечний перетин тривимірної моделі роз'ємного кокілю для відливання поршневих кілець.

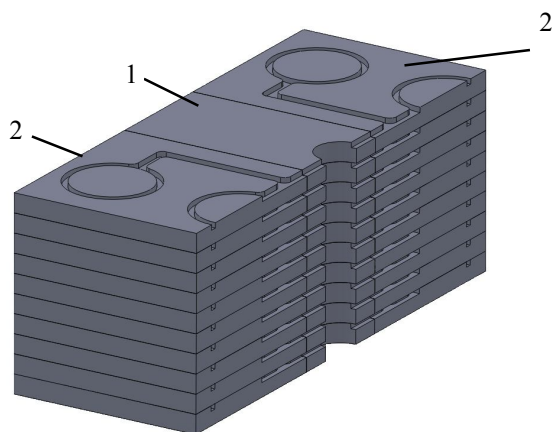


Рис. 1. Поперечний перетин тривимірної моделі роз'ємного кокілю

Кокіль складається з набору центральних прямокутних пластин 1, які формують центральний стояк. Від нього рідкий метал по виготовленим ливниковим ходам потрапляє до прямокутних пластин-форм 2, в яких виготовлено усі необхідні елементи

ливникової системи. Всі пластини виготовлені з металевого порошку методами порошкової металургії та мають рівномірну об'ємну пористість. Після кристалізації рідкого металу, кокіль розбирається для виймання відливок. Спочатку відділяються центральні пластини, площиною рознімання яких є центральна площина центрального стояка. Потім від центрального стояка відрізаються відгалуження, які утворилися внаслідок кристалізації металу в ливникових ходах, що з'єднують стояк з елементами ливникової системи пластин-форм. Після цього з кожної пластини-форми виймаються відливки поршневих кілець. Кількість та розміри пластин-форм та центральних пластин визначаються кількістю відливок, які необхідно отримати за одне заливання, та їх геометричними розмірами [4].

3. Результати досліджень

Сірий чавун, який широко використовується для виготовлення поршневих кілець є досить крихким матеріалом з невисокими механічними властивостями. Як стверджує Гіршович Н. Г. [5] ці властивості залежать від структури чавуну: чим менше графіту, мілкіше та сприятливіше за розташуванням його включення, дисперсніше перліт, мілкіше евтектичне зерно та розгалуженіший передевтектичний аустеніт, тим вище зазначені властивості. Але необхідно мати на увазі, що σ_b , $\sigma_{\text{н}}$, залежать як від графіту, так і від матриці, E – головним чином від графіту. При цьому якість чавуну зростає із зменшенням кількості та розмірів включень графіту. Щільність сірого чавуну зростає зі зменшенням вмісту графіту. Подрібнення та зменшення кількості графіту та розміру евтектичного зерна, заміна перліту феритом в структурі підвищують механічні властивості чавуну. Таким чином для підвищення σ_b , $\sigma_{\text{н}}$ та E матеріалу серійних поршневих кілець необхідно отримати структуру матеріалу зі зменшеною кількістю та розмірами включень графіту та зі збільшеним вмістом перліту у металевій матриці.

Враховуючи невеликі лінійні розміри поршневих кілець можна зробити припущення, що кристалізація та охолодження металу виливка відбувається майже одночасно в усьому його об'ємі. Тому покращити структуру сірого чавуну, який використовується для виготовлення виливків поршневих кілець, без зміни його хімічного складу можна шляхом керування швидкістю охолодження металу в інтервалі температур евтектоїдного перетворення.

Для перевірки даного припущення колективом авторів був сконструйований та виготовлений експериментальний зразок кокілю з композиційного пористого матеріалу на основі губчатого титану рис. 2. Кокіль виготовлений за технологією порош-

кової металургії з крупно дисперсного порошку титанової губки марки Тг-ТВ фракції -3,3+1,3 мм, та дрібнодисперсного титанового порошку фракції - 0,4+0 мм. Діаметр кокілю 142 мм, товщина 31 мм, товщина кришки 22 мм.

Для захисту робочих поверхонь кокілю використовувалося двошарове вогнетривке покриття, яке складалося з ґрунтувального покриття ППК-2 – на основі маршалі ту, та з робочого покриття ППГ-1 – на основі графіту. Щільність ґрунтувального покриття в рідкому стані 1,25 г/см³. Ґрунтувальне покриття наносилося на очищену до блиску металеву поверхню при температурі кокілю 250 °С. Щільність робочого покриття в рідкому стані 1,28 г/см³. Робоче покриття наносилося поверх ґрунтувального при температурі кокілю 250 °С.



Рис. 2. Експериментальний зразок кокілю

Експериментальне заливання кокілю здійснювалося на ВАТ «Одеський завод поршневих кілець». В експериментальний зразок кокілю були відлиті дослідні зразки заготовок поршневого кільця діаметром 72 мм та товщиною 4 мм. Температура кокілю перед заливанням становила 500 °С. температура розплаву становила 1470 °С. хімічний склад чавуну, що заливався відповідав вимогам технологічного процесу (C – 3,6-3,9%; Si – 2,3-2,9%; Mn – 0,5-0,8%; P – 0,3-0,6%; S – 0,1%; Cr – 0,15-0,35%; Mo – 0,25-0,5%; Cu – 0,25-0,5%; Ni – 0,1-0,25; Ti – 0,25%).

На отриманих дослідних зразках поршневих кілець відбілення відсутнє. Твердість зразків складає 95-97 HRB. Мікропористість чавуну відсутня. Пористий кокіль з титанового композиту показав високу стійкість та можливість подальшого використання.

Порівняльне дослідження мікроструктури експериментальних та серійних зразків поршневих кілець здійснювалося методом металографічного аналізу на мікроскопі БІОЛАМ-И. Підготовка мікрошліфів проводилася відповідно до ГОСТ 3443-87 «Виливки з сірого чавуну з різною формою графіту. Методи визначення структури»

Порівняння структур поршневого кільця масового виробництва та експериментального кільця здійснювалося за допомогою промислової системи аналізу зображень SIAMS 600. Порівняльні результати аналізу структур металеві основи експериментальних та серійних зразків поршневих кілець наведено в таблиці 1

Таблиця 1

Порівняльні результати аналізу структур металеві основи експериментальних та серійних зразків поршневих кілець

Показник	Масове виробництво	Експериментальний зразок
Проаналізована площа, мм ²	0,054	0,054
Частка перліту, %	84,0	94,9
Частка фериту, %	16,0	5,1
Похибка вимірювання перліту, %	2,5	2,4
Похибка вимірювання фериту, %	2,5	2,4

Характер розподілу включень графіту зображено на рис 3.

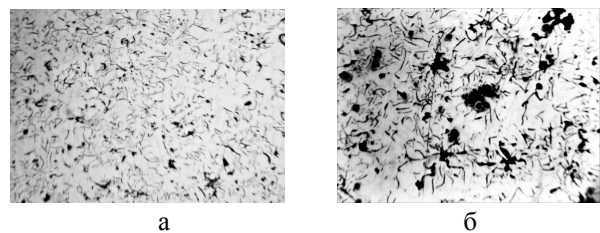


Рис. 3 Характер включень графіту:
а – експериментальний зразок; б – серійний зразок

Серійний зразок поршневого кільця має структуру чавуну ПГф4, ПГр2, ПГд180. Дослідний зразок поршневого кільця має структуру чавуну ПГф4, ПГр2, ПГд45 [3].

Висновки

1. Використання в якості матеріалу кокілю титанової губки та титанового порошку дозволяє керувати швидкістю охолодження виливка в інтервалі температур евтектоїдного перетворення та призводить до збільшення кількості та дисперсності перліту, до зменшення розмірів включень графіту та евтектичного зерна. Частка перліту в металевій основі матеріалу складає 84% аналізованої площі в серійних поршневих кільцях та 94,9% аналізованої площі в дослідних зразках поршневих кілець. Серійний зразок поршневого кільця має структуру чавуну з нерівномірною

розподіленим пластинчастим графітом гніздободібною форми довжиною 120-250 мкм. Дослідний зразок поршневого кільця має структуру чавуну з нерівномірно розподіленим пластинчастим графітом гніздободібною форми довжиною 30-60 мкм.

2. Дрібнодисперсна перлітна структура металеві матриці та подрібнення включень графіту підвищують якість чавуну компресійних поршневих кілець: підвищують значення модулю пружності E та межі міцності σ_B .

Література

1. Баландин, Г.Ф. Основы теории формирования оливки. [Текст]: учеб. пособие / Г.Ф. Баландин. – М.: Машиностроение, 1976. – 328 с.

2. Вейник, А.И. Теория затвердевания оливки [Текст]: моногр. / А.И. Вейник. – М.: Машиностроение, 1960. – 437 с.

3. ГОСТ 3443-87 Отливки из серого чугуна с различной формой графита. Методы определения структуры [Текст]. – введ. 01.07.88. – М.: Изд-во стандартов, 2005. – 42 с.

4. Пат. 70232 Україна, В22D 23/00. Спосіб індивідуального відливання поршневих кілець у кокиль [Текст] / Клименко Л.П., Андреев В.І., Прищепов О.Ф., Голдун В.Ю.; Заявник та патентовласник ЧДУ ім. П. Могили - № а 201109625; заявл. 02.08.2011; опубл. 12.04.2012, Бюл. № 23. – 4 с.:іл.

5. Справочник по чугунному литью [Текст] / Науч. ред. Н.Г. Гиринович. – 3-е изд., перер. и доп. – Л.: Машиностроение, 1978. – 758 с.

Надійшла до редакції 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М. Т. Фісун, Чорноморський державний університет ім. П. Могили, Миколаїв, Україна.

ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ЧУГУНА КОМПРЕССИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ КОЛЕЦ ТРАНСПОРТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.Ю. Голдун, Л.П. Клименко, В.И. Андреев, О.Ф. Прищепов

В статье авторами предложена принципиально новая технология получения индивидуальных отливок чугунных поршневых колец в кокиль изготовленный из композиционного пористого материала на основе губчатого титана. По результатам металлографических исследований серийных и экспериментальных образцов поршневых колец установлено, что часть перлита в металлической основе материала соответственно составляет 84% в серийных поршневых кольцах и 94,9% в опытных образцах поршневых колец. Серийный образец поршневого кольца имеет структуру чугуна с неравномерно распределенным пластинчатым графитом гнездообразной формы длиной 120-250 мкм. Опытный образец поршневого кольца имеет структуру чугуна с неравномерно распределенным пластинчатым графитом гнездообразной формы длиной 30-60 мкм.

Ключевые слова: поршневое кольцо, композиционный пористый материал, кокиль, чугун, графит, перлит, феррит.

UPGRADING CAST-IRON OF COMPRESSION PISTON-RINGS OF TRANSPORT ENGINES

V.Yu. Goldun, L.P. Klymeko, V.I. Andreev, O.F. Pryshchepov

In the article authors are offer on principle new technology of receipt of the individual foundings of cast-iron piston-rings in mold made from composition porous material on the basis of spongy titan. It is set on results metallography researches of serial and experimental standards of piston-rings, that part of pearlite is in metallic basis material accordingly 84% makes in serial piston-rings and 94,9% in the pre-production models of piston-rings. The serial standard of piston-ring has a structure of cast-iron with the unevenly up-diffused flake rosette graphite by length of 120-250 mkm. The pre-production model of piston-ring has a structure of cast-iron with the unevenly up-diffused flake rosette graphite by length of 30-60 mkm.

Key words: a piston-ring, composition porous material, mold, cast-iron, graphite, pearlite, ferit.

Голдун Віктор Юрійович – аспірант кафедри екології та природокористування Чорноморського державного університету ім. П. Могили, Миколаїв, Україна, e-mail: v_goldun@mail.ru.

Клименко Леонід Павлович – д-р техн. наук, професор кафедри екології та природокористування Чорноморського державного університету ім. П. Могили, Миколаїв, Україна, e-mail: rector@kma.mk.ua.

Андрєєв Вячеслав Іванович – канд. техн. наук, доцент, завідувач науково-дослідного відділу Чорноморського державного університету ім. П. Могили, Миколаїв, Україна, e-mail: avi@kma.mk.ua.

Прищепов Олег Федорович – канд. техн. наук, доцент кафедри медичних приладів та систем Чорноморського державного університету ім. П. Могили, Миколаїв, Україна.

УДК 629.7.036.3.018

Д.С. СМЕРНОВ¹, А.В. КАЩЕЕВ², В.Т. ШЕПЕЛЬ¹¹ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия²ОАО «НПО «Сатурн «Газовые турбины», Рыбинск, Россия

ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА В ПРОЦЕССЕ ДОВОДКИ И СЕРТИФИКАЦИИ АВИАЦИОННОГО ГТД

Изложены особенности проведения огневых инженерных и сертификационных испытаний корпуса вентилятора с акустическими панелями. Проанализированы требования норм летной годности АП-33.17, CS-E130 в части пожарной безопасности авиационного двигателя. Приведены результаты инженерных огневых испытаний по ISO 2685:1998 неохлаждаемых и ненагруженных пластин разной толщины из алюминиевых сплавов АК-4, 6061. Предложен метод проведения огневых испытаний не на полноразмерном двигателе, а на его компонентах, на основе обеспечения режимов теплового и прочностного подобия. Представлены результаты огневых испытаний элементов корпуса вентилятора.

Ключевые слова: пожарная безопасность, вентилятор, подобие, огневые испытания.

Введение

Нормативная документация по летной годности АП-33, CS-E[1, 2] требует, чтобы пожар внутри и вокруг двигателя не угрожал безопасности летательного аппарата. Двигатель должен быть спроектирован так, чтобы была минимизирована вероятность возникновения и распространения пожара. В связи с этим одной из важных задач сертификации авиационного ГТД является демонстрация соответствия двигателя требованиям пожарной безопасности. Процедуры демонстрации соответствия сертификационным требованиям при проведении огневых испытаний двигателя и его компонентов представлены в ряде стандартов и рекомендательных циркуляров, таких как, АС 20-135, АС 33.17-1 [3,4]. Несмотря на наличие рекомендательных материалов, процесс проведения огневых испытаний представляет сложную техническую задачу. Поэтому в данной статье изложен опыт проведения огневых испытаний корпуса вентилятора.

Корпус вентилятора является границей установленной пожароопасной зоны АП 25.1181 [5] и, следовательно, должен быть огнестойким. Огнестойкость это свойство конструкции выдерживать температуру $1100 \pm 80^\circ\text{C}$ в течение 15 минут при выполнении основного проектного назначения. Подтверждение огнестойкости корпуса вентилятора может быть продемонстрировано огневыми испытаниями в течение 15 минут. Пять минут с параметрами взлетного режима, характеризуемого максимальным давлением на элементы конструкции (работающий двигатель) и десять минут – с параметрами, характерными для режима авторотации, при котором

элементы конструкции имеют наихудшие условия охлаждения (двигатель остановлен) [3].

Если корпус вентилятора выполнен из алюминиевых сплавов, то в соответствии с пунктами АП 33.17 (а*), CS-E 130 (d) необходимо провести его огневые испытания. Как показали инженерные испытания по стойкости к пожару неохлаждаемых и ненагруженных давлением пластин различной толщины из алюминиевых сплавов АК-4, 6061 (рис. 1), огнестойкость корпуса вентилятора не может быть обеспечена только за счет выбора его толщины. Это связано с тем, что корпус вентилятора не обдувается воздухом второго контура ввиду постановки акустических панелей в проточной части. Для обеспечения огнестойкости между корпусом вентилятора и акустическими панелями необходимо выполнить щелевой зазор, который бы продувался воздухом второго контура.

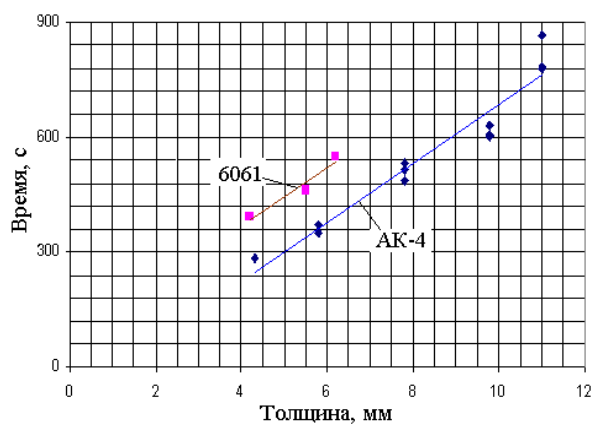


Рис. 1. Предельное время огнестойкости пластин из алюминиевых сплавов для условий пожара в зависимости от их толщины

Рекомендательные циркуляры [3, 4] допускают использование компонентных огневых испытаний. Это испытания не на полноразмерном двигателе, а на его отдельных компонентах.

Допускается проведение испытаний на плоских образцах с размерами не менее 320x320 мм или на отдельных компонентах конструкции с соблюдением подобия. В данном случае концепция установления соответствия требованиям пожарной безопасности базируется на результатах огневых испытаний наиболее уязвимых к пожару элементов конструкции.

В связи с вышеизложенным, успешные огневые испытания наиболее уязвимых к пожару компонентов корпуса вентилятора, устанавливают соответствие требованиям на огнестойкость всего корпуса вентилятора.

При выявлении наиболее уязвимых к пожару зон корпус вентилятора разбивался на ряд секторов. Анализ каждого сектора на уязвимость к пожару проводился с учетом следующих факторов:

- используемого материала;
- минимальной толщины материала;
- наличия огнезащитного покрытия;
- наличия истираемого покрытия;
- наличия охлаждающего потока;
- наличия экранирования;
- теплового состояния.

Практика показала, что в конструкции корпуса вентилятора всегда можно выделить наиболее уязвимые к пожару зоны, характеризующиеся минимальной толщиной корпуса или наихудшими условиями охлаждения.

1. Требования к объектам испытаний

При огневых испытаниях образцы должны отвечать следующим требованиям:

- конфигурация образца должна быть такой же, как у реальной конструкции, или же быть плоской;
- образец должен изготавливаться из тех же материалов и по той же технологии, что и реальная конструкция;
- образец должен позволять воспроизведение условий охлаждения и нагрузок от давления.

2. Выбор режимов испытаний

Режимы испытаний выбирались на основе сохранения подобия по тепловому и напряженно-деформированному состоянию.

Для обеспечения подобия по тепловому состоянию объекта испытаний и реальной конструкции, скорости потоков для стендовых условий корректировались из условия равенства коэффициентов

теплоотдачи $\alpha_{ДВ} = \alpha_{СТ}$. Исходное выражение имеет вид

$$C_{СТ} = C_{ДВ} \cdot \frac{T_{СТ}}{T_{ДВ}} \cdot \frac{P_{ДВ}}{P_{СТ}} \cdot \left(\frac{D_{Н_СТ}}{D_{Н_ДВ}} \right)^{1/4} \times \left(\frac{\mu_{СТ}}{\mu_{ДВ}} \right)^{7/12} \cdot \left(\frac{\lambda_{ДВ}}{\lambda_{СТ}} \right)^{5/6} \cdot \left(\frac{C_{p_ДВ}}{C_{p_СТ}} \right)^{5/12}, \quad (1)$$

где C – скорость течения; T – статическая температура; P – статическое давление; D_H – гидравлический диаметр; μ – динамическая вязкость; λ – теплопроводность воздуха; C_p – теплоемкость, а индексы следующие: ДВ – параметр в условиях двигателя, СТ – параметр в стендовых условиях.

Скорость в щелевом зазоре между корпусом компрессора и акустическими панелями определяется с помощью гидравлических расчетов. Ввиду малых перепадов давления в проточной части на режиме авторотации особое внимание обращалось на выбор геометрии щелевого зазора, которая должна быть оптимизирована для обеспечения эффективной продувки. Так как размеры щелевого зазора малы, то на результат гидравлических расчетов существенное влияние оказывают допуски, назначаемые на размеры, что приводит к необходимости их учета. Наименьшая скорость в щелевом зазоре выбиралась для наихудшего сочетания допусков с использованием метода Монте Карло.

Подобие по эквивалентности напряжений на образце определялось с помощью равенства напряжений на цилиндрической оболочке и пластине. Перепад давлений на испытываемом образце определялся в соответствии с выражением

$$\Delta p_{ПЛ} = \frac{\Delta p_{ДВ} \cdot R \cdot H}{\beta \cdot L^2}, \quad (2)$$

где $\Delta p_{ДВ}$ – перепад давлений в наиболее уязвимом к пожару участке корпуса вентилятора; R – средний радиус соответствующего участка корпуса вентилятора; H – толщина пластины, равная минимальной толщине уязвимого к пожару участка корпуса вентилятора; L – длина (ширина) пластины.

Параметр β зависит от соотношения длины и ширины пластины и от типа ее крепления на стенде. Для квадратной пластины ($L \times L$) с шарнирным креплением с одной стороны для обеспечения возможности теплового расширения образца и в случае равномерной нагрузки давлением параметр β равен 0,287.

Давление в аэродинамическом коробе определялось соотношением

$$P = B + \Delta p_{ПЛ}, \quad (3)$$

где B – давление окружающей среды (барометрическое).

3. Условия зачетности испытания

Отсутствие проникновения пламени через образец.
Отсутствие возгорания образца.

Отсутствие повторного возгорания образца после отвода пламени горелки.

Образец должен выдержать прикладываемые нагрузки от давления.

4. Экспериментальная часть

Аэродинамический короб обеспечивал обдув и нагружение образца давлением для имитации проточной части двигателя. Аэродинамический короб стенда Ц - 17ГЗ, ЦИАМ) и его фотография представлены на рис. 2 и 3, а, соответственно.

Образец для испытаний представлял собой сборку из пластины алюминиевого сплава 6061 с размерами $320 \times 320 \times 5,8$ мм со штатно прикрепленной к ней с зазором 5,1 мм акустической панелью $300 \times 320 \times 12$ мм. Герметичность образца на аэроди-

намическом коробе стенда стенде обеспечивалась нанесением на стыки и сопрягаемые поверхности огнезащитного покрытия RTV-577.

Пламя горелки вертикальное, формировалось пропановой горелкой диаметром 184 мм. Горелка установлена вертикально на расстоянии $75 \pm 7,5$ мм от испытуемого объекта. Время прогрева горелки 5 минут.

Испытательное оборудование аттестовано на соответствие требованиям ISO 2685:1998.

Параметры стандартного пламени в соответствии ISO 2685:1998:

- температура пламени - $1100 \pm 80^\circ\text{C}$;
- плотность теплового потока - $116 \pm 10 \text{ кВт/м}^2$.

Испытание проводилось в 3 этапа:

1. Калибровка температурного поля и плотности теплового потока горелки перед испытанием.
2. Огневое испытание.
3. Калибровка температурного поля и плотности теплового потока горелки после огневого испытания.

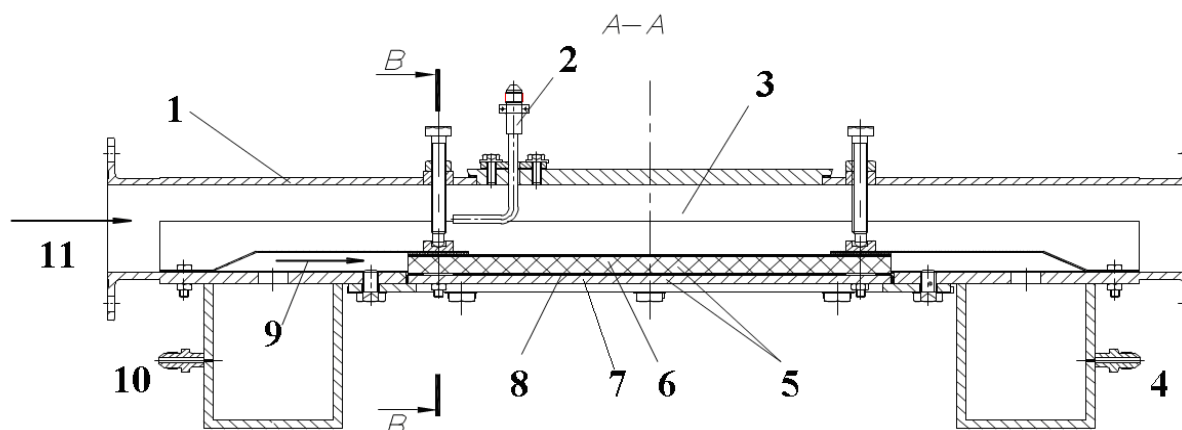


Рис.2. Схема аэродинамического короба с объектом испытаний:

- 1 – аэродинамический короб; 2 – замер полного давления в аэродинамическом коробе; 3 – основной канал;
4 – замер давления на выходе из щелевого зазора; 5 – испытуемый образец; 6 – акустическая панель;
7 – панель из алюминиевого сплава 6061; 8 – зазор; 9 – направление поток воздуха, подаваемого в щелевой зазор; 10 – замер давления на входе в щелевой зазор;
11 – направление потока воздуха в аэродинамическом коробе

Стенд оборудован устройством калибровки горелки по температурному полю с помощью гребенки из 7 хромель-алюмелевых термопар и тепловому потоку с помощью тепломерного устройства. По результатам измерения поля температур в 37 точках, покрывающих более 25% поверхности горелки, находилась средняя температура. Неравномерность поля скоростей по ширине на входе в зазор не превышала 2%.

Регистрация параметров на стенде проводилась с частотой опроса 4 Гц. Визуальное наблюдение за процессом испытаний осуществлялось двумя видеокамерами.

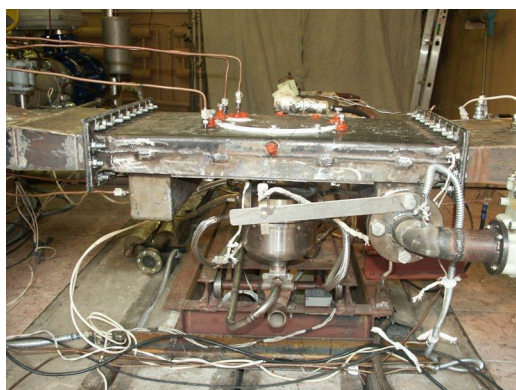
Окружающие условия испытаний в боксе испытательного стенда в начале испытаний составляли: $T_n = 25,8^\circ\text{C}$, $B = 753,96$ мм рт.ст., в конце испытаний $T_n = 30^\circ\text{C}$.

На рис. 3 а, б представлен образец, установленный на аэродинамическом коробе, и фотография его огневых испытаний на 12 минуте.

На рис. 4 приведена динамика изменения температур в процессе огневых испытаний (а) и фотографии разобранного образца после огневых испытаний (б). На рис.4, а представлены показания термопары (2), установленной на расстоянии 6 мм от испытуемого образца, и показания термопары (1) над

плоскостью горелки для контроля стабильности ее работы в процессе испытаний. Кроме, этих термопар на испытываемом образце в центре (4) и на расстоянии 100 мм по потоку (3) устанавливались дополни-

тельные термопары. Термопара в центре (4) после перехода на параметры режима авторотации вышла из строя. Показания термопар 3,4 до 300 секунды испытаний практически не отличались.

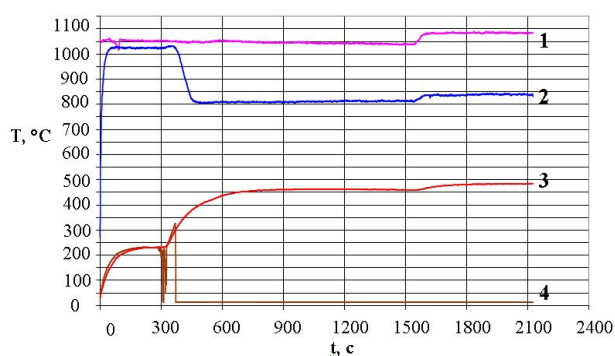


а



б

Рис. 3. Объект испытаний на стенде Ц - 17ГЗ (а) и 12 минута огневых испытаний (б)



а



б

Рис. 4. Динамика протекания температур в процессе огневых испытаний (а) и фотография разобранного образца после огневых испытаний (б)

Образец успешно выдержал сверхнормативное 35 минутное по длительности огневое воздействие стандартного пламени при воспроизведении заданных параметров аэродинамического обдува, в том числе 5 минут в условиях обдува, соответствующего режиму взлетный, и 30 минут при обдуве, соответствующему режиму авторотации. При этом образец сохранил целостность конструкции, что обеспечило отсутствие проникновения пламени через него.

Визуальный осмотр образца не выявил следов сквозного прогара. Отмечена лишь незначительная его деформация - прогиб в средней части плоской пластины на глубину до 2 мм. На внутренней стороне акустической панели (со стороны зазора) наблюдаются следы локального вздутия.

Заключение

1. Положительные результаты испытаний критического к пожару сектора вентилятора позволили продемонстрировать соответствие требованиям пожарной безопасности для всего корпуса вентилятора.

2. Предложенная методика позволяет проводить инженерные и сертификационные огневые испытания на соответствие требованиям пожарной безопасности не на полноразмерной конструкции, а на его наиболее уязвимых к пожару компонентах, что значительно удешевляет и ускоряет процесс доводки и сертификации авиационного двигателя.

Литература

1. *Авиационные правила, ч. 33 (АП-33). Нормы летной годности двигателей воздушных судов. [Текст]. – Межгосударственный авиационный комитет (МАК), 2004. – 52 с.*

2. *Certification Specifications for Engines (CS-E) [Text]. – European Aviation Safety Agency (EASA), 2007. – 193 p.*

3. *AC 20-135. Power Plan Installation and Pro-*

pulsion System Component Fire Protection Test Methods. Standards and criteria [Text]. – 1990. – 12. - p.

4. *AC 33.17-1. Fire Prevention [Text]. -2002. – 12 p.*

5. *Авиационные правила, ч. 25 (АП-25). Нормы летной годности самолетов транспортной категории [Текст]. – Межгосударственный авиационный комитет (МАК), 2009. – 266 с.*

6. *ISO 2685:1998 Aircraft - Environmental test procedure for airborne equipment - Resistance to fire in designated fire zones [Text]. – 1998. – 35 p.*

Поступила в редакцию 12.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, главный специалист В.А. Богданов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск.

ВОГНЕВІ ВИПРОБУВАННЯ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА В ПРОЦЕСІ ДОВЕДЕННЯ СЕРТИФІКАЦІЇ АВІАЦІЙНОГО ГТД

Д.С. Смірнов, О.В. Кашеев, В.Т. Шепель

Викладено особливості проведення вогневих інженерних та сертифікаційних випробувань корпусу вентилятора з акустичними панелями. Проаналізовано вимоги норм льотної придатності АП-33.17, CS-E 130, у частки пожежної безпеки авіаційного двигуна. Подано результати інженерних випробувань згідно неохолоджених та ненавантажених пластин різної товщини, виготовлених з алюмінієвих сплавів АК-4, 6061. Запропонований метод здійснення вогневих випробувань без використання повнорозмірного двигуна, лише на його компонентах, з підстави забезпечення режимів теплової та міцнісної подібності. Подано результати вогневих випробувань елементів корпусу вентилятора.

Ключові слова: пожежна безпека, вентилятор, подібність, вогневі випробування.

FIRE TESTS OF FAN CASE IN THE PROCESS OF AVIATION GAS-TURBINE ENGINE DEVELOPMENT AND CERTIFICATION

D.S. Smirnov, A.V. Kacheev, V.T. Shepel

The details of engineering and certification fire tests of fan case with acoustic panels are provided. Airworthiness standards AP-33.17, CS-E 130 with regard to fire safety of aviation engine are reviewed. Engineering tests results to ISO 2685:1998 of uncooled and unloaded plates of different thickness made from AK-4, 6061 aluminium alloys are given. The method of fire testing of engine components instead of full-size engine testing is provided, based on simulation of thermal and strength models. Fire test results of fan case elements are given.

Key words: fire safety, fan, simulation, fire tests.

Смирнов Дмитрий Сергеевич - начальник бригады КНД КО «Компрессор» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: sds.82@mail.ru.

Кашеев Алексей Викторович - канд. техн. наук, ведущий инженер-конструктор ОАО «НПО «Сатурн «Газовые турбины», Рыбинск, Россия, e-mail: alex.kasheev@rambler.ru.

Шепель Вячеслав Тимофеевич - начальник КО «Сертификация авиационных ГТД и промышленных ГТУ» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: sshepel@yandex.ru.

УДК 539.3

Ю.С. ВОРОБЬЕВ¹, Н.Ю. ОВЧАРОВА²¹ Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков² Национальный технический университет "ХПИ", Украина

ЛОКАЛЬНОЕ УДАРНОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ЦИЛИНДРИЧЕСКИЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИЙ

Анализ динамического напряженно-деформированного состояния элементов конструкций является достаточно актуальным. Рассматривается поведение цилиндрических элементов газотурбинного двигателя под действием локальной ударной нагрузки. Используются трехмерные модели и метод конечных элементов. Учитываются конечные деформации и динамические свойства материала. Рассматриваются скоростная деформация и напряжения в зоне локального нагружения элемента. Показаны особенности распределения полей перемещений и интенсивностей напряжений при различных скоростях нагружения двухслойных и однослойных элементов конструкций.

Ключевые слова: ударные нагрузки, трехмерные модели, метод конечных элементов, скоростное деформирование, локализация напряжений.

Введение

Элементы входных устройств, корпусов, выходных устройств ГТД могут подвергаться воздействию локальных ударных нагрузок. Причиной их могут быть как влетевшие в газозводушный тракт частица так и фрагменты разрушения летательного аппарата и ротора [1 – 3]. Хотя элементы корпусов входных и выходных устройств являются тонкостенными, но при воздействии локальных ударных нагрузок в ограниченной зоне развиваются трехмерные упруго-пластические деформации и напряжения. Поэтому в этой зоне целесообразно использование трехмерных моделей, учитывающие конечные деформации и перемещения. При анализе скоростной деформации следует учитывать динамические свойства материалов [4, 5]. Задача становится существенно нелинейной и требует использования специальных модификаций метода конечных элементов.

Элементы конструкций корпусов и входных и выходных устройств современных ГТД могут выполняться с использованием как металлических так и полимерных и композитных материалов.

1. Постановка задачи

Рассматривается цилиндрическая конструкция, включающая слой металла и полимерного материала. Вектор перемещений $\vec{U} = U(u, w, v)$ рассматривается в цилиндрической системе координат x, r, φ . Толщина слоев в обоих случаях является перемен-

ной $h(x)$. Хотя конструкция обладает осевой симметрией, задача не является осесимметричной из-за особенностей локальной нагрузки, которая приложена в ограниченной зоне (рис. 1).

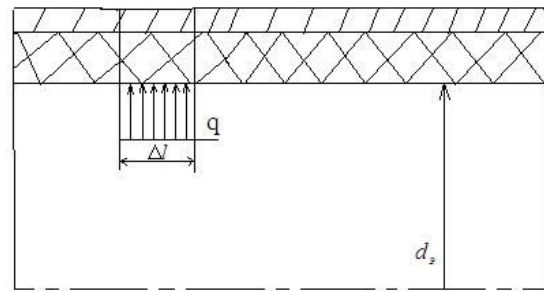


Рис. 1. Зона локального нагружения

Зона развития интенсивных напряжений является весьма ограниченной. Напряжения быстро затухают на расстоянии примерно в пять – десять раз превышающих размеры зоны приложения нагрузки [4].

Для этой области уравнения движения имеют вид

$$(\lambda + \mu) \operatorname{grad} \varepsilon + \mu \Delta U = \rho \frac{d^2 U}{dt^2}, \quad (1)$$

где λ, μ – постоянные Ламе, ρ – плотность материала, $U(u, w, v)$ – вектор перемещений, ε – относительное объемное расширение, которое определяется выражением

$$\varepsilon = \frac{du}{dx} + \frac{dw}{dy} + \frac{dv}{dz}. \quad (2)$$

Учитываются известные зависимости для ко-

нечных деформаций [1, 4].

В случае упругой деформации используются зависимости закона Гука (3)

$$\begin{aligned}\sigma_x &= \lambda \varepsilon + 2\mu \varepsilon_x; & \tau_{xy} &= \mu \gamma_{xy}; \\ \sigma_y &= \lambda \varepsilon + 2\mu \varepsilon_y; & \tau_{xz} &= \mu \gamma_{xz}; \\ \sigma_z &= \lambda \varepsilon + 2\mu \varepsilon_z; & \tau_{yz} &= \mu \gamma_{yz},\end{aligned}\quad (3)$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ и $\tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$ – компоненты тензора напряжений;

$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ и $\gamma_{xy}, \gamma_{xz}, \gamma_{yz}$ – компоненты тензора деформаций.

В случае пластической деформации используются зависимости динамической теории пластической деформации.

$$\begin{aligned}\varepsilon_x - \frac{1}{3} \varepsilon &= \psi S_x; & \gamma_{xy} &= 2\psi \tau_{xy}; \\ \varepsilon_y - \frac{1}{3} \varepsilon &= \psi S_y; & \gamma_{xz} &= 2\psi \tau_{xz}; \\ \varepsilon_z - \frac{1}{3} \varepsilon &= \psi S_z; & \gamma_{yz} &= 2\psi \tau_{yz};\end{aligned}\quad (4)$$

В данных выражениях (4) коэффициент

$$\psi = \frac{3}{2} \frac{\varepsilon_i}{\sigma_i}$$

содержит зависимость интенсивности напряжений от деформаций и скорости деформаций $\sigma_i(\varepsilon_i, \dot{\varepsilon}_i)$

Для учета динамических свойств материала используют физические зависимости типа Пэжины [6, 7].

$$\sigma = \left[1 + \left(\frac{\dot{\varepsilon}^{pl}}{\gamma} \right)^m \right] E \cdot \varepsilon \quad (5)$$

где E – модуль упругости;

m и γ – коэффициенты чувствительности к скорости деформации;

$\dot{\varepsilon}^{pl}$ – скорость деформации в пластической стадии.

Для решения таких задач, необходимо использование конечных элементов, учитывающих динамические характеристики материала. В таких элементах функции форм должны позволять удовлетворять как геометрические, так и силовые граничные условия.

2. Результаты численного анализа

Проводится численный анализ динамического напряженно-деформированного состояния в области нагружения при воздействии на цилиндрический элемент ударника массой 0,1 кг с различными скоростями соударения. Модель материала наружного

слоя сталь 40ХНМА (30ХГСА), модель материала внутреннего слоя полимер.

На рис. 2 представлены поля перемещений в зоне удара для фрагмента цилиндрической конструкции при воздействии ударника со скоростью соударения 20 м/с. Видно что область интенсивных перемещений является ограниченной.

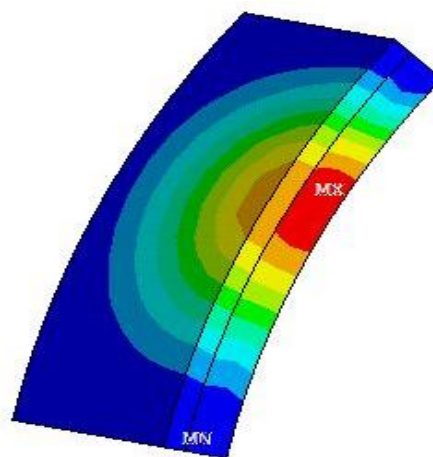


Рис. 2. Поля перемещений при скорости 20 м/с

На рис. 3 показано распределение интенсивностей напряжений (по Мизесу) по толщине конструкции в зоне локализации нагрузки.

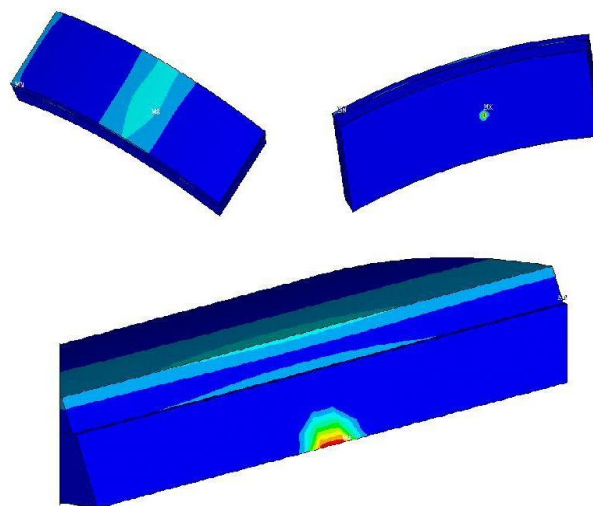


Рис. 3. Поля интенсивностей напряжений при скорости 20 м/с

В связи с тем, что напряжения в разных слоях элемента конструкции существенно различны по величине, то они изображаются на рис. 3 в различных масштабах. Так в левом верхнем углу показано распределение напряжений в металлическом слое. В правом верхнем углу показана локализация напряжений в полимерном слое. Более подробно распределение динамических напряжений в полимерном

слое показано внизу. При этом максимальные интенсивности напряжений не достигают 21 МПа и остаются в упругой области. Хорошо видно, что распределение напряжений не соответствует представлениям о распределении напряжений согласно теории оболочек.

При увеличении скорости соударения до 100 м/с деформации переходят в пластическую стадию для полимера, так как максимальные напряжения достигают 80 МПа рис. 4, 5.

На рис. 4 показана область локализации напряжений в плане.

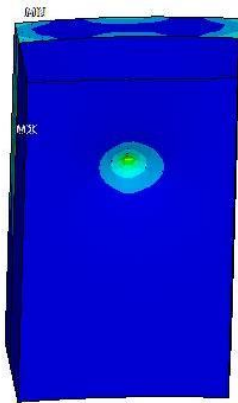


Рис. 4. Поля интенсивностей напряжений при скорости 100 м/с

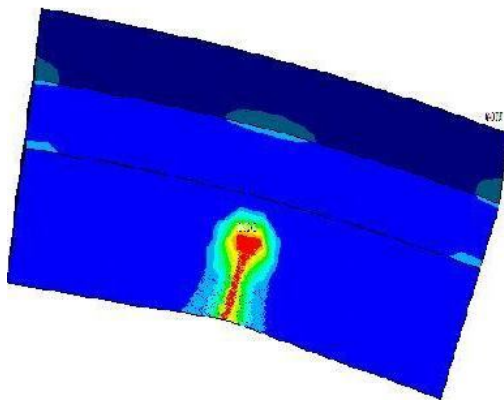


Рис. 5. Поля интенсивностей напряжений при скорости 100 м/с

На рис. 5 показано распределение интенсивности напряжений по толщине элемента.

В случае только металлического слоя характер распределения полей интенсивностей напряжений представлен на рис. 6.

Максимальные напряжения составили 1535 Па. Хотя уровень напряжений в металлическом слое значительно повышается, но деформирование происходит в упругой области. На рис. 7 показаны поля перемещений, максимальные значения перемещений составили $0,364 \cdot 10^{-5}$ м.

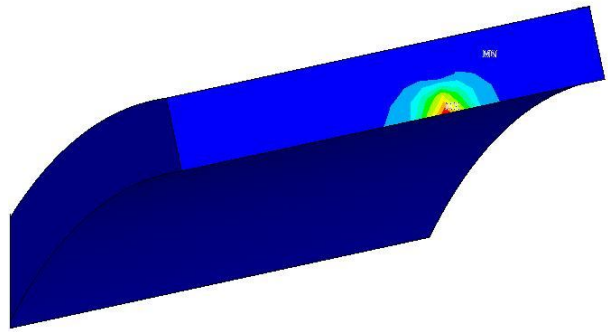


Рис. 6. Поля интенсивностей напряжений при скорости 100 м/с

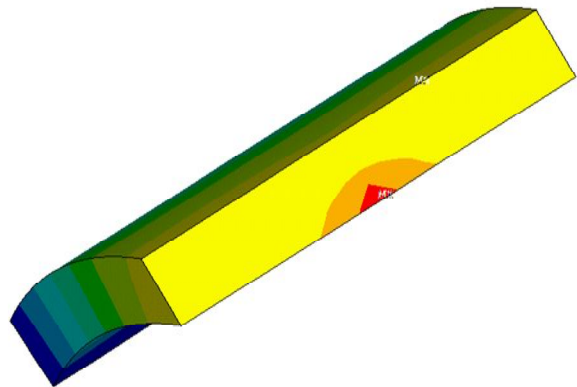


Рис. 7. Поля перемещений при скорости 100 м/с

Заключение

Проведен анализ напряженно-деформированного состояния элементов конструкций под действием локальных ударных нагрузок на основе трехмерных конечно-элементных моделей, в процессе скоростного деформирования, учитывающий геометрическую нелинейность, упругопластическую деформацию и динамические свойства материала. При локальной ударной нагрузке область интенсивности напряжений весьма ограничена. Наличие полимерного слоя существенно снижает уровень деформаций и напряжений в металлическом слое. При скоростях соударения 20 м/с деформации в обоих слоях происходят в упругой области. При повышении скоростей соударения до 100 м/с в полимерном слое происходят пластические деформации. Однако, в металлическом слое деформирование во всех случаях остается в упругой области.

Литература

1. Воробьев, Ю.С. Локальное импульсное воздействие на оболочечные элементы конструкций [Текст] / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрылко, Л. Крушка // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 9 (25). – С. 181 – 184.

2. Воробьев, Ю.С. Об особенностях моделирования ударно-импульсного нагружения оболочек и пластин [Текст] / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко // *Механіка та машинобудування*. – 2006. – № 1. – С. 86 – 92.

3. Проблемы анализа скоростного деформирования элементов конструкций при импульсном нагружении [Текст] / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко, Н.Ю. Евченко и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 11/47. – С. 35 – 43

4. Скоростное деформирование элементов конструкций [Текст] / Ю.С. Воробьев, А.В. Колодя-

жний, В.И. Севрюков, Е.Г. Янютин. – К.: Наукова думка, 1989. – 148 с.

5. Воробьев, Ю.С. Скоростное деформирование элементов конструкций в упругопластической стадии [Текст] / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко // *Проблеми обчислюваної механіки і міцності конструкцій*. – 2010. – № 14. – С. 87 – 93.

6. Механическое поведение материалов при различных видах нагружения [Текст] / В.Т. Троценко, А.А. Лебедев, В.А. Стрижало и др. – К.: Логос, 2000. – 571 с.

7. Meyers, M.A. Dynamics behavior of materials [Text] / M.A. Meyers. – New York: Wiley, 1994. – 283 p.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.С. Гусев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

ЛОКАЛЬНЕ УДАРНИЙ ВПЛИВ НА ЦИЛІНДРИЧНІ ЕЛЕМЕНТИ КОНСТРУКЦІЙ

Ю.С. Воробйов, Н.Ю. Овчарова

Аналіз динамічного напружено-деформованого стану елементів конструкцій є достатньо актуальним. Розглядається поведінка циліндричних елементів газотурбін двигуна під дією локальної ударного навантаження. Використовуються тривимірні моделі і метод скінченних елементів. Враховуються скінченні деформації та динамічні властивості матеріалу. Розглядаються швидкісна деформація і напруження в зоні локального навантаження елемента. Показано особливості розподілення полів переміщень та інтенсивностей напружень при різних швидкостях навантаження двошарових та одношарових елементів конструкцій.

Ключові слова: ударні навантаження, тривимірні моделі, метод скінченних елементів, швидкісне деформування, локальне напруження.

LOCAL IMPACT ACTION ON CYLINDRICAL STRUCTURE ELEMENTS

Yu.S. Vorobiev, N.Yu. Ovcharova

An analysis of the dynamic tense-deformed state of elements of constructions is actual enough. Behavior of cylindrical gas-turbine engine components under the action of a local impact loading are considered. Three-dimensional model and the finite element method are used. The finite deformation and dynamic characteristics of the material take in account. High-rate deformation and stress in zone of the local loading of element are considered. Examined speed deformation and tension in the area of local loading of element. The features of distributing of the fields of moving and stress intensities are at the difference speeds of loading of double-layer and one-layer elements of constructions.

Key words: impact, three-dimensional models, finite element method, high-rate deformation, the local strain.

Воробьев Юрий Сергеевич – доктор технических наук, профессор, зав. отделом института проблем машиностроения им. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: Vorobiev@ipmash.kharkov.ua.

Овчарова Наталья Юрьевна – аспирант кафедры «Газогидромеханики и тепломассообмена» Харьковского национального университета «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина, e-mail: Natka.Ovch@gmail.com.

УДК 621.452.32

А.С. ВИНОГРАДОВ, А.Ю. ТИСАРЕВ, Р.Р. БАДЫКОВ*Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)*

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УПЛОТНЕНИЙ В СОСТАВЕ СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В статье исследуется уплотнение опоры авиационного двигателя с учетом взаимного влияния его герметичности на параметры внутренней воздушной системы двигателя и масляной системы. Разработана методика расчета герметичности уплотнения, которая связывает термогазодинамический расчет двигателя, гидравлический расчет воздушных потоков и структурный расчет деформаций деталей. Определены основные источники тепла, поступающего в опору, их количественные значения и процентные соотношения для компрессора и турбины. На основании известной величины допустимого подогрева масла рассчитана требуемая герметичность уплотнения.

Ключевые слова: опора ротора авиационного двигателя, уплотнение опоры, методика расчета герметичности уплотнения.

Введение

Работоспособность подшипников качения в опорах ГТД и других узлов трения в течение заданного ресурса существенно зависит от герметичности окружающей его масляной полости и количества тепла, поступающего в нее. Существенная часть тепла вносится не только с рабочим телом через уплотнения, но и через стенки опоры и в сумме может достигать 80%. Основные качества современных двигателей летательных аппаратов – их надежность и ресурс – зачастую определяются надежностью уплотнительных устройств. В современных авиационных ГТД и наземных энергетических установках условия работы уплотнений непрерывно усложняются в связи с ростом теплонапряженности, повышением скоростей вращения роторов, температур, давлений и скоростей потока в газовом тракте [1].

Существуют два подхода к рассмотрению уплотнений.

В первом подходе уплотнение рассматривается как пара трения, чью работоспособность необходимо обеспечивать.

Во втором – как часть систем двигателя. Особенно важно изучать работу уплотнения в составе масляной системы двигателя, а так же влияние процессов, происходящих в уплотнении, на работу масляной системы [2]. Это связано в первую очередь с тем, что подогрев масла в опоре двигателя должен находиться в диапазоне 40 – 70 градусов. При современных уровнях температуры обеспечить выполнение этого требования очень сложно.

1. Анализ величины прокачек масла

В работе были проанализированы величины прокачек масла через авиационные ТРДД(Ф) и ТВД (рис. 1). Из анализа рисунков можно заключить, что объем прокачиваемого масла напрямую зависит от тяги (мощности) двигателя. Для двигателей ТВД он на 40 – 50 % больше. Также отличается объем прокачки для гражданских и военных двигателей. Другим фактором, влияющим на прокачку масла, является суммарный тепловой поток, проникающий в опору. На рис. 2 показаны экспериментальные зависимости прокачек масла через три опоры двигателя НК-22. Наименьшее значение прокачки соответствует передней опоре, а наибольшие значения - средней и задней. Значения прокачек отличаются более чем в три раза. Это связано в первую очередь с высокой температурой окружающего воздуха (газа) и во вторую очередь с объемом масляной полости.

Исходя из большого влияния температуры окружающего воздуха на величину прокачки необходимо определять требуемую герметичность уплотнения с учетом количества тепла, вносимого с утечками.

2. Исследуемые конструкции опор и вариантов их охлаждения

Для исследования влияния герметичности уплотнения и теплового потока, вносимого через стенки опоры, на работу масляной системы проводилось сравнение различных вариантов наддува опоры компрессора и турбины. В опоре компрессора (рис. 3) предлагается брать воздух для наддува зад-

него уплотнения не из-за восьмой, а из-за десятой ступени. Для наддува заднего уплотнения опоры

турбины предлагается также использовать более «дешевый» воздух (рис. 4).

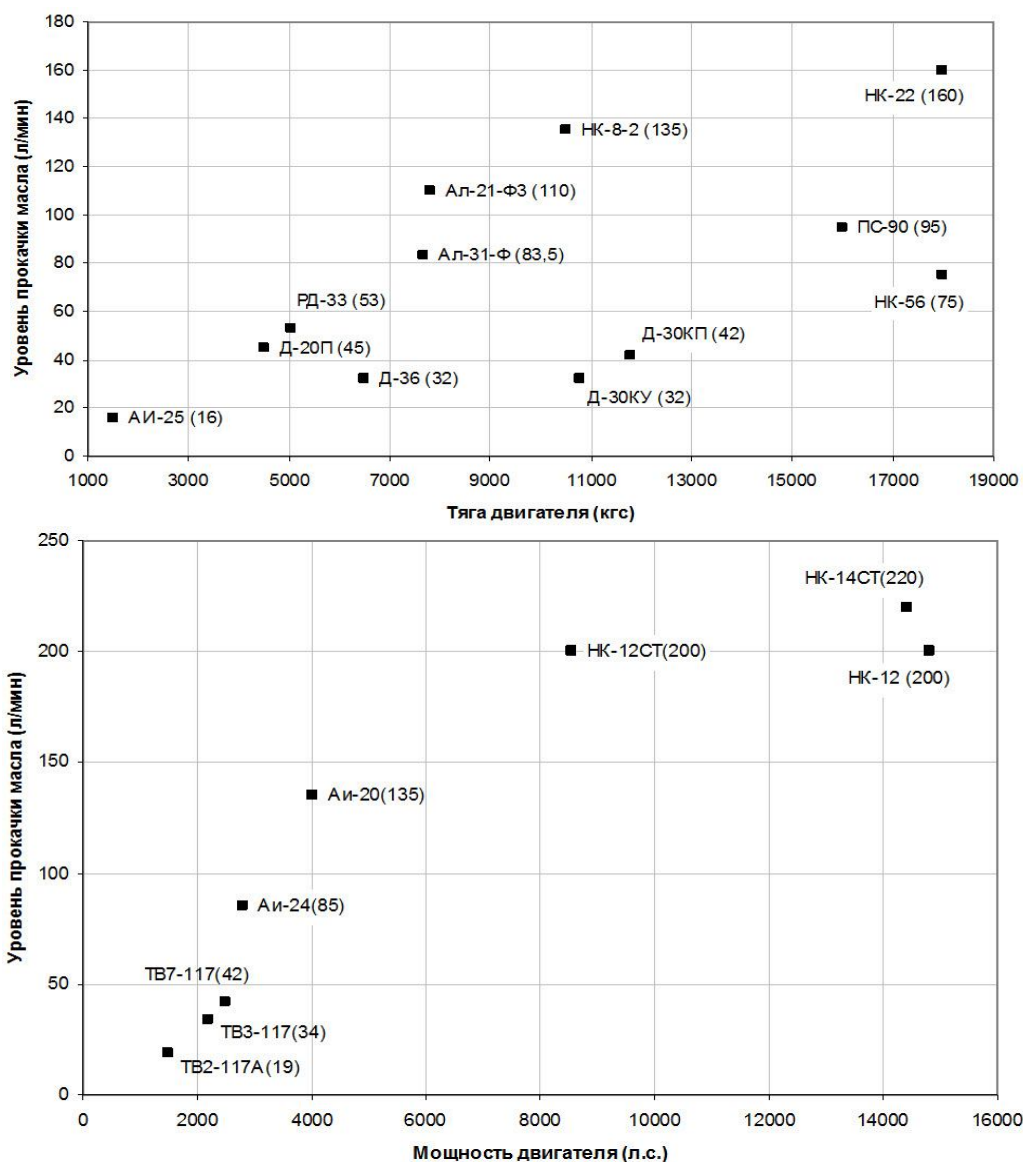


Рис. 1. Прокачка масла через двигатели ТРДД, ТРДДФ и ТВД

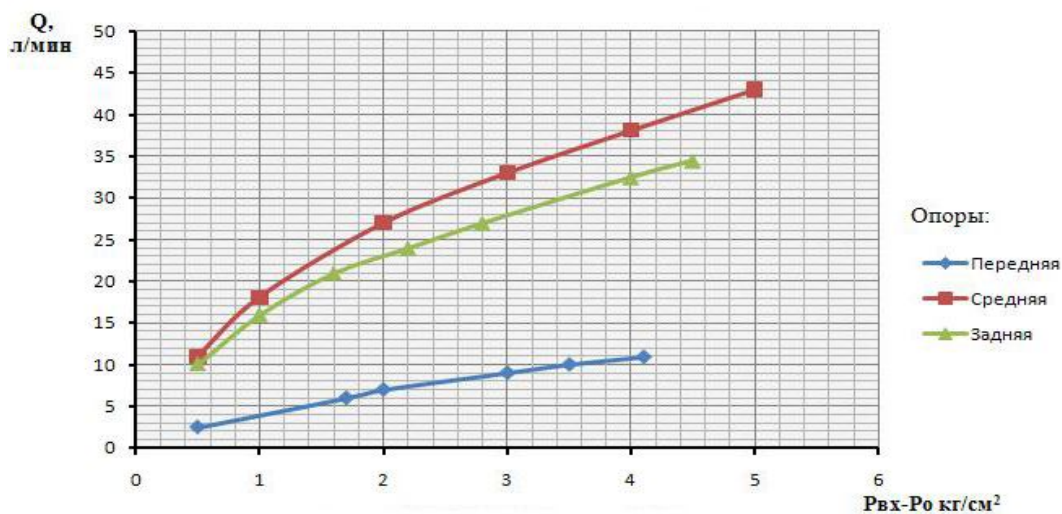
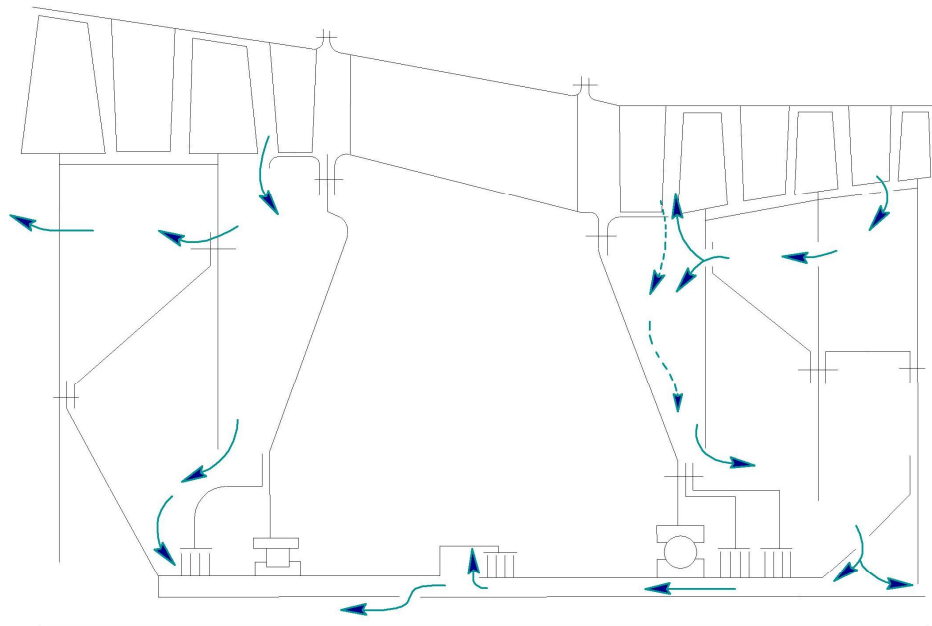


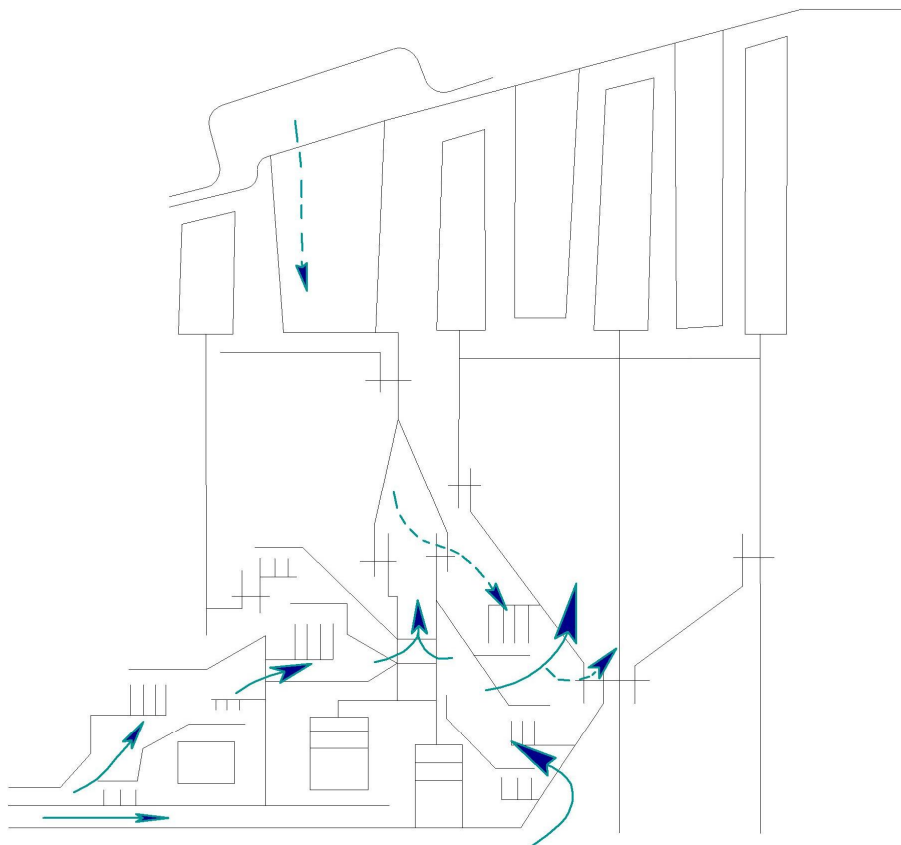
Рис. 2. Прокачка масла через три опоры двигателя НК-22



Охлаждение опоры:

- ← I вариант
- ← II вариант

Рис. 3. Наддув уплотнений опоры компрессора



Охлаждение опоры:

- ← I вариант
- ← II вариант

Рис. 4. Наддув уплотнений опоры турбины

Чтобы оценить влияние температуры рабочего тела на величину прокачки масла в обоих вариантах предлагается разработанная методика, основанная на совместном расчете теплового потока внутрь опоры и определения ее напряженно-деформированного состояния. Данная методика позволяет не только оценить величину прокачки масла через опо-

ру, но и оценить улучшение экономичности двигателя.

Дальнейшее применение предлагаемой методики целесообразно для исследования наиболее перспективного варианта тепловой защиты опоры – буферной полости (рис. 5), который нашел применение на многих современных двигателях [3].

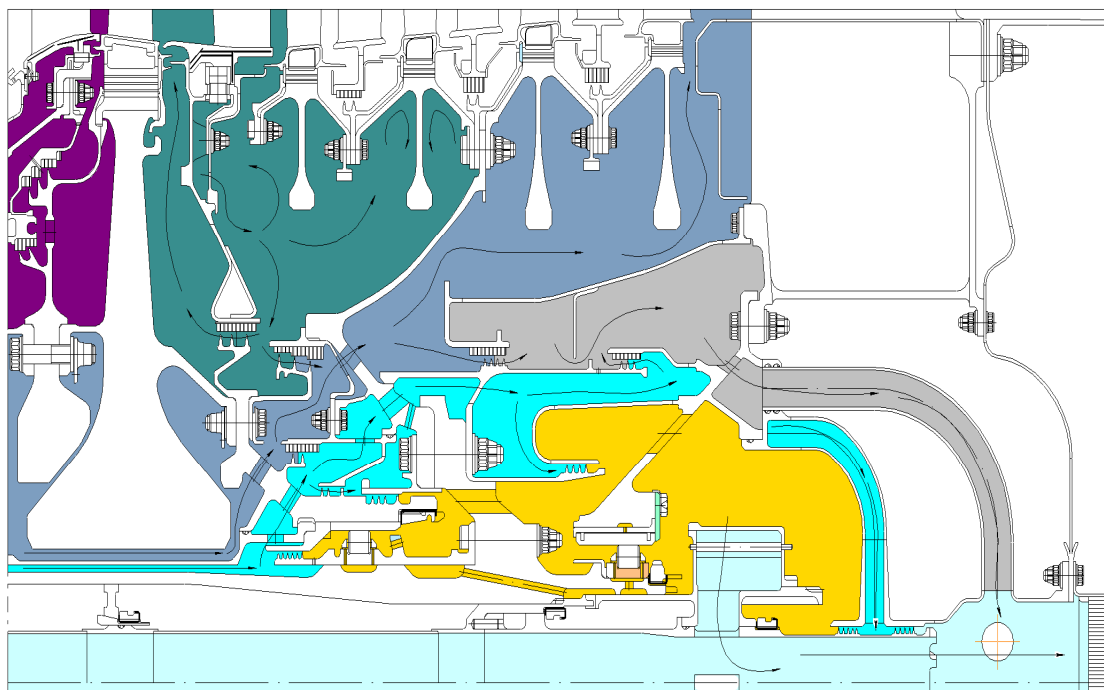


Рис. 5. Буферная полость двигателя CFM56-7B

Применение буферной полости является очень привлекательным, но при этом возрастает роль уплотнений в обеспечении определенного расхода воздуха, проникающего внутрь опоры.

3. Количество тепла, вносимого в опоры ГТД

В общем случае, рассматривая опору двигателя можно выделить шесть основных источников тепла: Q_1 – тепло, поступающее в опору из тракта; Q_2 – тепло, поступающее через стенки опоры; Q_3 – через вал; Q_4 – от трения в уплотнениях; Q_5 – от трения в подшипниках, зубчатых передачах, шлицевых соединениях и т.п.; Q_6 – вносимое с воздухом через уплотнения. Существуют и другие источники тепла, такие, например, как тепло, выделяющееся при вспенивании масла. Но данные источники в виду их сравнительно малой величины и трудности оценки в работе не рассматривались (рис. 6, 7).

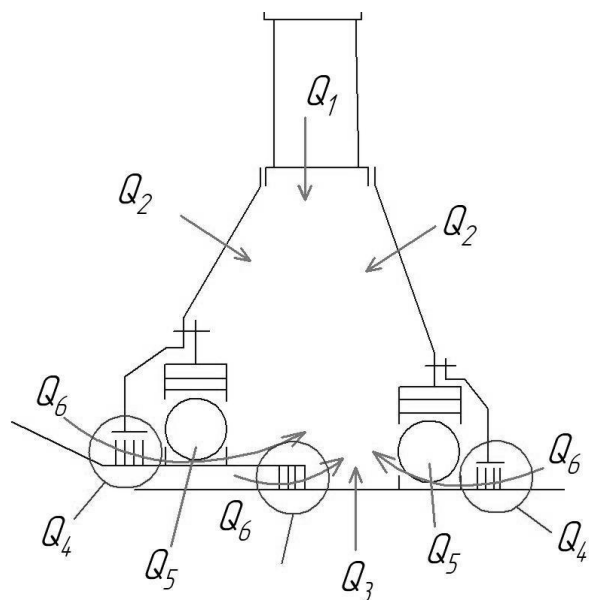


Рис. 6. Источники тепла, вносимого в опору компрессора

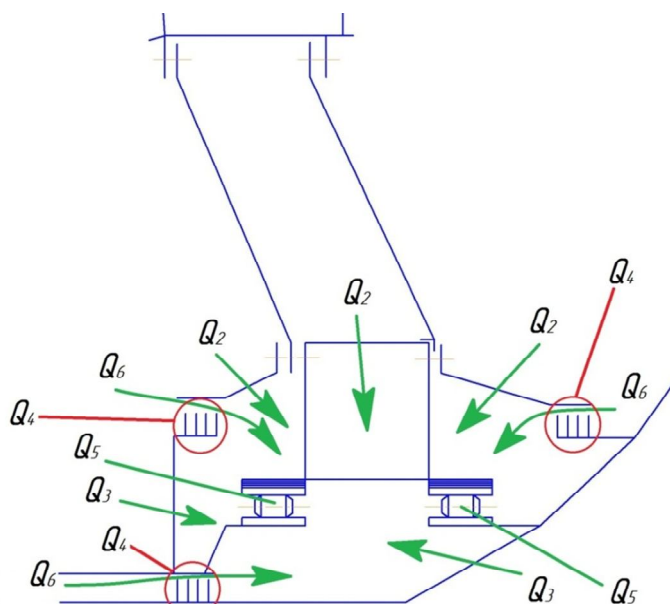


Рис. 7. Источники тепла, вносимого в опору турбины

Заключение

Определено соотношение между составляющими количества тепла, вносимого в опору компрессора (рис. 8).

Показано, что изменение прокачки масла через опору компрессора, по сравнению с исходным вариантом составило 8,24% (рис. 9), что свидетельствует о целесообразности изменения схемы наддува.

Таким образом, показано, что с утечками через уплотнения опоры компрессора поступает до 15 %

от суммарного количества тепла. В дальнейших исследованиях определялось влияние геометрии уплотнения (диаметра, длины уплотнительной щели, форма зазора и т.д.) на величину утечек.

Влияние каждого фактора сильно зависит от того в каком месте уплотнительной системы расположено данное уплотнение и может оказаться противоположным. В случае применения буферной полости совместный гидравлический и структурный расчеты системы уплотнений становится особенно необходимым.



Рис. 8. Соотношение между составляющими количества тепла, вносимого в опору компрессора



Рис. 9. Изменение прокачки масла через опору компрессора для двух вариантов

Литература

1. Фалалеев, С.В. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / С.В. Фалалеев, Д.Е. Чегодаев. – М.: Изд-во МАИ, 1998. – 276 с.
2. Flouros, M. The impact of oil and sealing air flow, chamber pressure, rotor speed, and axial load on the power consumption in an aeroengine bearing chamber [Text] / M. Flouros // Transactions of the ASME. – January 2005. – Vol. 127. – P. 182-186.
3. Трянов, А.Е. О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД [Текст] / А.Е. Трянов, О.А. Гришанов, А.С. Виноградов // Вестник СГАУ. – Самара, 2009. – №3. – Ч.1. – С. 318-329.

Поступила в редакцию 22.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры ТДЛА В.Н. Матвеев, Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева (НИУ), Самара.

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ УЩІЛЬНЕНЬ У СКЛАДІ СИСТЕМ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

О.С. Виноградов, О.Ю. Тисарев, Р.Р. Бадиков

У статті досліджено ущільнення опори авіаційного двигуна з врахуванням взаємного впливу його герметичності на параметри внутрішньої повітряної системи двигуна і системи мащення. Розроблено методику розрахунку герметичності ущільнення, яка пов'язує термогазодинамічний розрахунок двигуна, гідравлічний розрахунок повітряних потоків та структурний розрахунок деформацій деталей. Визначено основні джерела тепла, яке поступає в опору, їхні кількісні значення і відсоткові співвідношення для компресора і турбіни. На підставі відомої величини допустимого підігрівання масла розраховано необхідну герметичність ущільнення.

Ключові слова: опора ротора авіаційного двигуна, ущільнення опори, методика розрахунку ущільнення.

PECULIARITIES OF RETAINER DESIGN AS A PART OF AIR-ENGINE SYSTEMS

A.S Vinogradov, A.Y. Tisarev, R.R. Badykov

In this article there is being studied the retainer of air-engine rotor bracket in consideration with cross impact of leak-proofness on both parameters of internal engine air system and lubricant system. There is developed the methodology of computing of retainer leak-proofness, which is joining thermo-gasdynamic calculation, hydraulic calculation of airflows and structured analysis of engine elements deformation. There were estimated main sources of the heat that enters the bearing part, its quantitative meaning and per cent composition for the compressor and turbine. There are also made calculations of required leak-proofness of retainer which are based upon the known quantity permissible level of oil heating up.

Key words: rotor bracket of air-engine, bearing part retainer, methodology of computing of retainer leakproofness.

Виноградов Александр Сергеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (НИУ), Самара, e-mail: a.s.vinogradov@list.ru.

Тисарев Андрей Юрьевич – аспирант кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (НИУ), Самара, e-mail: kipdla@ssau.ru.

Бадиков Ренат Раисович – магистрант факультета двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (НИУ), Самара, e-mail: renatbadykov@gmail.com.

УДК 539.4

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

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Россия***МЕТОДИКА РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ И ПРОЧНОСТИ ЛОПАТКИ ГТД С УЧЕТОМ КАСАТЕЛЬНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ КОРПУСА НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ**

Разработана методика расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) и прочности рабочей лопатки с учетом касательных напряжений с целью ее обрыва. Методика обрыва лопатки заключается в перераспределении напряжений в заданном сечении лопатки при дополнительном ее термическом нагружении и в обеспечении разрушения лопатки по указанному ее сечению на заданной частоте вращения. Приведены результаты расчетного моделирования напряженно-деформированного состояния лопатки с учетом ее ослабленного сечения с использованием метода конечных элементов. Рассмотрено влияние касательных напряжений на снижение запаса прочности и других параметров ослабленной лопатки при нагреве. Предложенная методика была использована при проведении испытаний на разгонном стенде. Разработанная методика расчёта на прочность лопатки с ослабленным сечением является эффективной и ее можно использовать для проектирования (выбора схемы подрезки) любой другой аналогичной рабочей лопатки с целью ее обрыва при испытаниях корпусов авиационных двигателей и энергетических установок на непробиваемость.

Ключевые слова: лопатка, корпус, испытание, методика, обрыв, расчет, прочность, касательные напряжения, разгонный стенд.

Введение

Нормы лётной годности требуют проведения испытаний корпусов газотурбинных двигателей (ГТД) в случае обрыва лопаток на максимальной частоте вращения ротора. По данным испытаниям судят о достаточной прочности корпуса. При этом в нормативных документах не указано каким методом должен быть произведён обрыв и какой минимальный запас статической прочности должна иметь лопатка с ослабленным сечением. Задача экспериментаторов состоит в том, чтобы имитировать усталостное разрушение в заданном сечении. Наиболее распространённый метод взрыва [1] состоит в том, что заданное сечение ослабляется подрезкой, в центральной части замка устанавливается заряд и при выходе на рабочие обороты производят взрыв. Данный метод имеет следующие недостатки: трудности работы со взрывчаткой, сложно подобрать величину требуемого заряда, к тому же при взрыве выделяется большая дополнительная энергия, которая меняет траекторию полёта лопатки. Другой метод наиболее простой в исполнении – метод последовательной подрезки [2]. В этом случае подрезают сечение, затем выходят на заданную частоту вращения, если обрыв не произошёл, то делают дополнительную подрезку и так далее. Однако такой обрыв может произойти на меньшей частоте вращения и условия испытаний не будут соответствовать требуемым.

1. Методика расчета

В данной работе новая расчетно-экспериментальная методика обрыва рабочей лопатки без использования взрыва [3, 4]. В соответствии с данной методикой первоначально производят подрезку в заданном сечении для уменьшения запаса прочности лопатки вентилятора ГТД до 1,3-1,4 (область 4 на рис. 1), оставляют центральное сечение 1 с вырезом под нагреватель и кромки 2 и 3. При выходе на заданную частоту вращения включают нагреватель, происходит разгружение (удлинение) центральной части и догружение кромок лопатки. Вследствие этого разрушаются кромки, далее – центральная часть лопатки. Данный процесс требует математического моделирования, поскольку при испытании диск с лопатками (одна из которых подрезана) должен быть раскручен до заданной максимальной частоты вращения (в данном случае 11000 об/мин), при этом должен быть осуществлен гарантированный обрыв лопатки. В связи с этим, подрезанная лопатка должна обладать достаточным запасом прочности в каждом из ее сечений. При включении нагревателя догружение кромок должно быть таким, чтобы они оборвались. Таким образом, нужно рассчитать запас прочности в заданном ослабленном сечении в зависимости от температуры с учетом касательных напряжений и получить, что в начальный момент времени прочность ослабленной лопатки достаточна

при выходе на заданную частоту вращения, а при ее нагреве на данной частоте вращения кромки обрываются.

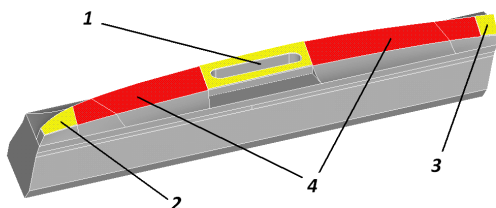


Рис. 1. Ослабленное сечение лопатки вентилятора

Для расчёта напряженно-деформированного состояния (НДС) лопатки в поле действия центробежных сил с учётом нагрева в ее центральной области (нагревателя) была использована пластическая модель с полилинейным упрочнением [5 – 7].

Для определения температурного поля, созданного нагревателем, используются уравнение теплопроводности

$$c\gamma \frac{\partial t}{\partial \tau} = \text{div}(-\lambda \text{grad} t) + p, \quad (1)$$

где p – удельная мощность нагревателя.

Моделирование производилось в программном комплексе ANSYS. Результат теплового расчёта области лопатки представлен на рис. 2 (распределение температуры в момент времени нагрева, $t = 15$ с), расчета НДС – рис. 3 (растягивающие напряжения вдоль действия центробежной силы, ось Z, вид сверху, $t = 0$ с).

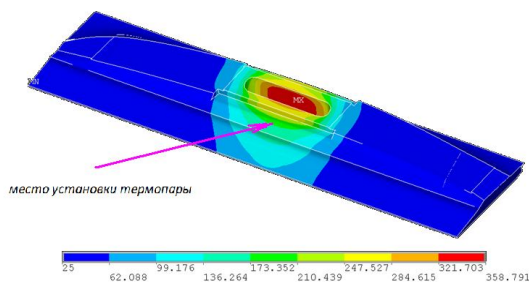


Рис. 2. Распределение температуры в области нагревателя

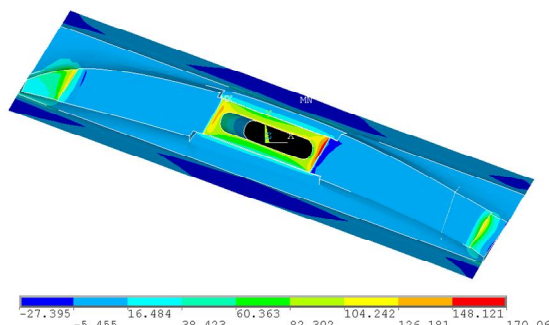


Рис. 3. Распределение напряжений в ослабленном сечении лопатки

Для определения несущей способности ослабленной лопатки вентилятора ГТД вычисляется критическая сила $P_{кр}$ – это максимальное значение нагрузки, которую может выдержать сечение при действии заданного момента M , когда весь материал находится в пластическом состоянии (рис. 4, формула 2). Аналогично $M_{кр}$ – максимальное значение момента при фиксированной нагрузке P .

$$P = 2\sigma_T x_0 a, \quad (2)$$

$$P_{кр} = \sigma_T a \sqrt{b^2 - \frac{4M}{\sigma_T a}}, \quad (3)$$

$$M_{кр} = \sigma_T a \left(\frac{b^2}{4} - \frac{P^2}{4\sigma_T^2 a^2} \right), \quad (4)$$

$$n = \frac{P}{P_{кр}}, \quad (5)$$

$$n' = \frac{P}{P'_{кр}}. \quad (6)$$

С учётом касательных напряжений предел текучести $\sigma'_T = \sqrt{\sigma_T^2 - 3\tau^2}$

$$P'_{кр} = \sigma'_T a \sqrt{\left(b^2 - \frac{4M}{\sigma'_T a}\right)}. \quad (7)$$

2. Анализ полученных результатов

На основе проведенного расчёта напряженно-деформированного состояния и несущей способности рабочей титановой лопатки вентилятора ГТД в программном комплексе ANSYS) получаем следующие величины: растягивающее усилие P (кГ), растягивающее критическое усилие $P_{кр}$ (кГ), изгибы M_x (кГ*мм) и M_y , запас прочности n , касательное

напряжение τ (кгс/мм²) и предел текучести σ_T (кгс/мм²), растягивающее критическое усилие

$P_{кр}$ (кГ), запас прочности n с учетом касательных напряжений, момент времени t (с) и температура T (°C).

Указанные результаты прочностного расчета по входной кромке сведены в табл. 1 и 2.

Таблица 1

Результаты прочностного расчета

t	M_x	M_y	P	$P_{кр}$	T
0	-87	2574	2168	3246	0 °
15	56	3133	2456	3092	173 °
20	235	3435	2666	3006	281 °
23	301	3664	2767	2939	357 °

Таблица 2
Результаты прочностного расчета

t	n	τ	σ_T	$\dot{P}_{кр}$	$\dot{N}$	T
0	1,5	16,9	90	3054	1,41	0 °
15	1,26	19,1	89	2843	1,16	173 °
20	1,13	20,2	88	2724	1,02	281 °
23	1,06	21	87	2631	0,95	357 °

Для криволинейного сечения (рис. 4) параметры a и b , аналогичные прямолинейному сечению (рис. 5), определяются из уравнений (8, 9):

$$S = ab ; \quad (8)$$

$$y_{C1}S_1 + y_{C2}S_2 = \frac{ab^2}{4} . \quad (9)$$

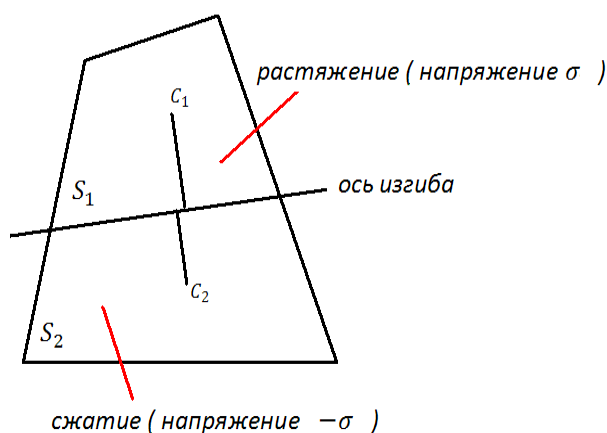


Рис. 4. Криволинейное сечение

Полученные результаты согласуются с экспериментом. При испытаниях корпуса на непробиваемость обрыв лопатки на разгонном стенде произо-

шел в момент времени 16 с при температуре термопары (рис. 2) 200 °С.

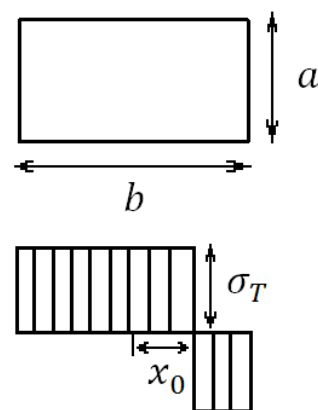


Рис. 5. Прямолинейное сечение

Теоретическое время разрушения составляет 20 с (табл. 1, 2). Таким образом, первоначально разрушается сечение 2 (рис. 1) входной кромки и далее гарантируется полное разрушение выходной кромки 3 и центральной части 1. Для этого был сделан аналогичный расчёт, но без сечения 2, при этом НДС сечения 3 выходной кромки показано на рис. 7 ($t = 15$ с), аналогичное НДС при наличии сечения 2 – рис. 6 ($t = 15$ с). Видно существенное изменение НДС,

$$M_x = 3927 , P = 471 , \tau = 43,2 ,$$

тогда по формуле (4)

$$M_{кр} = 3682 , n' = \frac{M_{кр}}{M_x} = 0,94 ,$$

то есть происходит дальнейшее разрушение и лопатка обрывается.

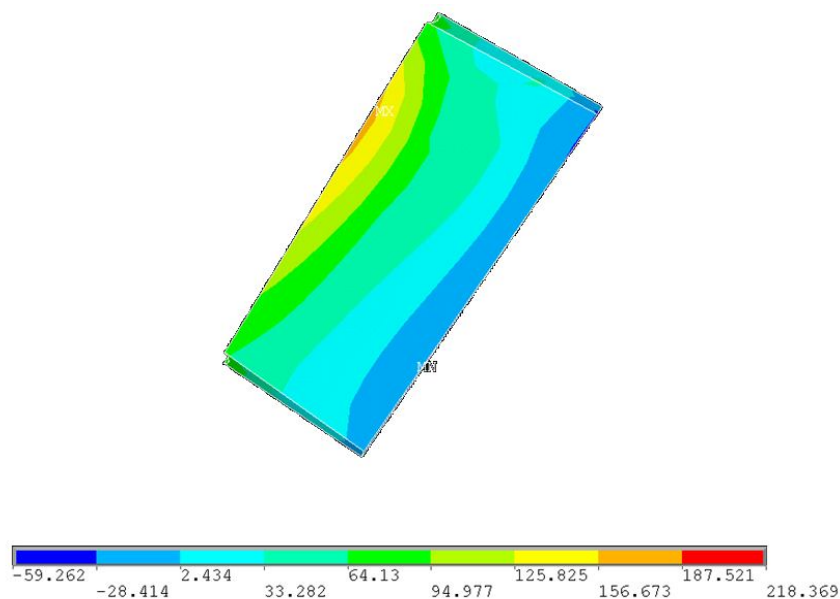


Рис. 6. Сечение входной кромки

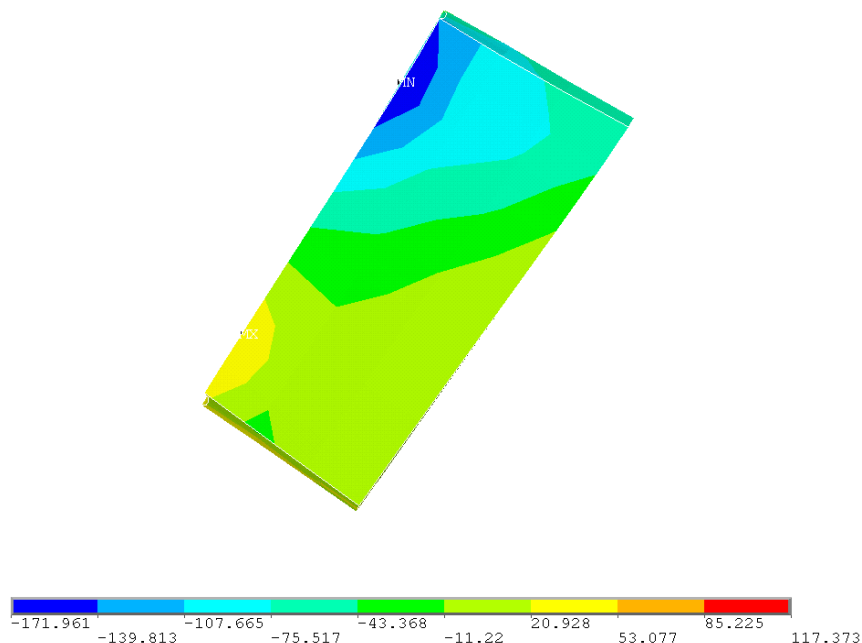


Рис. 7. Сечение выходной кромки

Заключение

Предложенная методика расчета НДС и прочности лопатки авиационного ГТД с учетом касательных напряжений была использована при проведении испытаний корпуса на непробиваемость на разгонном стенде.

Таким образом, разработанная методика расчёта на прочность лопатки с ослабленным сечением является эффективной и ее можно использовать для проектирования (выбора схемы подрезки) любой другой аналогичной рабочей лопатки с целью ее обрыва при испытаниях корпусов авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок на непробиваемость.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 12-08-00332).

Литература

1. BR715 clears last certification hurdle before 717 flight [Text] / *Flight*, 15-21/VII. – 1998. – V. 154, 4634. – P. 12.
2. Mohamed, N.A. A design methodology for fan blade-off based on structural failure [Text] / N.A. Mo-

hamed, M. Tim // *Conference ISABE, Canada, 2009.* – P. 6.

3. Пат. 2301979 Российская Федерация, МПК 601M7/08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, Б.А. Балугев, А.В. Першин; Заявитель и патентообладатель ЦИАМ. - № 20065103289/28; заявл. 07.02.2006; опубл. 27.06.2007, бюл. № 18.

4. Пат. 2371692 Российская Федерация, МПК 601M7/08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, Ю.А. Ножницкий; Заявитель и патентообладатель ЦИАМ. - № 2008105185/28; заявл. 14.02.2008; опубл. 27.10.2009, бюл. № 30.

5. Биргер, И.А. Сопротивление материалов: Учебное пособие [Текст] / И.А. Биргер. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. 1986. – 560 с.

6. Ильюшин, А.А. Пластичность [Текст] / А.А. Ильюшин. – М.: Наука, 1948. – 256 с.

7. Победря, Б.Е. Основы механики сплошной среды [Текст] / Б.Е. Победря, Д.В. Георгиевский. – М.: Физматгиз, 2006. – 322 с.

Поступила в редакцию 1.06.2012

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

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ І МІЦНОСТІ ЛОПАТКИ ГТД З УРАХУВАННЯМ ДОТИЧНОЇ НАПРУГИ ПРИ ВИПРОБУВАННЯХ КОРПУСУ НА НЕПРОБІВАЄМОСТЬ

О.Р. Лепешкин, П.О. Ваганов, М.Г. Бичков, Б.О. Балусев

Розроблена методика розрахунку напружено-деформованого стану і міцності робочої лопатки з урахуванням дотичної напруги з метою її обриву. Методика обриву лопатки полягає в перерозподілі напруги в заданому перетині лопатки при додатковому її термічному вантаженні і в забезпеченні руйнування лопатки по вказаному її перетину на заданій частоті обертання. Приведені результати розрахункового моделювання напружено-деформованого стану лопатки з урахуванням її ослабленого перетину з використанням методу кінцевих елементів. Розглянутий вплив дотичної напруги на зниження запасу міцності і інших параметрів ослабленої лопатки при нагріві. Запропонована методика була використана при проведенні випробувань на розгінному стенді. Розроблена методика розрахунку на міцність лопатки з ослабленим перетином є ефективною і її можна використовувати для проектування (вибору схеми підрізування) будь-якої іншої аналогічної робочої лопатки з метою її обриву при випробуваннях корпусів авіаційних двигунів і енергетичних установок на непробиваємість.

Ключові слова: лопатка, корпус, випробування, методика, обрив, розрахунок, міцність, дотична напруга, розгінний стенд.

METHOD FOR CALCULATION OF SSS AND STRENGTH OF GTE BLADE IN VIEW OF TANGENT STRESSES AT THE CONTAINMENT CASING TESTS

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

A method for calculating of the stress-strain state (SSS) and strength of the working blade in view of shear stresses to releasing it. The method of blade breakage consists in the redistribution of stresses in a given section of the blade at the additional thermal loading and in maintenance of the destruction of the blade at the given section at the set frequency of rotation. The results of simulation calculation of the stress-strain state of the blade in view of the weakened section using the finite element method are presented. The influence of shear stress to reduce the safety factor and other parameters of a weakened section of blade at the heating is considered. The proposed method has been used in tests on the spin rig. The developed method for calculating the strength of blade with a weakened section is effective and can be used for design (choice of cutting scheme) any other similar working blade to its breakage at the containment casings tests of aircraft engines and power installations.

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

Лепешкин Александр Роальдович – д-р техн. наук, проф., нач. сектора ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepeshkin@rtc.ciam.ru.

Ваганов Петр Алексеевич – инженер ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepeshkin@rtc.ciam.ru.

Бычков Николай Григорьевич – канд. техн. наук, нач. сектора ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepeshkin@rtc.ciam.ru.

Балуев Борис Александрович – канд. техн. наук, нач. отдела ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepeshkin@rtc.ciam.ru.

УДК 621.833.1

В.Л. ДОРОФЕЕВ, В.В. ГОЛОВАНОВ, В.М. АНАНЬЕВ*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И.Баранова, Россия***МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
АВИАЦИОННЫХ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ**

Приведено описание ключевых уравнений, реализованных в математической модели авиационной зубчатой передачи. Для использования возможностей новых зубошлифовальных станков обрабатывать колеса с модификацией профиля в математическую модель включен модуль, позволяющий отразить влияние любого отклонения профиля или погрешности изготовления на контактные напряжения. Для расчета распределения нагрузок по ширине зубьев получена и применена функция Грина в аналитической форме. Приводятся результаты применения математической модели для проектирования авиационных зубчатых передач.

Ключевые слова: зубчатая передача, математическая модель, напряжения, вибрации, модификация.

Условные обозначения

$f(\varphi, x, i)$ – многозначная функция кинематической погрешности;

$D(t)$ – функция, определяющая динамическую погрешность движения ведомого колеса относительно ведущего в направлении линии зацепления;

i – номер пары зубьев, входящей в группу зубьев, находящихся в зацеплении в фазе φ ;

j – номер зуба в зацепляющейся паре;

v_1, v_2, v_1^*, v_2^* – теоретические и фактические углы развернутости эвольвенты, относительно которой измерена погрешность профиля зубьев;

$f_{z1}(v_1, x)$ и $f_{z2}(v_2, x)$ – функции прерывных кинематических погрешностей колес, измеренных в сечениях x ;

Z_1, Z_2 – номера взаимодействующих зубьев, образующие i – ю пару;

r_{b1}, r_{b2} – радиусы основных окружностей ведущего и ведомого колес;

v_a – угол развернутости эвольвенты на вершине зуба;

φ_a – угол заголовного перекрытия;

z_1 и z_2 – числа зубьев ведущего и ведомого колес;

N – максимальное число зубьев, находящихся в зацеплении в торцевом сечении;

$g(t, i)$ – функция контакта зубьев, определяемая условием $g(t, i)=1$, если есть контакт зубьев, и $g(t, i)=0$, если между зубьями имеется зазор;

$T(q, t, P_\Sigma)$ – вектор–функция обобщенных координат, вид которой зависит от конструкции передачи;

t – время;

P_Σ – сумма или интеграл сил, распределенных по линиям контакта зубьев;

q – вектор обобщенных координат. Элементами вектора q являются крутильные колебания ведущего колебания ведущего $q_1(t)$ и ведомого $q_2(t)$ колес, радиальные колебания ведущего $q_3(t)$ и ведомого $q_4(t)$ колес; кроме того, в вектор q могут входить и другие функции, например крутильные колебания присоединенных масс;

S – совокупная область касания зубьев;

$K(\varphi, x; \varphi, s)$ – функция прогиба контактных линий в точке $(\varphi, x,)$ под действием единичной силы, приложенной в точке с координатами (φ, s) , имеет также название функции Грина или функции влияния;

y – расстояние от контактной точки до точки, относительно изотропной точки;

C_u – удельная жесткость зуба;

G – модуль сдвига;

I_z – момент инерции торцевого сечения зуба;

B_o – ширина зуба.

Введение

Зубчатые передачи в турбореактивных двигателях являются источником вибраций. Повышенный уровень динамических нагрузок, передаваемых на вращающиеся детали двигателя может вызвать повреждение лопаток компрессора [1, 2]

Основные причины возбуждения вибраций авиационного двигателя зубчатыми передачами хорошо известны: погрешности профиля зубьев и изменение жесткости зацепления в процессе вращения колес. Влияет также изменение направления сил при кромочном зацеплении, погрешности подшипников, явления резонанса.

Для производства зубчатых колес на российских и украинских предприятиях применяются станки

P600/800G, изготовленные фирмой Gleason-Pfauter с особо высокой точностью. Зубчатые колеса, обработанные на этих станках, имеют погрешность профиля не более 3 мкм. Однако проблема возбуждения вибраций не может быть решена только путем повышения точности изготовления колес. Следующий шаг в решении проблемы снижения уровня вибраций делается путем совершенствовании теории расчета уровня вибраций зубчатых передач, выбора рациональной геометрии, оптимальной модификации зубьев и уменьшением износа профиля зубьев в процессе эксплуатации авиационных двигателей.

В авиационных двигателях 95% - прямозубые цилиндрические зубчатые колеса, 5% – косозубые и шевронные. По этой причине теоретические работы по авиационным цилиндрическим зубчатым колесам посвящены в основном прямозубым передачам [3-5]. Зубья цилиндрических колес выполняются с симметричным профилем, а на двигателе ТВ7-117 - с асимметричным профилем. Геометрические размеры зубчатых колес рассчитываются методом обобщающих параметров [3-5].

1. Динамические процессы на поверхности зубьев

При входе зубьев в зону зацепления или выходе из него происходит контакт профиля с кромками зубьев. Кинематика взаимодействия зубьев на входе и выходе почти одинакова, но динамические процессы на поверхности отличаются существенно.

Движение зубьев при входе в зацепление показано на рис. 1. Вход зубьев менее благоприятен с точки зрения износа и динамики, чем выход. При кромочном контакте на входе зубьев образующая волна деформаций направлена за пределы активной поверхности. Поскольку, как будет показано ниже, контактные напряжения в этой зоне превы-

шают предел текучести, то материал выдавливается с поверхности ножек ведущего колеса. На поверхности ножек образуется лунка, а на головках ведомых зубьев - следы заедания. После того как глубина лунки становится равной величине деформации, дальнейший её рост обычно прекращается. Движение зубьев при выходе из зацепления, показанное на рис.2, протекает в иных условиях. В процессе кромочного контакта на выходе зубьев волны пластических деформаций перемещают поверхностные слои внутрь активной поверхности зуба, материал, находящийся в пластическом состоянии, волнообразно возвращается на прежнее место. Поэтому на выходе зубьев из зацепления на ножках зубьев ведомых колес образуется либо наклеп, либо микропиттинг.

Описанное явление ранее учитывается путем применения “профильного отвода”, который выполнялся назначением разных углов исходного контура на ведущем и ведомом профилях зубьев[1]. В момент входа ненагруженных зубьев в зацепление “разноконтурные” зубья имеют зазор, который выбирается при нагрузке. Однако такая конструкция не позволяет устранить высокие контактные напряжения на выходе зубьев из зацепления.

Применив более сложную модификацию зубьев, можно устранить эти негативные явления.

Если сравнить кинематику зацепления, показанную на рис. 1,(положение 2) с кинематикой зацепления на выходе зубьев, показанную на рис. 2, (положение 4), то видно, что без учета явлений движения металла в поверхностных слоях эти фазы эквиваленты. Следовательно, в пределах теории упругости, расчетные значения контактных напряжений в кромочных фазах зацепления должны быть одинаковыми, а по этой причине “профильный отвод” надо выполнять как на входе, так и на выходе зубьев из зацепления.

Ранее был разработан прямой метод расчета зубчатых передач без использования уточняющих коэффициентов [6], позволяющий, при допущении отсут-

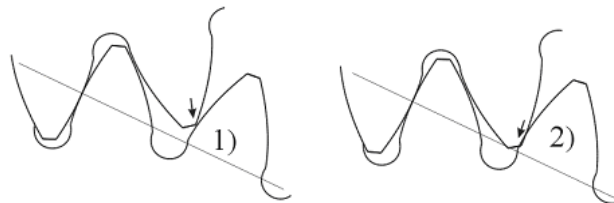


Рис. 1. Движение зубьев при входе в зацепление



Рис. 2. Движение зубьев при выходе из зацепления

ствия пластических деформаций проследить весь ход изменения контактных напряжений от входа зубьев в зацепление до выхода из него. Результаты натурных экспериментов показывают, что на входе или на выходе имеют место пики контактных напряжений.

Эвольвентограммы, полученные измерением отклонения от эвольвенты, представленные на рис. 3, позволяют наблюдать характер разрушения контактной поверхности. Из анализа результатов измерения износа поверхности зубьев следует, что контактное разрушение имеет место, и возникает в тех местах профиля, которые соответствуют контакту кромок зубьев с активными участками профиля сопряженного колеса.

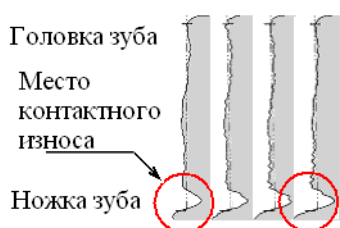


Рис. 3. Эвольвентограммы колес после ресурсных испытаний

2 Теоретический выбор параметров модификации профиля, обеспечивающий работу зубчатой передачи с малой вибрацией и без износа активных поверхностей

Наблюдения показывают, что если зубья колес контактируют через слой масла, который не обрывается на всем протяжении зацепления, то износ активной поверхности зубьев не происходит. Если обеспечить достаточную толщину слоя смазки, как на активных профилях, так и на участках кромоного зацепления, то отсутствие износа будет достигнуто. Расчет контактных напряжений на кромках зубьев должен выполняться несколькими шагами. На первом шаге рассчитывается зубчатая передача, обеспечивающая ресурс по контактным напряжениям только в полюсе. Для этой цели можно использовать методики типа ISO 6336, DIN 3990 или ГОСТ 21354-87, а также отраслевые методики расчета. На следующем шаге - необходимо пользоваться методами компьютерного моделирования для расчета формы линии модификации профиля.

В простейшем случае для исключения кромоного контакта достаточно выполнить модификацию ведущего колеса. Можно также модифицировать ножки колес, или одновременно выполнить утонение головок зубьев ведущего и ножек ведомого. В этом случае профиль каждого зуба будет ми-

нимально отклоняться от эвольвенты. Нужно отметить, что модификация только вершин не исключает колебания колес от изменения жесткости зацепления. Двойная модификация одно- и двухпарных зон зацепления компенсирует разность деформаций при передаче нагрузки одной или двумя парами зубьев [7].

Если сгладить линию двойной модификации, то получается известная С-бочкообразность [1, с. 56]. Кинематическая погрешность колес с такой модификацией показана на рис. 5.

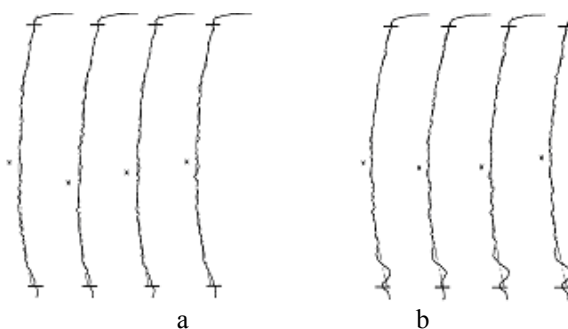


Рис. 4. Эвольвентограммы модифицированных колес: а – до испытаний; б – после испытаний

При расчетах авиационных высокоскоростных зубчатых передач оптимальная модификация определяется методом компьютерного моделирования. Применяется метод вариации величины дуги и назначения того значения, при котором уровень виброактивности минимальный (рис. 5). Расчет линии модификации профиля зубьев требует аналитического определения кинематической погрешности (рис. 5), которая для каждой фазы зацепления является многозначной функцией. Такая задача сводится к поиску минимума целевой функции, определяющей кратчайшее расстояние между множеством различных точек на профилях смежных зубьев.

Если погрешность профиля выразить функцией угла развернутости эвольвенты, то в фазе зацепления v целевая функция будет иметь вид

$$A(v_1^*, f) = r_{b1} \sin \Delta_1 + r_{b1} v_1(\phi, x, i) + R_1 \cos \Delta_1 + r_{b2} \sin \Delta_2 + r_{b2} v_2(\phi, x, i) + R_2 \cos \Delta_2, \quad (1)$$

где $\Delta_1 = v_1^* - v_1(\phi, x, i)$;

$$\Delta_2 = v_2^* - v_2(\phi, x, i) + f(\phi, x, i) / r_{b2};$$

$$R_1 = r_{b1} v_1^* - f_{z1}(v_1^*, x); R_2 = r_{b2} v_2^* + f_{z2}(v_2^*, x).$$

Здесь связь теоретических углов развернутости в точке контакта зубьев ведущего колеса и ведомого устанавливается по формуле

$$v_2(\phi, x, i) = [(z_1 + z_2) / \tan \alpha_{tw} - z_1 v_1(\phi, x, i)] / z_2,$$

а связь угла v_1 с фазой зацепления – по зависимости

$$v_1(\phi, x, i) = [\phi + x \sin \beta_b / r_{b1} - 2\pi(i-1)/z_1] \times \text{mod}(2\pi N / z_1) + v_a + \phi_a.$$

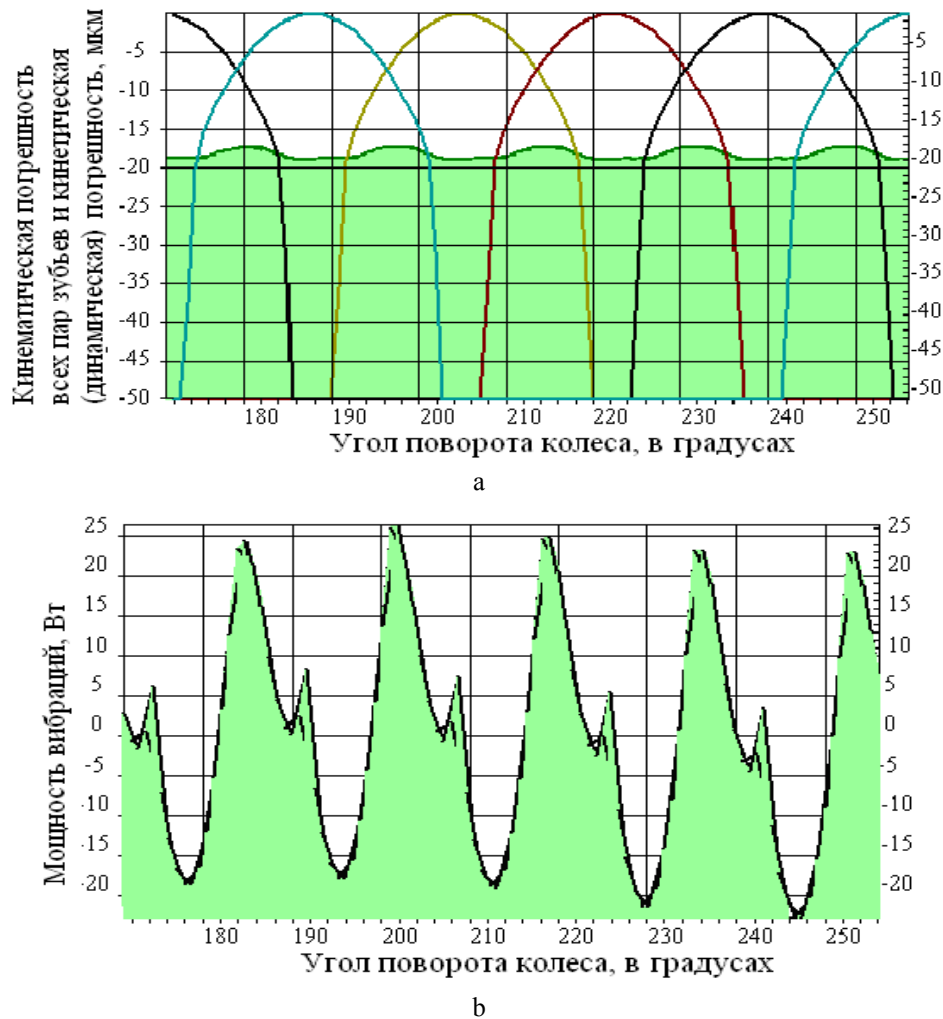


Рис.4. Графики погрешности (а) и виброактивности (б), применяемые при расчете модификации

Более подробно вопрос определения многозначной функции кинематической погрешности рассмотрен в работе [6].

Вычисляя сумму сил, действующую на зубья прямозубых колес, или интеграл по области распределения контактных нагрузок, и подставляя в дифференциальное уравнение, можно рассчитать колебательные процессы в зубчатой передаче. Общая форма дифференциального уравнения колебательного движения имеет вид:

$$\ddot{q} = T(q, P_{\Sigma}, t), \quad (2)$$

Дифференциальное уравнение записано здесь в общем виде, конкретный вид зависит от динамической схемы привода.

Вычисленные из решения обобщенные координаты позволяют найти динамическую погрешность движения ведомого колеса, необходимую для решения уравнений (2) и (3). Кинетическая погрешность определяется по зависимости

$$D(t) = q_1(t)r_{b1} + q_2(t)r_{b2} - q_3(t) + q_4(t).$$

Распределение нагрузок по ширине зубьев определяется из решения нелинейного уравнением Фредгольма

$$D(t) - f(\phi, x) = \int_{s=1}^2 \sum_j K_j[\phi, x; \phi, s; g(t, x); g(t, x)] p_i(t, s) ds, \quad (3)$$

где при $s \leq x$

$$K_j(s, x) = \frac{\mu ch(\mu x) ch(\mu B_{\omega} - \mu s)}{C_{uj} sh(\mu B_{\omega})},$$

где $\mu = y(C_u / (G I_z))^{(0,5)}$, $ch(.)$ -гиперболический косинус, $sh(.)$ -гиперболический синус.

После определения распределения нагрузок по ширине всех зубьев определяется суммарная сила, действующая в зацеплении:

$$P_Z(t) = \sum_{i=1}^N \int_S p_i(t, s) ds.$$

Эта суммарная нагрузка подставляется в дифференциальное уравнение движения (2). Решением

уравнения (2) являются силы в зацеплении зубьев, крутильные и поперечных колебания колес, а также скорости и ускорения деталей передачи.

Для сертификации программ компьютерного моделирования на были выполнены экспериментальные исследования. На экспериментальных колесах выполнялась дуговая С-бочкообразная модификация. Глубина дуги была выбрана на 3 мкм меньше расчетной величины и равнялась 10 мкм. (рис. 6, а).

Эксперименты показали, что при 10 мкм модификации износ остается.

Из этого следует предположение, что контактные напряжения, достигающие пределов пластичности, остаются (рис. 4, б). Компьютерное моделирование подтвердило это предположение.

Расчетные контактные напряжения на кромках при модификации 10 мкм превышают предел текучести и составляют 2831 МПа, (рис. 6, а). Следствием чего является износ на ножках зубьев (рис. 4, б).

При увеличении глубины модификации до 13 мкм. Контактные напряжения на кромках зубьев не превышают пределов упругости и составляют 1384 МПа, (рис. 6, б).

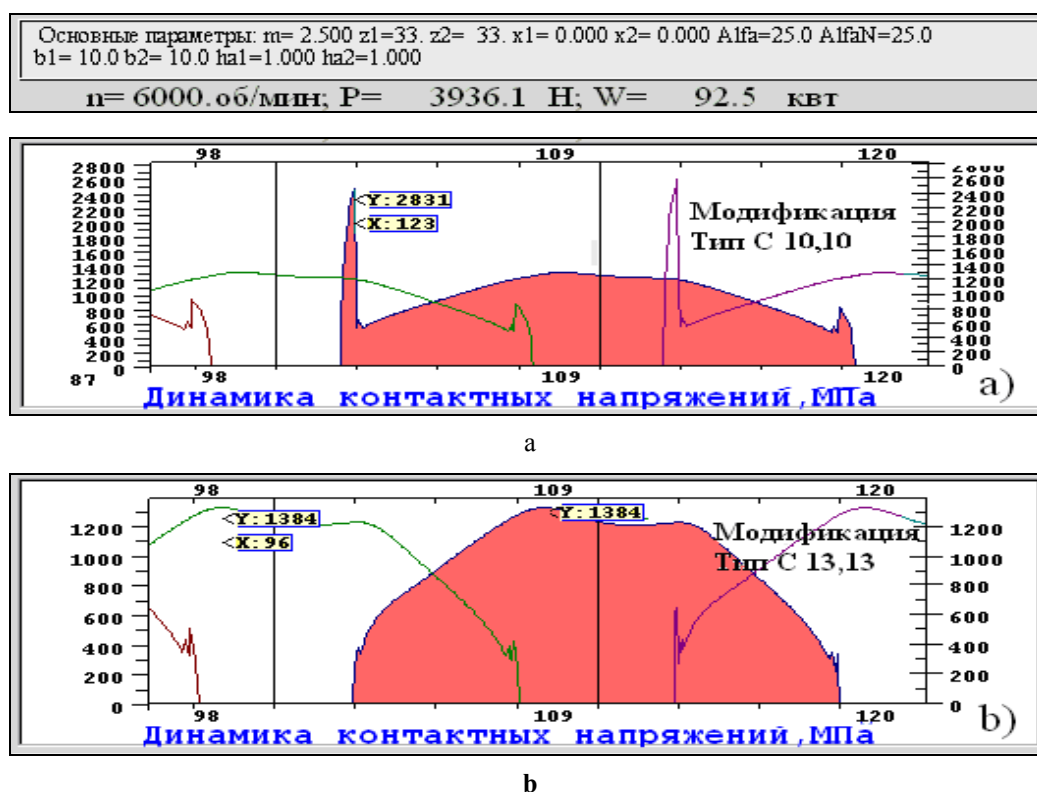


Рис. 6. Графики контактных напряжений:

а – при глубине модификации 10 мкм и б – при глубине модификации 13 мкм

Заключение

На кромках зубьев возникают пиковые контактные напряжения, разрушающие поверхность ножек на профиле зубьев сопряженного колеса.

С помощью программ компьютерного моделирования, разработанных в Центральном институте авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, можно с достаточной для практики точностью путем вычислительного эксперимента найти такие параметры модификации профиля зубьев авиационных зубчатых колес, при которых износ зубьев на профиле, включая фазы кромочного зацепления, многократно уменьшается и контактные напряжения не превышают пределов упругости.

Литература

1. Производство зубчатых колес газотурбинных двигателей [Текст]: произв.-практ. издание / Ю.С. Елисеев, В.В. Крымов, И.П. Нежурин и др.; под ред. Ю.С. Елисеева. – М.: Высш. шк., 2001. – 493 с.
2. Чуйко, В.М. А.Г. Ивченко – стратег, организатор, ученый, конструктор [Текст] / В.М. Чуйко // Конверсия в машиностроении. – 2004. – № 4. – С. 103 – 106.
3. Вулгаков, Э.Б. Высоконапряженные зубчатые передачи [Текст] / Э. Б. Вулгаков. – М.: Машиностроение, 1969. – 104 с.
4. Авиационные зубчатые передачи и редукторы [Текст]: справ. / В.И. Алексеев, В.М. Ананьев, М.М. Булыгина и др.; под ред. Э.Б. Вулгакова. – М.: Машиностроение, 1981. – 374 с.

5. Вулгаков, Э.Б. Компьютерное проектирование эвольвентных зубчатых передач в обобщающих параметрах [Текст] / Э.Б. Вулгаков, В.Л. Дорофеев // Конверсия в машиностроении. – 2002. – № 6. – С. 148 – 154.

6. Дорофеев, В.Л. Основы расчета нагрузок и напряжений, действующих в зацеплении цилиндри-

ческих зубчатых передач [Текст] / В.Л. Дорофеев // Вестник машиностроения. – 1983. – № 3. – С. 14 - 16.

7. Дорофеев, В.Л. Технология производства высокопрочных зубчатых передач. Двойная модификация профиля зубьев [Текст] / В.Л. Дорофеев // Конверсия в машиностроении. – 2001. – № 5. – С. 79 – 84.

Поступила в редакцию 12.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Гейкин, ФГУП «НПЦ газотурбостроения «САЛЮТ», Москва, Россия.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПРОЕКТУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ЗУБЧАСТИХ ПЕРЕДАЧ

В.Л. Дорофеев, В.В. Голованов, В.М. Ананьев

Приведений опис ключових рівнянь, реалізованих в математичній моделі авіаційної зубчастої передачі. Для використання можливостей нових зубошліфувальних верстатів: обробляти колеса з модифікацією профілю, в математичну модель включений модуль, що дозволяє відобразити вплив будь-якого відхилення профілю або погрешності виготовлення на контактні напруження. Для розрахунку розподілу навантажень по ширині зубів виведена і застосована функція Гріна в аналітичній формі. Наводяться результати застосування математичної моделі для проектування авіаційних зубчастих передач.

Ключові слова: зубчаста передача, математична модель, вібрації, модифікація.

MATHEMATICAL MODEL OF THE AVIATION GEAR DESIGN

V.L. Dorofeev, V.V. Golovanov, V.M. Ananiev

The key equations of the aviation gear mathematical model are described. In order to realize capability of modern gear grinding machines to grind gears with the modified tooth profiles, the proposed mathematical model includes a subroutine that considers influence of any manufacturing errors on the mesh contact stress. An analytical form of the Green's function is applied for calculation of load distribution along the tooth face. Examples of the aviation gear mathematical model application results are presented.

Key words: Keywords: gear, mathematical model, stresses, vibrations, modification.

Дорофеев Владислав Леонидович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, Россия, e-mail: vld@ciam.ru.

Голованов Виктор Васильевич – начальник отдела зубчатых передач ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, Россия, e-mail: vvg@ciam.ru.

Ананьев Вячеслав Михайлович – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», Москва, Россия, e-mail: vma@ciam.ru.

УДК 620.198:533.9 (045)

А.П. УМАНСКИЙ¹, А.Е. ТЕРЕНТЬЕВ¹, М.С. СТОРОЖЕНКО², А.А. БОНДАРЕНКО¹¹Институт проблем материаловедения НАН Украины, Киев²Национальный авиационный университет, Киев, Украина

ВЛИЯНИЕ ДОБАВОК TiB₂ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ПЛАЗМЕННЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ NiCrSiB

Для увеличения износостойкости плазменных покрытий из самофлюсующихся сплавов на никелевой основе предложено вводить в состав исходных порошков добавки диборида титана. Методами порошковой металлургии получали композиционные порошки НХТБ на основе серийно выпускаемого порошка ПР-НХ16СРЗ с добавками 10, 20 и 40 мас.% TiB₂. При плазменном напылении таких порошков формируется покрытие с гетерофазной структурой в которой зерна диборида титана и боридов хрома распределены в матрице на основе никелевого сплава. Представлены результаты триботехнических испытаний полученных покрытий в условиях трения скольжения без смазки.

Ключевые слова: самофлюсующийся сплав, плазменное напыление, покрытие, диборид титана, структура, микротвердость, износостойкость.

Введение

Развитие многих отраслей современной техники, в том числе двигателестроения, в значительной степени зависит от успешного применения защитных покрытий, которые предохраняют рабочие поверхности от различных видов износа и коррозии в широком интервале температур.

Анализ применяемых в двигателестроении технологий упрочнения показал, что на сегодняшний день наиболее распространенными являются методы газотермического напыления покрытий – детонационный, плазменный, высокоскоростной газопламенный. Это объясняется высокой продуктивностью процессов напыления, возможностью нанесения покрытий на детали различной конфигурации и получения покрытий значительной толщины.

В качестве исходных материалов для нанесения износостойких покрытий методами газотермического напыления широкое применение нашли высоколегированные самофлюсующиеся сплавы системы NiCrBSi типа ПГ-СР2...ПГ-СР4.

В сплаве бор и кремний образуют с никелем и хромом легкоплавкие эвтектики с температурой плавления 950 – 1080 °С, а также восстанавливают окисные пленки на поверхности частиц порошка с образованием боросиликатных шлаков. Наличие в сплаве бора приводит к образованию в покрытии боридов никеля и хрома. Углерод участвует в образовании карбидов хрома. Включения образовавшихся твердых боридов и карбидов в процессе эксплуатации воспринимают основную нагрузку и способствуют повышению износостойкости. Пластичная

матрица на основе никеля перераспределяет напряжения и предотвращает хрупкое разрушение покрытий.

Технология нанесения, структура и свойства газотермических покрытий системы NiCrBSi детально изучены в работах [1 – 8].

В работе [5] представлена сравнительная оценка триботехнических свойств покрытий WC–17%Co, WC–10%Co4%Cr, Cr₃C₂–25%NiCr, NiCrSiB, WC–10%Co4%Cr, (Ti,Mo)(C,N)–18,5%Ni18,5%Co, полученных плазменным напылением и HVOF-методом. Выявлено, что в условиях трения скольжения без смазки при высоких нагрузках и скоростях, а также при абразивном изнашивании покрытия системы NiCrBSi имеют значительно больший износ по сравнению с покрытиями на основе карбида вольфрама и карбида хрома. Авторы объясняют полученные результаты тем, что количество упрочняющих фаз CrB, Cr₇C₃ и Ni₃B в исследуемых покрытиях системы NiCrBSi недостаточно для того, чтобы эффективно противостоять действию абразивных частиц и препятствовать процессам схватывания при трении скольжения. Недостаточно высокая износостойкость газотермических покрытий из самофлюсующихся порошков на основе никеля в экстремальных условиях испытаний отмечается также в работах [6 – 8].

Повышение износостойкости газотермических покрытий системы NiCrBSi может быть достигнуто путем введения в состав самофлюсующегося сплава упрочняющих частиц тугоплавких соединений. На практике для этих целей наиболее часто используют карбиды вольфрама, хрома и титана [9, 10].

В качестве упрочняющей фазы для покрытий системы NiCrSiB перспективным является диборид титана, который обладает высокой твердостью и износостойкостью [11].

Цель данной работы – разработать технологию получения композиционных порошков на основе на основе самофлюсующегося сплава NiCrSiB с добавками диборида титана и исследовать закономерности влияния добавок TiB₂ на формирование структурно-фазового состава и свойства плазменных покрытий.

2. Методика и материалы

Для напыления плазменных покрытий использовали промышленный порошок марки ПР-НХ16СРЗ (ОАО «Полема», Россия) и разработанные композиционные порошки НХТБ10, НХТБ20 и НХТБ40 на основе сплава ПР-НХ16СРЗ с добавками 10, 20 и 40 мас.% TiB₂ соответственно (Табл.1). Фракция порошков ПР-НХ16СРЗ и НХТБ для напыления составляла (-100+63) мкм.

В качестве исходных материалов для получения композиционных порошков НХТБ использовали промышленный порошок марки ПР-НХ16СРЗ с фракцией (-63+30) мкм и порошок диборида титана (ТУ 6-09-03-7-75). Порошок TiB₂ измельчали на протяжении 7 минут в лабораторной планетарной мельнице в среде спирта, используя размольные тела из твердого сплава, соотношение массы смеси и шаров - 1:3. После размолы средний размер частиц TiB₂ составлял 2,5-2,7 мкм.

Порошки НХТБ получали путем смешивания исходных компонентов в среде спирта с последующим брикетированием и спеканием в вакууме в печи СШВЛ. Температуру спекания варьировали в зависимости от содержания диборида титана: НХТБ10 – 900 °С, НХТБ20 – 1100 °С, НХТБ40 – 1400 °С.

Полученные спеки измельчали и просеивали через набор сит, отбирая фракцию (-100+63) мкм.

Нанесение покрытий из порошков ПР-НХ16СРЗ и НХТБ осуществляли плазменным способом в открытой атмосфере (APS) с использованием в качестве плазмообразующего газа смеси аргона и водорода. Покрытия наносили на подложки из стали, используя плазменную установку УПУ-3Д-М с камерой-манипулятором 15ВБ. В качестве плазменного генератора использовался плазмотрон мощностью 55 кВт.

Поверхность подложки предварительно подвергали струйно-абразивной обработке. Для увеличения адгезионной связи материала покрытия с подложкой использовали промежуточный слой из терморезирующего материала ПТЮ5Н.

Условия и режимы напыления промышленного порошка ПР-НХ16СРЗ и разработанных порошков НХТБ представлены в табл. 1. Особенность нанесения разработанных конгломерированных порошковых материалов НХТБ заключается в том, что с увеличением в композиции количества тугоплавкой составляющей необходимо увеличивать мощность электрической дуги или время пребывания частиц в плазменном потоке.

Химический состав, структуру порошков и покрытий исследовали с помощью растрового электронного микроскопа (РЭМ). Используемый прибор не определяет бор и углерод, поэтому представленные в работе результаты по химическому составу приведены без учета этих элементов.

Микротвердость полученных покрытий определяли вдавливанием алмазной пирамиды Виккерса при нагрузке 0,1Н на приборе ПМТ-3.

Триботехнические испытания проводили в условиях трения скольжения без смазки по схеме стержень-диск. В качестве контртела использовали сталь 65 Г.

Таблица 1

Состав порошков и параметры напыления плазменных покрытий

№ п/п	Материал покрытия	Состав, %	Фракция, мкм	Напряжение, В	Ток, А	Расход плазмо-обр. газа, л/мин	Дистанция нап., мм	Способ подачи материала	Толщина покр. мм.
1	ПР-НХ16СРЗ	Cr-16; B-2,7; Si-3,2; C-0,75; Fe<5; Ni – ост.	-100+63	65	450	50	160	под срез анода	0,5
2	НХТБ-10	ПР-НХ16СРЗ +10%TiB ₂	-100+63	65	450	45	150	- “ -	0,6
3	НХТБ-20	ПР-НХ16СРЗ +20%TiB ₂	-10+630	65	480	40	150	- “ -	0,5
4	НХТБ-40	ПР-НХ16СРЗ +40%TiB ₂	-100+63	70	500	42	150	Навстречу потоку	0,25

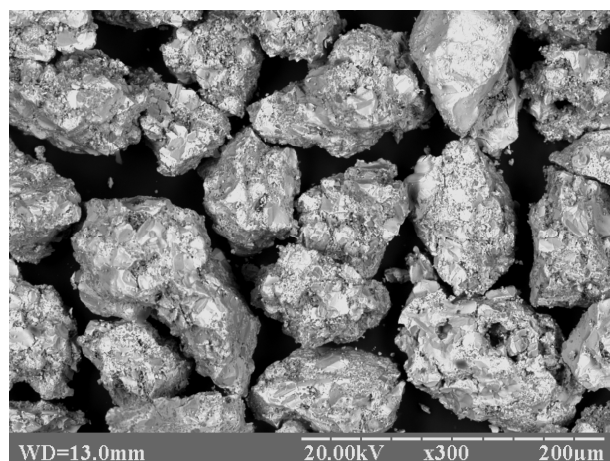
2. Результаты исследований и их обсуждение

Частицы композиционного порошка НХТБ являются конгломератами, содержащими металлическую фазу на основе никеля и зерна упрочняющих фаз (рис. 1). Основная масса включений диборида титана имеет размер до 1 мкм, также присутствуют отдельные зерна TiB_2 размером 2-5 мкм (рис. 1, табл. 2, спектр 1). В металлической фазе на основе никеля химическим анализом обнаружено наличие титана, а количество хрома в сплаве значительно меньше по сравнению с исходным составом сплава (рис. 1, табл. 2, спектр 2, 4). Также были обнаружены отдельные частицы на основе хрома с небольшим содержанием никеля и титана (рис. 1, табл. 2, спектр 3, 5). Общее количество хрома по всей поверхности порошков практически соответствует его содержанию в исходном порошке (табл. 2).

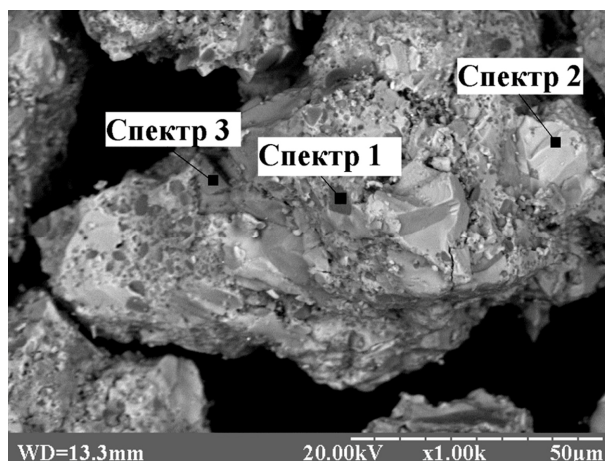
Таблица 2

Химический состав
композиционных порошков НХТБ (рис. 1)

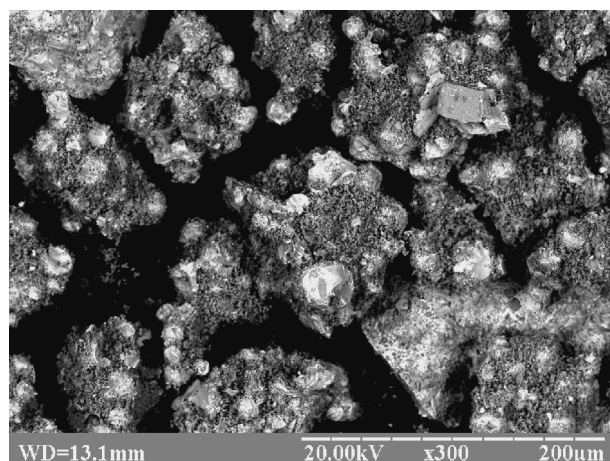
	Концентрация элементов, масс. %				
	Ti	Ni	Cr	Fe	Si
Порошок НХТБ10	12,45	64,49	15,7	4,38	2,98
Порошок НХТБ20	22,93	54,14	14,01	5,08	3,06
Порошок НХТБ40	49,76	35,98	9,07	2,97	1,49
Спектр 1	75,8	16,9	6,27	0,11	0,92
Спектр 2	6,06	81,38	4,38	3,89	4,29
Спектр 3	16,54	28,42	50,53	3,14	1,37
Спектр 4	16,03	73,33	5,19	4,60	0,84
Спектр 5	12,58	10,62	70,52	5,06	1,22
Спектр 6	89,09	5,20	2,48	3,06	0,17



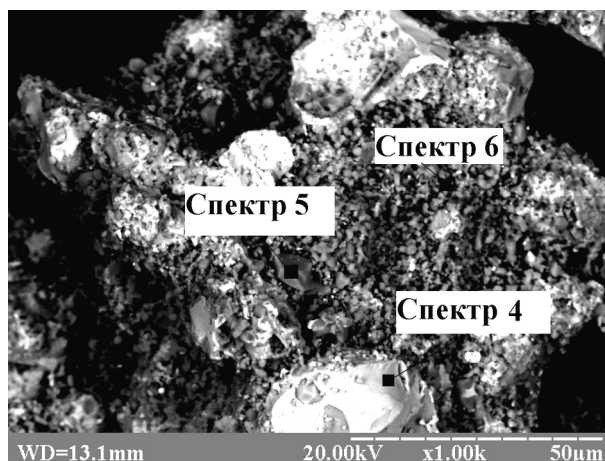
а



б



в



г

Рис. 1. Композиционные порошки НХТБ: а, б – НХТБ20; в, г – НХТБ40

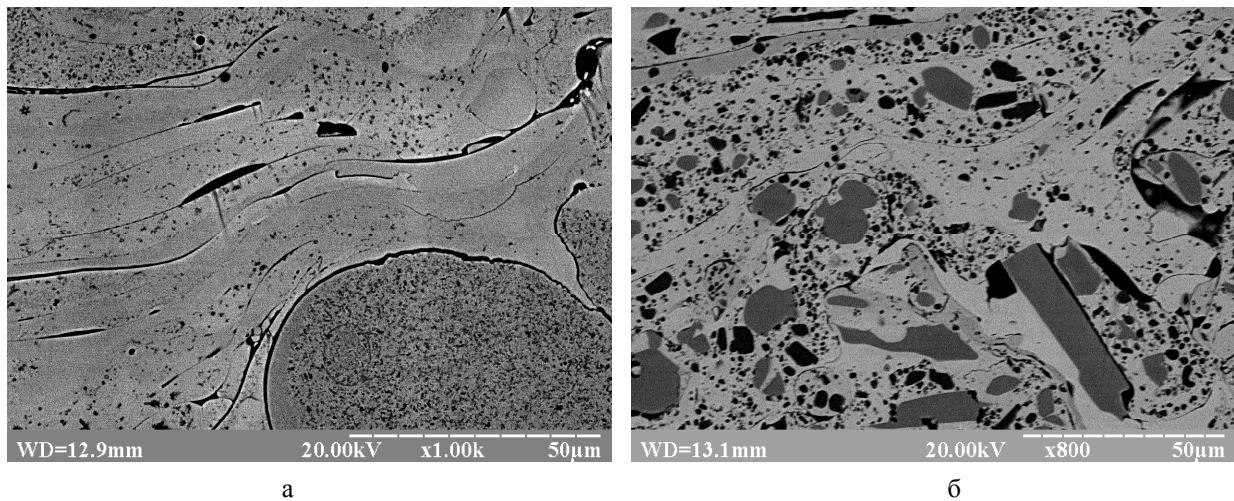


Рис. 2. Структура плазменных покрытий: а – ПГСПЗ; б – НХТБ20

Можно предположить, что во время процесса спекания происходит частичное разложение диборида титана с образованием сложных боридов хрома, титана и никеля и твердых растворов титана в сплаве на основе никеля. С увеличением количества TiB_2 в исходных смесях, содержание титана в никель-хромовом сплаве также возрастает, что свидетельствует об интенсификации процессов растворения и образования сложных боридов.

При плазменном напылении таких композиционных порошков практически отсутствует разделение компонентов в плазменной струе из-за разных скоростей. Это способствует формированию на стали сплошных покрытий с пористостью $< 7\%$.

Все разработанные НХТБ покрытия характеризуются гетерофазной структурой, в которой зерна упрочняющих фаз достаточно равномерно распределены в матрице на основе никелевого сплава (рис. 2). В структуре плазменных покрытий НХТБ обнаружены крупные включения серого цвета размером 20-40 мкм, которые по данным растровой электронной микроскопии содержат хром (до 95%). Микротвердость этих зерен составляет 20-26 ГПа, что соответствует микротвердости боридов хрома [11]. Диборид титана присутствует в покрытии в виде мелкодисперсных зерен черного цвета размером до 2-3 мкм. С увеличением содержания TiB_2 в исходном порошке увеличивается количество включений диборида титана и в покрытии. Методом растровой электронной микроскопии выявлено, что металлическая матрица на основе никеля содержит кремний, хром, железо и титан. Микротвердость металлической фазы НХТБ покрытий составляет 6-7 ГПа, что соответствует микротвердости покрытия ПГСП.

Триботехнические исследования в условиях трения скольжения без смазки показали, что с увеличением содержания диборида титана в покрытиях увеличивается износостойкость (рис. 3).

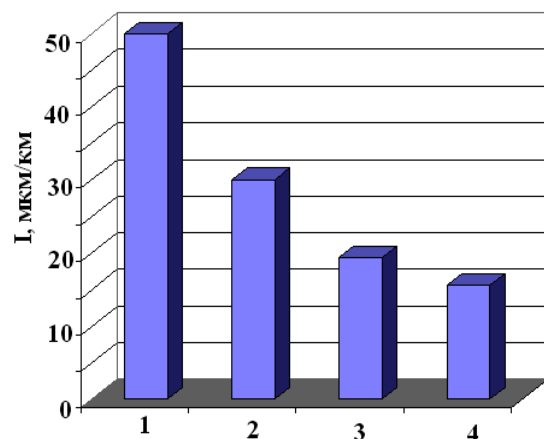


Рис. 3. Интенсивность изнашивания плазменных покрытий в условиях трения скольжения без смазки ($P=0,5$ МПа, $v=12$ м/с): 1 – ПГСПЗ; 2 – НХТБ10; 3 – НХТБ20; 4 – НХТБ40

Выводы

Таким образом, в работе были получены композиционные порошки НХТБ на основе самофлюсующегося сплава NiCrBSi с 10, 20, 40 мас.% TiB_2 . При плазменном напылении таких порошков на сталь формируется гетерофазная структура, которая состоит из металлической матрицы на основе никеля и включений боридов хрома и титана. При увеличении количества диборида титана в покрытиях увеличивается твердость и износостойкость в условиях трения скольжения без смазки.

Литература

1. Борисов, Ю.С., Плазменные порошковые покрытия [Текст] / Ю.С. Борисов, А.Л. Борисова. – К.: Техніка, 1986. – 233 с.
2. Борисов, Ю.С. Газотермические покрытия из порошковых материалов [Текст]: справочник / Ю.С. Борисов, Ю.А. Харламов, С.А. Сидоренко, Е.Н. Арбатовская. – К.: Техніка, 1987. – 544 с.
3. Pavlowski, L. The Science and Engineering of Thermal Spray Coatings [Text] / L. Pavlovski. – Chichester: John Wiley & Sons, 2008. – 626 p.
4. Kumar, A. Das. Stereometric analysis and relation between the porosity of sprayed and sintered NiCrSiB plasma spray protective coating [Text] / A.Das. Kumar // Journal of Materials Processing Technology. – 2000. – V. 101. – P. 322-331.
5. Kulu, P. Recycled hard metal-base wear-resistance composite coatings [Text] / P. Kulu, J. Halling // Journal of Thermal Spray Technology. – 1998. – V.7. – P. 173 – 178.
6. Rodríguez, J. An experimental study of wear performance of NiCrBSi thermal spray coatings [Text] / J. Rodríguez, A. Martín, R. Fernández, J. Fernández // Wear. – 2003. – V. 255. – P. 950 – 955.
7. Miguel, S.J. Tribological study of NiCrBSi coating obtained by different process [Text] / S.J. Miguel, J.M. Guilemany, J.M. Vizcain // Tribol. Int. – 2003. – V.36. – P. 181 – 187.
8. Houdkova, S. Comparative study of thermally sprayed coatings under different types of wear conditions for hard chromium replacement [Text] / S. Houdkova, F. Zaha'ika, M. Kas'parova, L.M. Berger // Tribol. Lett. – 2011. – V.43. – P. 139 – 154.
9. Sari, N.J. Improvement of wear resistance of wire drawing rolls with Cr-Ni-B-Si+WC thermal spraying powders [Text] / N.J. Sari, M. Yilmaz // Surface and Coatings Technology. – 2008. – V. 202. – P. 31.36 – 31.41.
10. Клинская-Руденская, Н.А. О влиянии тугоплавких добавок на структуру и свойства покрытий из самофлюсующихся сплавов [Текст] / Н.А. Клинская-Руденская, Б.П. Кузьмин // Физика и химия обработки материалов. – 1996. – N 1. – С. 55 – 61.
11. Самсонов, Г.В. Тугоплавкие соединения [Текст]: справочник / Г.В. Самсонов, И.М. Винницкий. – М.: Металлургия, 1976. – 557 с.

Поступила в редакцию 21.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Д. Панасюк, Институт проблем материаловедения НАН Украины, Киев.

ВПЛИВ ДОБАВОК TiB₂ НА СТРУКТУРУ ТА ВЛАСТИВОСТІ ПЛАЗМОВИХ ПОКРИТТІВ НА ОСНОВІ NiCrSiB

О.П. Уманський, О.Є. Терентьев, М.С. Стороженко, О. А. Бондаренко

Для підвищення зносостійкості плазмових покриттів з самофлюсуючих сплавів на нікелевій основі запропоновано вводити до складу вихідних порошків добавки дибориду титану. В роботі методами порошкової металургії отримували композиційні порошки НХТБ на основі промислового порошку ПР-НХ16СР3 з 10, 20 і 40мас.% TiB₂. При плазмовому напиленні таких порошків формується покриття з гетерофазною структурою в якій зерна дибориду титану і боридів хрому розподілені в матриці на основі нікелевого сплаву. Представлено результати триботехнічних випробовувань плазмових покриттів НХТБ в умовах тертя ковзання без мастила.

Ключові слова: самофлюсуючий сплав, плазмове напилення, покриття, диборид титану, структура, мікротвердість, зносостійкість.

INFLUENCE OF TiB₂ ADDITIVES ON STRUCTURE AND PROPERTIES OF NiCrSiB-BASED PLASMA SPRAY COATINGS

A.P. Umanskyi, A.E. Terentjev, M.S. Storozhenko, A.A. Bondarenko

The TiB₂ additives have been introduced in Ni-based self fluxing alloy to increase wear-resistance of plasma spray coatings. The ПР-НХ16СР3-based composite powders with 10, 20 i 40wt.% of TiB₂ additives have been produced using the powder metallurgy methods. The НХТБ plasma coatings have heterogeneous structure which consists of the titanium diboride and chromium borides grains distributed in nickel based matrix. The results of wear test under dry friction show the increase of wear-resistance of НХТБ coatings in comparison with NiCrBS coatings.

Key words: self-fluxing alloy, plasma spraying, coating, titanium diboride, structure, microhardness, wear-resistance.

Уманський Александр Павлович – д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.М. Францевича НАН, Киев, Украина, e-mail: kernet@voliacable.com.

Терентьев Александр Евгеньевич – ст. научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.М. Францевича НАН, Киев, Украина, e-mail: terentjev_a@mail.ru.

Стороженко Марина Сергеевна – канд. техн. наук., доцент кафедры технологий аэропортов Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: storozhenkomary@ukr.net.

Бондаренко Алексей Аврамович – ведущий инженер 49 отдела Института проблем материаловедения им. И.М. Францевича НАН, Киев, Украина.

УДК 621.57

С.С. РЫЖКОВ¹, Н.И. РАДЧЕНКО¹, С.Г. ФОРДУЙ²¹Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина²PepsiCo Europe, Николаев, Украина

ТРИГЕНЕРАЦИОННАЯ УСТАНОВКА АВТОНОМНОГО ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ

Проанализирована эффективность тригенерационной установки на базе когенерационных газопоршневых модулей JMS GE Jenbacher автономного энергообеспечения завода ООО "Сандора"—"Pepsico Ukraine" (Николаевская обл.). Выявлены резервы повышения эффективности трансформации сбросной теплоты газовых двигателей в холод, связанные с охлаждением воздуха на входе двигателей и наддувочной газозоудушной смеси абсорбционным термотрансформатором (внутрицикловая тригенерация), а также согласованием работы абсорбционного термотрансформатора с когенерационной системой газовых двигателей.

Ключевые слова: тригенерация, автономное энергообеспечение, утилизация тепла, охлаждение, газопоршневой генератор, абсорбционная холодильная машина, топливная эффективность.

Анализ проблемы и постановка цели исследования

В настоящее время все более широкое применение находят установки автономного электро-, тепло- и холодообеспечения, так называемые тригенерационные установки или интегрированные энергетические системы [1 – 3]. В качестве базовых двигателей в таких установках используются тепловые двигатели, работающие на природном газе и альтернативных газообразных топливах (биогаз и т.п.): газотурбинные и газопоршневые двигатели (ГПД) или переоборудованные для работы на газе традиционные дизель-генераторы (ДГ). Ряд ведущих двигателестроительных фирм именно для применения в установках автономного энергообеспечения наладили выпуск газовых двигателей (ГД) в когенерационном исполнении – оборудованных штатными теплообменниками для получения горячей воды или водяного пара за счет использования теплоты выпускных газов, наддувочного воздуха или газозоудушной смеси (ГВС), теплоты охлаждающей рубашки двигателя воды и смазочного масла [1, 2].

Поскольку с повышением температуры воздуха на входе термодинамическая эффективность тепловых двигателей и, соответственно, энергоустановок в целом существенно снижается (уменьшается КПД, возрастает удельный расход топлива двигателя), то восстановление рациональных входных параметров путем охлаждения воздуха на входе дает возможность поддерживать их высокую топливную экономичность, и прежде всего при неблагоприятных климатических условиях эксплуатации – высоких температурах наружного воздуха.

Для кондиционирования (охлаждения с осушением) воздуха на входе двигателей целесообразно задействовать холод, генерируемый в тригенерационной установке за счет сбросной теплоты двигателей и используемый обычно для внешнего потребления – в технологических процессах, комфортном и технологическом кондиционировании. Применение полученного холода для нужд самого двигателя (внутрицикловая тригенерация) обеспечивало бы не только улучшение его топливной эффективности и увеличение производства основного вида энергии – электрической, но и повышение коэффициента использования всей тригенерационной установки в условиях, когда потребление холода на технологические нужды носит, как правило, периодический характер. Известные же концепции повышения эффективности установок автономного электро-, тепло- и холодоснабжения ограничиваются решением круга задач, относящихся к внецикловому (для внешних потребителей) использованию холода [3], и в силу этого не обеспечивают реализацию дополнительных резервов, связанных с трансформацией сбросной теплоты в цикле самих энергоустановок.

Цель исследования – выявление резервов повышения эффективности трансформации сбросной теплоты тригенерационной установки

Результаты исследования

Первая на Украине тригенерационная установка автономного электро-, тепло- и холодообеспечения введена в эксплуатацию на заводе ООО "Сандора"—"Pepsico Ukraine" (Николаевская обл.) в 2011 г. Проектирование и монтаж установки

выполнены ЧНПП "СИНАПС"—"GE Energy" (г. Киев) и ООО "Хладотехника" (г. Николаев). Тригенерационная установка включает 2 когенерационных газопоршневых двигателя (ГПД) JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (электрическая мощность одного ГПД 1400 кВт, тепловая мощность 1500 кВт), 2 абсорбционных бромистолитиевых холодильных машины (АБХМ) AR-D500L2 Century (холодильной мощностью по 2000 кВт) и 2 центральных кондиционера SIC Jan HREBEC (Чехия) 1LG4223-8AB60 (холодопроизводительностью по 350 кВт и объемным расходом воздуха по 60000 м³/ч каждый). Отвод теплоты от охлаждающей воды газовоздушной смеси (ГВС) ГПД и АБХМ осуществляется градирнями Еварсо AT 28-528 систем оборотного охлаждения.

Теплота, отведенная от выпускных газов ГПД в утилизационном котле (УК), газовоздушной смеси в высокотемпературной ступени охладителя наддувочной смеси (ОНС_{вт}), от рубашки двигателя и смазочного масла в теплообменниках (ТО), используется в АБХМ для производства холода в виде охлажденной воды с температурой 7...8 °С. Охлажденная вода является холодоносителем для теплообменных аппаратов технологического охлаждения (процессы пастеризации соков и т.п.), а также двух центральных кондиционеров, из которых охлажденный и осушенный воздух подается в машинное отделение (МО) когенерационных ГПД (рис. 1), а от туда – на всасывание наддувочных турбокомпрессоров (ТК) ГПД.



а



б

Рис. 1. Когенерационный модуль ГПД JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (а) и теплоиспользующий центральный кондиционер охлаждения приточного воздуха машинного отделения (б)

Охладитель наддувочной газовоздушной смеси (ОНС) ГПД состоит из высокотемпературной (утилизационной) ступени ОНС_{вт}, первой по ходу ГВС после ТК, в которой охлаждение ГВС сопровождается нагревом воды, которая является теплоносителем для генератора АБХМ, и собственно охлаждающей низкотемпературной ступени ОНС_{нт}. В ОНС_{нт} теплота ГВС отводится системой оборотного охлаждения с градирней сухого типа.

Первый год эксплуатации тригенерационной установки подтвердил ее высокую экономичность благодаря исключению затрат электроэнергии на производство холода в результате замещения электроприводных парокомпрессорных холодильных машин теплоиспользующими АБХМ. Были также выявлены резервы дальнейшего усовершенствования тригенерационной установки, и прежде всего в направлении повышения топливной эффективности ГПД (снижения потребления природного газа), сокращения расхода холода на кондиционирование воздуха машинного отделения (МО) и использования высвобождаемого холода

для снижения температуры воздуха на входе ТК и наддувочной ГВС ГПД. Особенно остро стоит задача охлаждения наддувочной ГВС, поскольку при повышенных температурах наружного воздуха, например 25...35 °С, с учетом разности температур между водой замкнутой системы оборотного охлаждения и атмосферным воздухом (около 10 °С) в градирнях сухого типа, а также ГВС и охлаждающей водой в ОНС_{нт} охлаждение ГВС возможно до температуры 45...55 °С, что выше граничной температуры ГВС, которая поддерживается во впускном ресивере на уровне примерно 40 °С системой автоматического регулирования (САР) подачи газа в ГПД с переводом ГПД на долевые режимы работы. При этом возрастает удельный расход топлива по сравнению с номинальным режимом работы двигателя. Возможно даже полное прекращение подачи газа. Последнее происходит также при высоких температурах воздуха в зоне ГПД, когда отвод теплоты от корпуса конвекцией уменьшается и, соответственно, температурный уровень двигателя возрастает.

Усиленная вентиляция зон интенсивного тепловыделения двигателя, равно как и подача на вход ТК охлажденного воздуха с более низкой температурой (по сравнению с воздухом МО) возможны путем подвода вентиляционного воздуха непосредственно к этим зонам и фильтру на всасывании ТК ГПД отдельными воздуховодами от кондиционеров, а не подачей охлажденного в них воздуха в МО, как на рис. 1,б.

Особенно остро стоит задача охлаждения наддувочной ГВС, поскольку при повышенных температурах наружного воздуха, например 25...35 °С с учетом разности температур между водой замкнутой системы оборотного охлаждения и атмосферным воздухом (около 10 °С) в градирнях сухого типа, а также ГВС и охлаждающей водой в ОНС_{нт} охлаждение ГВС возможно до температуры

45...55 °С, что выше граничной температуры ГВС, которая поддерживается во впускном ресивере на уровне примерно 40 °С системой автоматического регулирования (САР) подачи газа в ГПД с переводом ГПД на долевые режимы работы.

Ниже приведены некоторые результаты обработки данных по температурам наружного воздуха $t_{нв}$ и воздуха $t_{вх}$ на всасывании ТК ГПД – во всасывающем тракте ТК после фильтра (рис. 2), электрической мощности N_e ГПД и удельному объемному расходу газа b_e (рис. 3) в течение суток (июль 2011), полученных в процессе автоматизированного мониторинга температур воздуха и параметров ГПД, анализ которых позволяет обосновать справедливость принципиальных решений по повышению топливной эффективности ГПД и тригенерационной установки в целом.

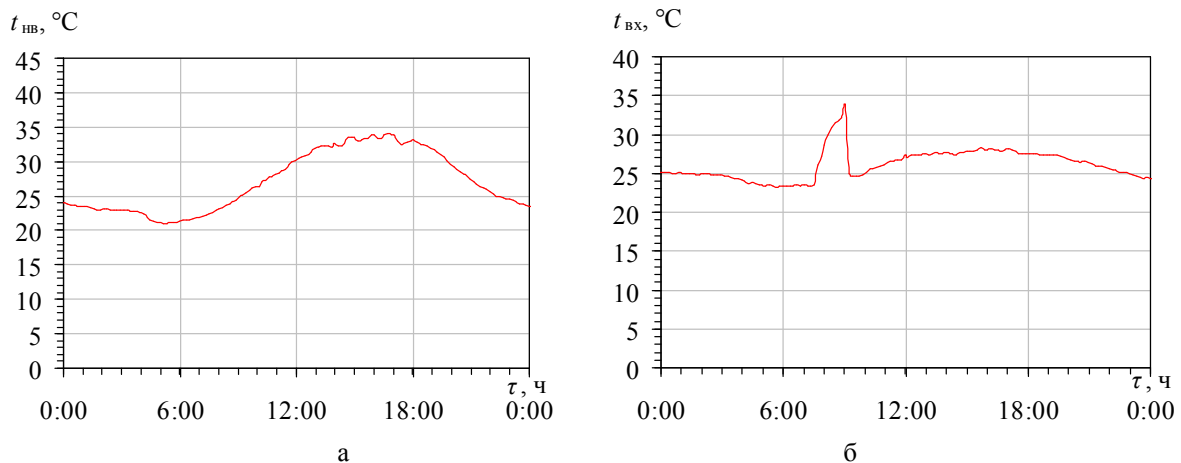


Рис. 2. Изменение температуры наружного воздуха $t_{нв}$ (а) и воздуха $t_{вх}$ на всасывании ТК ГПД (б) в течение суток (июль 2011)

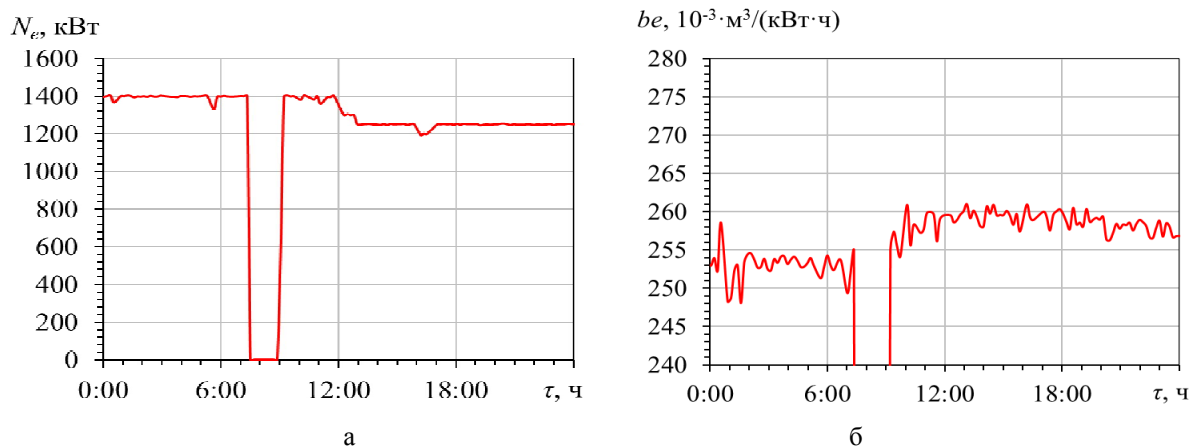


Рис. 3. Изменение электрической мощности N_e ГПД (а) и удельного объемного расхода газа b_e (б) при изменении температуры воздуха t на всасывании ТК в течение суток (июль 2011)

Из рис. 2 и 3 видно, что из-за резкого повышения температуры воздуха $t_{вх}$ на всасывании ТК ГПД и соответственно в зоне ГПД (6-30...9-00 ч, кондиционер отключен) произошла аварийная остановка

ГПД (падение мощности N_e до нуля на рис. 3,а), а повышенные температуры наружного воздуха $t_{нв}$ (воздушного потока в градирнях системы оборотного охлаждения ГВС и соответственно охлаждающей

воды на входе ОНС_{нт}) и воздуха $t_{вх}$ на всасывании ТК ГПД (рис. 2) вызывают работу ГПД на долевых режимах нагрузок (11-00...22-00 ч, рис. 3,а) с соответствующим возрастанием удельного расхода газа b_e примерно на $5 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$, т.е. на 2 % по сравнению с работой ГПД на полной нагрузке при температурах $t_{нв}$ и $t_{вх}$ ниже 25 °С (промежуток времени $\tau = 2-00 \dots 6-00$ ч, рис. 3,б).

Свести к минимуму работу ГПД на долевых режимах (на участке $\tau = 2-00 \dots 6-00$ ч, рис. 3) и тем самым уменьшить удельный расход газа b_e можно путем более глубокого охлаждения воздуха на входе ТК (подводом охлажденного в кондиционере воздуха отдельным воздухопроводом непосредственно к приемному фильтру на всасывании ТК, а не из МО) и стабилизируя температуру смеси t_c во впускном ресивере ГПД на уровне 40 °С при повышенных температурах наружного воздуха $t_{нв}$ на входе в градирни системы оборотного охлаждения ГВС.

С целью снижения температуры воды в системе оборотного охлаждения ГВС (по сравнению с охлаждением в градирне) можно использовать холод, производимый в АБХМ. Для этого хладоноситель, температура которого $t_x = 7$ °С, направляют из АБХМ в пластинчатый ТО, в котором дополнительно охлаждают воду, поступающую от градирни, перед ее подачей на охлаждение ГВС в ОНС_{нт}. Следует отметить, что стабилизация теплового состояния ГПД достигается тепловлажностной подготовкой воздуха на входе ТК и охлаждением воды системы оборотного охлаждения ГВС до параметров, которые имеют место в прохладное и холодное время года (осень-весна), когда ГПД эксплуатируется при номинальной нагрузке и, соответственно, пониженных удельных расходах газа $b_e = (246 \dots 250) \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$ (рис. 4) против $b_e = (258 \dots 260) \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$ при высоких температурах воды в системе оборотного охлаждения ($\tau = 2-00 \dots 6-00$ ч, рис. 3,б).

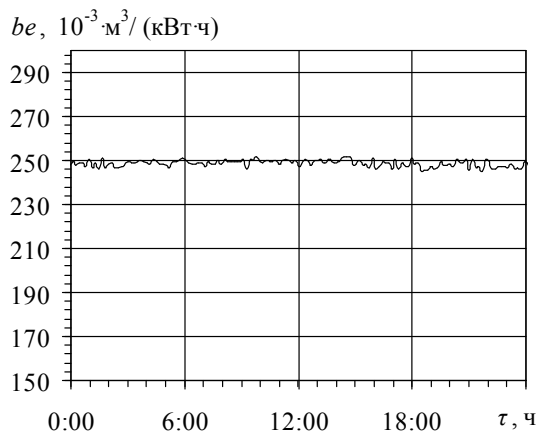


Рис. 4. Удельный объемный расход газа b_e при охлаждении смеси холодной водой: температура смеси $t_c \approx 40$ °С

Еще одно направление повышения эффективности трансформации сбросной теплоты ГПД связано с согласованием работы абсорбционного термо-трансформатора АБХМ с когенерационной системой ГПД. Так, в АБХМ отвод теплоты от горячего теплоносителя, поступающего от когенерационного модуля ГПД с температурой 90 °С, сопровождается снижением его температуры не более чем на 15 °С (характеристика АБХМ), т.е. из АБХМ в когенерационную систему ГПД возвращается теплоноситель с температурой не ниже 75 °С. В то же время из условия поддержания теплового состояния двигателя на безопасном уровне температура теплоносителя на входе теплообменников ГПД (охладителей рубашки двигателя и масла) не должна превышать 70 °С. Температурный уровень обратного теплоносителя хотя и весьма высокий (примерно 75 °С), но все же ниже требуемого для эффективной работы АБХМ (с высоким тепловым коэффициентом $\zeta = 0,65 \dots 0,70$) уровня 90 °С и его смешивание с прямым потоком теплоносителя на входе в АБХМ привело бы к ухудшению эффективности трансформации тепла в холод (снижению ζ). Поэтому избыточная теплота обратного теплоносителя сбрасывается в атмосферу в градирне аварийного сброса. Объемы сбросной теплоты составляют 30...40 % спецификационной тепловой мощности когенерационного модуля ГПД ($Q_t = 1500$ кВт), что является причиной значительного недобора тепловой и холодильной мощностей: соответственно действительные $Q_t \approx 1000$ кВт и $Q_0 \approx 600$ кВт против спецификационных $Q_t = 1500$ кВт и $Q_0 = 1000$ кВт. Для подогрева обратного теплоносителя до требуемой температуры 90 °С целесообразно задействовать пароводяной газовый котел, что позволяет вернуть в тригенерационный цикл примерно треть располагаемой тепловой мощности, трансформировать ее в АБХМ в холод и покрыть его дефицит, особенно острый в теплое время года. Следует отметить, что получаемая прибавка в холодильной мощности намного превышает ее потребность для охлаждения ГПД и МО. При существенном приросте производства холода (на 40...50 %) энергетические затраты на нагрев теплоносителя на 15...20 °С в котле будут минимальными.

Реализация выявленных внутренних резервов тригенерационной установки завода ООО "Сандора"-"Pepsico Ukraine" позволяет нарастить электрическую и холодильную мощности до спецификационных показателей когенерационного модуля из двух ГПД JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (суммарные электрическая мощность 2800 кВт и холодильная 2000 кВт), используя всю его располагаемую тепловую мощность 3000 кВт в теплое время года (апрель-октябрь), когда потребности в тепловой

энергии минимальные, а в холоде, наоборот, максимальные. При этом сокращается потребление газа на производство холода электроприводными холодильными машинами на технологические нужды.

Результаты расчетов снижения потребления топливного газа ΔB_e энергоустановкой из двух когенерационных модулей JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (по 1400 кВт электрической мощности) благодаря трансформации в АБХМ всей сбросной

теплоты с производством холода для охлаждения воздуха на входе ТК ГПД, надувочной ГВС и на технологические нужды $\Delta B_{e, \text{сум. XM} + \text{ОНС} + \text{ОВ}}$, только на технологические нужды $\Delta B_{e, \text{сум. XM}}$, а также соответствующая экономия денежных средств на потребленный газ $C_{\text{тсум. XM} + \text{ОНС} + \text{ОВ}}$ и $C_{\text{тсум. XM}}$ в течение апреля-октября 2011 г. приведены на рис. 5. При этом исходили из стоимости природного газа 500 дол. США за 1 тыс. м³ газа.

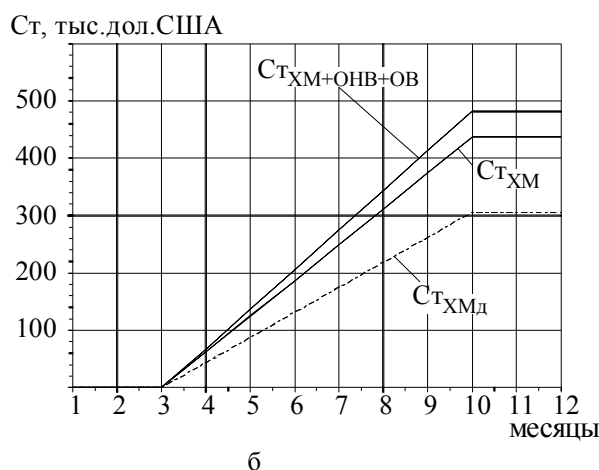
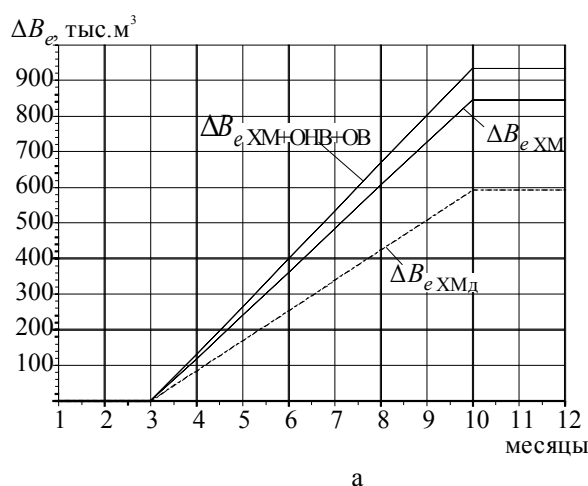


Рис. 5. Снижение потребления топливного газа ΔB_e двумя ГПД J 420 GS-AO5 (а) и соответствующая экономия денежных средств на потребленный газ Ст (б) в течение апреля-октября 2011 г.

Как видно, экономический эффект от использования сбросного тепла двух ГПД J 420 GS-AO5 для производства холода в 2011 г. составляет 460 тыс. дол. США (экономия по газу – 920 тыс. м³). Дальнейшие резервы повышения топливной эффективности тригенерационной установки завода ООО "Сандора"—"Pepsico Ukraine" связаны с использованием конденсата водяных паров, отводимого в процессе охлаждения воздуха в воздухоохладителях кондиционеров, для впрыска в воздушный поток на входе градирен сухого типа системы оборотного охлаждения ГВС, т.е. переводом их в режим испарительного охлаждения с соответствующим снижением температуры воздуха до его температуры по мокрому термометру, а также с аккумуляцией холода для его использования при пиковых тепловых нагрузках на тригенерационную установку: при максимальных температурах наружного воздуха и технологических потребностях в холоде.

Выводы

Проанализирована эффективность тригенерационной установки на базе когенерационных газопоршневых модулей GE Jenbacher автономного энергообеспечения завода ООО "Сандопа"—"Pepsico"

Ukraine" (Николаевская обл.) и выявлены резервы ее повышения, связанные с охлаждением воздуха на входе двигателей и наддувочной газовой смеси абсорбционным термотрансформатором, использующим сбросную теплоту газовых двигателей (внутрицикловая тригенерация), а также согласованием работы абсорбционного термотрансформатора с когенерационной системой газовых двигателей. Определен экономический эффект, полученный за счет уменьшения потребления топливного газа газогенераторами на производство энергии для получения холода.

Литература

1. *Economic utilization of Biomass and Municipal Waste for power generation. Some energy lasts for generations [Text]* . – GE Jenbacher Company Overview. – June 13, 2007. – 39 p.
2. *Elsenbruch, T. Jenbacher gas engines a variety of efficient applications [Text]* / T. Elsenbruch . – București, October 28, 2010. – 73 p.
3. *GTI Integrated Energy System for Buildings. Modular System Prototype [Text]* / G. Rouse, M. Czachorski, P. Bishop, J. Patel/– GTI Project report 15357/65118: Gas Technology Institute (GTI). – January 2006. – 495 p.

Поступила в редакцию 11.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия, Одесса, Украина.

ТРИГЕНЕРАЦІЙНА УСТАНОВКА АВТОНОМНОГО ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

С.С. Рыжков., М.І. Радченко, С.Г. Фордуй

Проаналізована ефективність тригенераційної установки на базі когенераційних газопоршневих модулів JMS GE Jenbacher автономного енергозабезпечення заводу ТОВ "Сандора"—"Pepsico Ukraine" (Миколаївська обл.). Виявлені резерви підвищення ефективності трансформації скидної теплоти газових двигунів у холод, пов'язані з охолодженням повітря на вході двигунів і надувної газоповітряної суміші абсорбційним термотрансформатором (внутрішньоциклова тригенерація), а також узгодженням роботи абсорбційного термотрансформатора з когенераційною системою газових двигунів.

Ключові слова: тригенерація, автономне енергозабезпечення, утилізація тепла, охолодження, газопоршневий генератор, абсорбційна холодильна машина, паливна ефективність.

TRIGENERATION PLANT FOR INTEGRATED ENERGY SUPPLY

S.S. Ryzkov, N.I. Radchenko, S.G. Forduy

The efficiency of trigeneration plant on the base of cogeneration reciprocating gas engine modules JMS GE Jenbacher of integrated energy system for factory "Sandora"—"Pepsico Ukraine" (Nikolayev region) was analyzed. The reserves for improving the efficiency of transforming the gas engine waste heat into a cold with chilling the intake air and compressed gas-air mixture after the turbocharger by absorption chiller (in-cycle trigeneration) and by matching the performance of absorption chiller and cogeneration system of gas engines were exposed.

Key words: trigeneration, integrated energy system, heat utilization, cooling, reciprocating gas engine, absorption chiller, fuel efficiency.

Рыжков Сергей Сергеевич — д-р техн. наук, проф., ректор Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

Радченко Николай Иванович — д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой кондиционирования и рефрижерации Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Фордуй Сергей Георгиевич — канд. техн. наук, технический руководитель направления энерго-ресурсов и энергосбережения, PepsiCo Europe, Николаев, Украина, e-mail: serhiy.forduy@pepsico.com.

УДК 621.57

Р.Н. РАДЧЕНКО¹, Н.И. РАДЧЕНКО¹, Т. БЕС², А.А. СИРОТА³¹Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина²Западно-Померанский технологический университет, Щецин, Польша³Черноморский государственный университет им. П. Могилы, Украина

ОХЛАЖДЕНИЕ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГЛАВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТРАНСПОРТНОГО СУДНА

Выполнено сравнение эффективности охлаждения воздуха на входе турбокомпрессора судового малооборотного дизеля эжекторной теплоиспользующей холодильной машиной, утилизирующей теплоту выпускных газов, и забортной водой. Определены значения снижения температуры воздуха на входе турбокомпрессора и соответствующего сокращения удельного расхода топлива главного дизеля на рейсовой линии Мариуполь–Амстердам–Мариуполь с учетом изменения температуры и влажности наружного воздуха и температуры забортной воды.

Ключевые слова: судовой малооборотный дизель, охлаждение воздуха, утилизация тепла, турбокомпрессор, эжекторная холодильная машина, низкокипящее рабочее тело.

Анализ проблемы и постановка цели исследования

На большинстве транспортных судов в качестве главных двигателей применяются малооборотные дизели (МОД). Значительное изменение в течение рейса температуры $t_{\text{вв}}$ и влажности ϕ наружного воздуха, соответственно воздуха в машинном отделении (МО) и на входе наддувочного турбокомпрессора (ТК) МОД, существенно влияет на топливную эффективность МОД. Так, повышение температуры воздуха на входе ТК МОД на 10 °С вызывает возрастание удельного расхода топлива b_e на 0,5...0,7 % [1–3]. При этом возрастают температура выпускных газов после турбины ТК и, следовательно, потери теплоты с ними. Поэтому представляется целесообразным использовать теплоту выпускных газов в холодильных машинах для охлаждения воздуха на входе ТК с целью повышения топливной экономичности МОД.

Наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются теплоиспользующие эжекторные холодильные машины (ТЭХМ), в которых функцию компрессора выполняет струйный аппарат – эжектор. Применение в ТЭХМ низкокипящих рабочих тел (НРТ) позволяет охлаждать воздух на входе ТК МОД до сравнительно низких температур и за счет этого повышать топливную экономичность МОД.

Поскольку использование даже простых ТЭХМ требует применения помимо охладителя воздуха на входе ТК дополнительных теплообменников: генератора паров НРТ и конденсатора НРТ, приводящих к усложнению судовой энергетической установки (СЭУ), то необходимо сравнить эффективность ох-

лаждения воздуха на входе ТК МОД с помощью ТЭХМ и забортной водой. Данные по эффективности машинного и безмашинного способов охлаждения воздуха на входе ТК судовых МОД в известных публикациях [1–3] отсутствуют.

Целью исследования является оценка эффективности охлаждения воздуха на входе ТК МОД эжекторной холодильной машиной и забортной водой с учетом изменения тепловлажностных параметров наружного воздуха и температуры забортной воды в течение рейса.

Результаты исследования

Схема системы охлаждения воздуха на входе МОД в ТЭХМ, использующей теплоту водяного пара утилизационного котла, остающуюся после покрытия потребностей СЭУ и судна в ней, представлена на рис. 1. ТЭХМ состоит из паросилового и холодильного контуров. Паросиловой контур служит для получения паров НРТ высокого давления, энергия которых используется в эжекторе для поджатия паров НРТ низкого давления, всасываемых из испарителя-воздухоохладителя (И-ВО) холодильного контура, до давления в конденсаторе. Эжектор совмещает функции детандера паросилового контура (расширение пара происходит в сопле) и компрессора холодильного контура (повышение давления пара – в камере смешения и диффузоре). В общем случае генератор состоит из экономайзерной секции, в которой происходит нагрев жидкого НРТ от температуры конденсации t_k до температуры кипения t_r , и испарительной с кипением НРТ при температуре t_r .

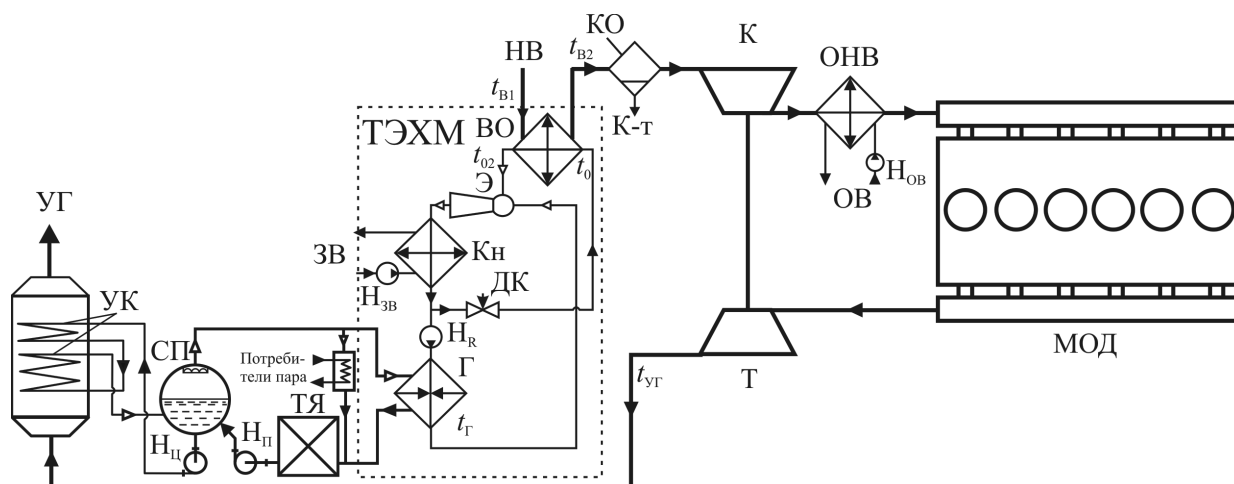


Рис. 1. Схема системы охлаждения воздуха на входе наддувочного компрессора МОД в ТЭХМ, использующей теплоту водяного пара утилизационного котла: К и Т – компрессор и турбина ТК; УК – утилизационный котел; СП – сепаратор пара; ТЯ – теплый ящик; ОНВ – охладитель наддувочного воздуха; Г – генератор паров НРТ; Э – эжектор; Кн – конденсатор; $H_R, H_{п}, H_{ц}, H_{зв}, H_{ов}$ – насосы НРТ, питательный и циркуляционный УК, заборной воды, охлаждающей воды; ДК – дроссельный клапан; ВО – воздухоохладитель; КО – каплеотделитель; К-т – конденсат; НВ – наружный воздух; УГ – уходящие газы; ЗВ – заборная вода; ПП – потребители пара; ОВ – охлаждающая вода

Влажный воздух на входе охладителя содержит водяные пары, которые при охлаждении конденсируются. Поэтому для снижения температуры воздуха на величину $\Delta t_b = t_{b1} - t_{b2}$ требуются дополнительные затраты холода на отвод теплоты конденсации водяных паров (скрытой теплоты). Отношение полного количества теплоты (разности энтальпий воздуха в охладителе), отведенной от влажного воздуха, к количеству явной теплоты, определяемому разностью температур по сухому термометру, характеризуется коэффициентом влаговыпадения ξ : $\xi = (I_{b1} - I_{b2}) / [c_{вл} \cdot (t_{b1} - t_{b2})]$, где I_{b1} и I_{b2} – энтальпии влажного воздуха на входе и выходе из охладителя; $c_{вл}$ – теплоемкость влажного воздуха.

Величина $\xi = 1$ соответствует охлаждению без выпадения влаги. Результаты расчета показывают, что при температурах наружного воздуха 15, 20 и 25 °С и соответственно воздуха на входе охладителя (воздух из МО с температурой на 10 °С выше температуры наружного воздуха [1, 3]) $t_{b1} = 25, 30$ и 35 °С и его относительной влажности $\phi_1 = 70\%$ охлаждение воздуха до состояния насыщения ($\phi_2 = 100\%$) и температуры на выходе охладителя $t_{b2} = 15$ °С проходит при $\xi = 2,0; 2,5$ и 3,0 соответственно.

Эффективность эжектора характеризуется коэффициентом эжекции $U = G_0 / G_r$, где G_0 и G_r – расходы НРТ через И-ВО (эжектируемый НРТ низкого давления) и генератор (силовой НРТ высокого давления), а ТЭХМ – тепловым коэффициентом ζ , который представляет собой отношение холодопроизводительности Q_0 (теплоты, отведенной от воздуха на входе дизеля к НРТ, кипящему в И-ВО) к теплоте

Q_r , подведенной в генераторе к кипящему НРТ высокого давления от уходящих газов: $\zeta = Q_0 / Q_r$.

Значения удельных теплоты, отведенной от уходящих газов в генераторе ТЭХМ $\bar{q}_r$, и холодопроизводительности ТЭХМ $\bar{q}_0$, коэффициента эжекции U и теплового коэффициента ζ , снижения температуры Δt_b воздуха в охладителе на входе ТК МОД в зависимости от температуры t_r и давления P_r кипения R142b в генераторе при коэффициентах влаговыпадения $\xi = 1,0; 2,0; 2,5$ и 3,0 и температуре кипения R142b в испарителе $t_0 = 5$ °С приведены на рис. 2.

Как видно, удельные холодопроизводительности $\bar{q}_0'$ и $\bar{q}_0''$, производимые экономайзерной и испарительной секциями генератора, при температуре кипения НРТ в генераторе $t_r = 120$ °С примерно одинаковы и обеспечивают максимально возможную суммарную холодопроизводительность $\bar{q}_0$ во всем диапазоне температур t_r , допустимых с точки зрения термической стойкости хладагента R142b. При этом снижение температуры воздуха в охладителе ТЭХМ составляет $\Delta t_b = 9 \dots 13$ °С.

В качестве примера транспортного судна рассмотрен балкер типа "Киев" с главным двигателем МОД 6S60MC6.1-TI корпорации MAN [2]: номинальные мощность $N_n = 12240$ кВт и число оборотов $n_n = 105$ об/мин, эксплуатационные $N_s = 9790$ кВт; $n_s = 98$ об/мин. Глубина охлаждения воздуха на входе ТК судового МОД с помощью ТЭХМ и, соответственно, эффект от его применения зависят от распола-

гаемой теплоты выпускных газов МОД в виде водяного пара, вырабатываемого утилизационным котлом (УК), т.е. теплоты, остающейся после покрытия потребностей СЭУ и судна в целом в тепловой энергии, с одной стороны. В теплое время объемы потребления пара на балкере типа "Киев" составляют примерно 25 % производительности УК, т. е. 75 % производимого в УК пара можно использовать в ТЭХМ для охлаждения воздуха на входе ТК МОД.

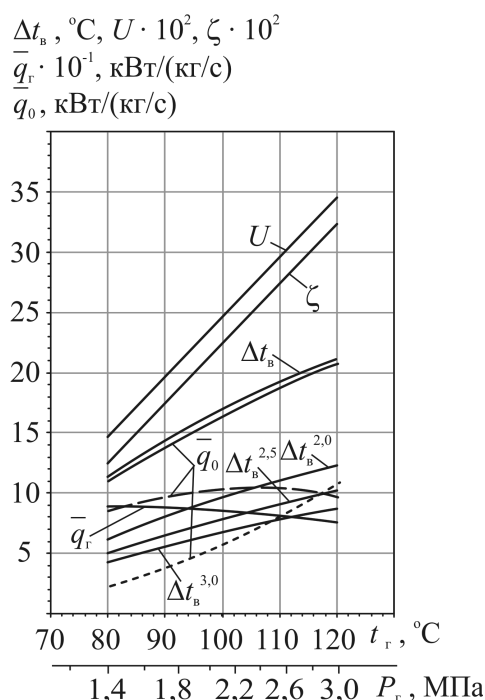


Рис. 2. Удельные теплоты, отведенная от выпускных газов в генераторе ТТЭ $\bar{q}_r$, и холодопроизводительность ТТЭ $\bar{q}_0$, коэффициент эжекции U и тепловой коэффициент ζ , снижение температуры Δt_b воздуха в охладителе на входе ТКв зависимости от температуры t_r и давления P_r кипения R142b в генераторе:

$\Delta t_b \dots \Delta t_b^{3,0} - \xi = 1,0 \dots 3,0;$

--- испарительная секция, $\bar{q}_0''$, $\bar{q}_r''$, $\Delta t_b''$;

····· экономайзерная секция, $\bar{q}_0'$, $\bar{q}_r'$, $\Delta t_b'$;

— — генератор в целом, $\bar{q}_0$, $\bar{q}_r$, Δt_b

Кроме того, снижение температуры воздуха на входе ТК МОД $\Delta t_b = t_{b1} - t_{b2}$ зависит от исходных температуры t_{b1} и относительной влажности ϕ воздуха на входе МОД – параметров воздуха в машинном отделении (МО) t_{mo} , зависящих от параметров наружного воздуха, т. е. климатических условий плавания. Температура воздуха в машинном отделении (МО) t_{mo} в теплое время превышает наружную на 10 °C [1, 3]. Температура t_{b2} , которая ограничивает глубину охлаждения воздуха в воздухоохладите-

ле (ВО) на входе ТК, в свою очередь, зависит от температуры хладоносителя. В ТЭХМ в качестве хладоносителя используется НРТ, например хладон R142b. Температуру кипения R142b в испарителе-воздухоохладителе (И-ВО) желательно принимать $t_0 = 5^\circ\text{C}$. Минимальную разность температур между охлажденным воздухом и хладоносителем можно принимать 10°C . С учетом этого глубина охлаждения воздуха в И-ВО ЭХМ ограничивается температурой $t_{\text{в}2} = t_0 + 10 = 15^\circ\text{C}$.

При охлаждении воздуха на входе МОД забортной водой с температурой t_w , меняющейся в течение рейса, глубина охлаждения воздуха в водяном ВО ограничивается температурой

$$t_{B2} = t_w + 10\text{ }^{\circ}\text{C}.$$

Холодопроизводительность ЭХМ Q_0 определяют исходя из располагаемой теплоты выпускных газов Q_{Γ} как

$$Q_0 = \zeta Q_\Gamma,$$

где ζ – тепловой коэффициент ЭХМ, $\zeta = 0,30 \dots 0,35$.

Рассмотрена рейсовая линия Мариуполь–Амстердам–Мариуполь. Значения температуры t и относительной влажности ϕ наружного воздуха, а также температуры забортной воды t_w в течение рейса брали по данным метеоцентра, фиксируемым каждые 3 часа. Исходя из них рассчитывали его влагосодержание d (рис. 3).

Как видно, на протяжении летнего рейса температура наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ изменяется от 15...20 °C в средних широтах до 25...30 °C в южных (соответственно в машинном отделении температура воздуха на 10 °C выше), а относительная влажность воздуха $\phi_{\text{нв}}$ – от 50...60 % в Средиземном море до 80...90 % у Северо-Западной Европы.

Климатические условия на рейсовых линиях характеризуются значительными изменениями температуры и влажности не только в зависимости от района плавания, но и в течение суток. Так, в дневное время, особенно в часы максимальных температур $t_{\text{нв}}$, относительная влажность воздуха $\phi_{\text{нв}}$ минимальная, тогда как в ночное время при минимальных $t_{\text{нв}}$ относительная влажность $\phi_{\text{нв}}$, наоборот, максимальная (рис. 3).

Поскольку процессы охлаждения влажного воздуха сопровождаются конденсацией водяных паров, то отвод теплоты конденсации связан с дополнительными (по сравнению с охлаждением сухого воздуха) затратами холодопроизводительности. В то же время наличие дневных и ночных противоположно направленных экстремумов $t_{нв}$ и ϕ создает благоприятные условия для большего снижения температуры воздуха на входе ТК МОД днем (благодаря меньшей относительной влажности ϕ), когда имеет место значительное ухудшение топливной эффективности МОД из-за повышенных $t_{нв}$.

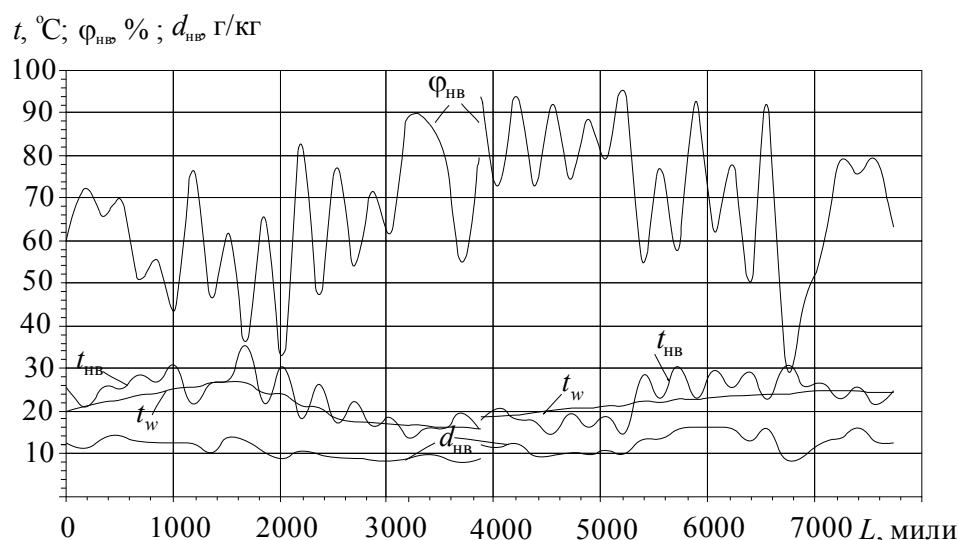


Рис. 3. Изменение температуры $t_{нв}$, относительной влажности $\varphi_{нв}$ и влагосодержания $d_{нв}$ наружного воздуха, забортной воды t_w в течение рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь (22.07.2009...3.08.2009)

Обращает на себя внимание то обстоятельство, что при существенных колебаниях в течение суток температуры наружного воздуха $t_{нв}$ изменение температуры забортной воды t_w незначительное.

Для каждого промежутка времени (3 часа) и соответствующих ему температуры $t_{нв}$ и относительной влажности $\varphi_{нв}$ наружного воздуха рассчитывали процессы охлаждения воздуха в охладителе от температуры воздуха на входе охладителя: $t_{в1} = t_{нв} + 10^\circ\text{C}$, до температуры $t_{в2}$.

При этом для каждого процесса вычисляли

значение коэффициента влаговыведения ξ , Расход воздуха G_v через ТК рассчитывали с помощью программы корпорации MAN для конкретного двигателя в зависимости от температуры воздуха $t_{в2}$ на входе ТК [2].

Значения снижения температуры воздуха Δt_v в И-ВО ТЭХМ на входе ТК и водяном ВО $\Delta t_{в.в.}$, а также температуры воздуха на выходе из ВО: соответственно $t_{в2}$ и $t_{в.в2}$, при меняющихся в течение рейса температурах наружного воздуха $t_{нв}$ и забортной воды t_w приведены на рис. 4.

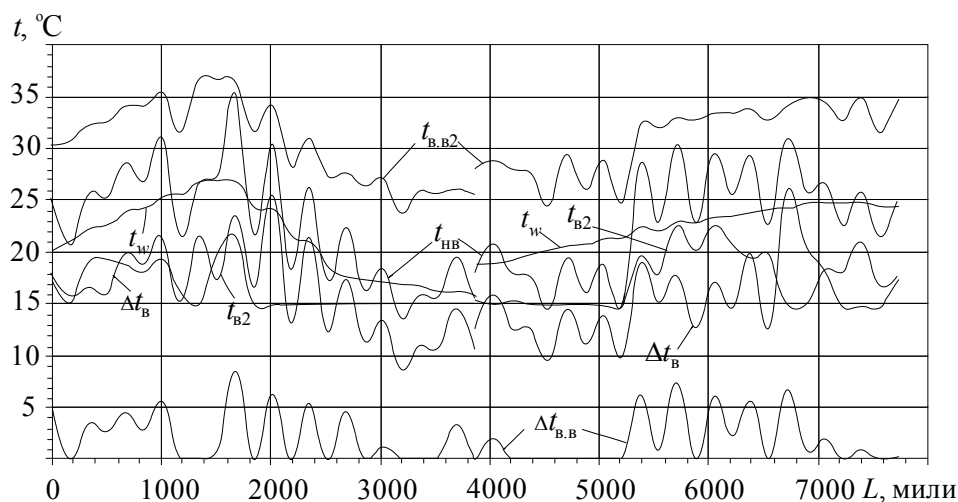


Рис. 4. Изменение температуры наружного воздуха $t_{нв}$ и забортной воды t_w , снижение температуры воздуха в охладителе ЭХМ Δt_v и водяном охладителе $\Delta t_{в.в.}$, а также соответствующие температуры воздуха на выходе из охладителя $t_{в2}$ и $t_{в.в2}$ в течение рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь

Как видно, снижение температуры воздуха в охладителе ТЭХМ составляет $\Delta t_v = 10...20^\circ\text{C}$, тогда как в водяном охладителе $\Delta t_{в.в.}$ не более 5°C . Поэтому при охлаждении воздуха на входе ТК МОД забортной водой его температура $t_{в.в2}$ на выходе из

охладителя остается всегда выше температуры наружного воздуха $t_{нв}$.

Ранее показано, что при использовании в ТЭХМ теплоты выпускных газов снижение температуры воздуха в охладителе на входе МОД $\Delta t_v = 10...13^\circ\text{C}$

(рис. 2 при $\xi = 2,5 \dots 2,0$), чего недостаточно для охлаждения воздуха на входе МОД до минимальной температуры (15°C), которая возможна при температуре кипения НРТ в охладителе воздуха $t_0 = 5^\circ\text{C}$ (при разности температур $t_{b2} - t_0 = 10^\circ\text{C}$, определяемой интенсивностью теплопередачи). Увеличить глубину охлаждения воздуха Δt_b , которая обеспечивала бы стабильно низкую температуру на входе ТК $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$ в течение всего рейса, можно, задействовав дополнительные источники теплоты для ТЭХМ, например наддувочный воздух.

Значения снижения температуры Δt_b воздуха в охладителе на входе ТК при использовании в ТЭХМ теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха и другие показатели ТЭХМ даны на рис. 5.

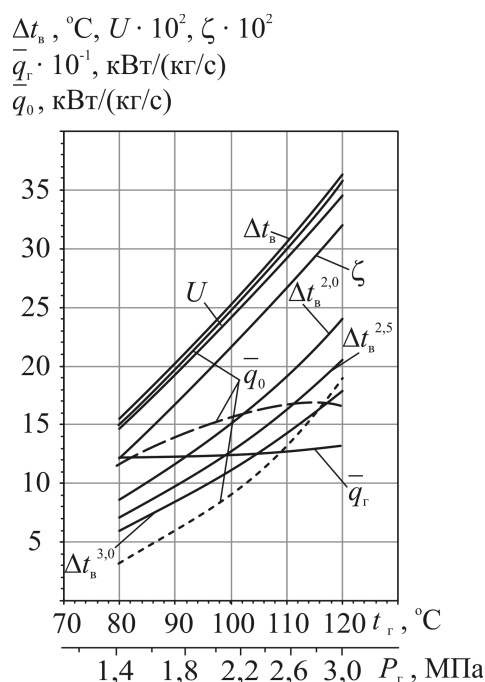


Рис. 5. Удельные теплота, отведенная от выпускных газов и наддувочного воздуха в генераторе ТЭХМ $\bar{q}_r$ и холодопроизводительность ТЭХМ $\bar{q}_0$, коэффициент эжекции U и тепловой коэффициент ζ , снижение температуры Δt_b воздуха в охладителе ТЭХМ на входе ТК в зависимости от температуры t_r и давления P_r кипения R142b в генераторе при разных коэффициентах влаговыведения ξ : $\Delta t_b^{3,0} \dots \Delta t_b^{2,0} - \xi = 1,0 \dots 3,0$;
 - - - - - испарительная секция, $\bar{q}_0$, $\bar{q}_r$, Δt_b ;
 ····· экономайзерная секция, $\bar{q}_0$, $\bar{q}_r$, Δt_b ;
 — — — генератор в целом, $\bar{q}_0$, $\bar{q}_r$, Δt_b

Как видно, при температуре кипения НРТ в генераторе $t_r = 120^\circ\text{C}$ снижение температуры воздуха в охладителе ТТЭ, достигаемое исходя из располагаемой теплоты выпускных газов и надду-

вочного воздуха, составляет $\Delta t_b = 18 \dots 24^\circ\text{C}$ (при $\xi = 3,0 \dots 2,0$), что превышает требуемое ее значение для поддержания $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$: $\Delta t_b = 10 \dots 20^\circ\text{C}$ (рис. 4).

Расходы топлива абсолютный V_t и удельный b_e в зависимости от снижения температуры воздуха на входе ТК рассчитывали с помощью фирменной программы для МОД корпорации MAN в зависимости от температуры воздуха t_{b2} на входе ТК, согласно которой снижение температуры воздуха на входе ТК МОД на величину $\Delta t_b = 10^\circ\text{C}$ приводит к уменьшению удельного расхода топлива b_e примерно на $1,2 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$.

О сокращении удельного расхода топлива Δb_e , экономии топлива в абсолютных V_t и относительных V_t' величинах в течение рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь можно судить по рис. 6.

Из рис. 6 видно, что уменьшение удельного расхода топлива за счет охлаждения воздуха на входе ТК в ТЭХМ составляет $\Delta b_e = 1,5 \dots 2,5 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$, относительная экономия потребления топлива $V_t' = 1,2 \dots 1,3 \%$, а абсолютная экономия потребления топлива за рейс для МОД мощностью 10 МВт составляет $V_t = 10 \text{ т}$.

В случае охлаждения воздуха заборной водой сокращение удельного расхода топлива $\Delta b_{e,v} = 0 \dots 0,5 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$, относительная экономия топлива $V_t' = 0,3 \%$, а абсолютная экономия топлива за рейс для МОД мощностью 10 МВт составляет менее $V_{t,v} = 2 \text{ т}$, что свидетельствует о его крайне низкой эффективности.

В зависимости от расхода воздуха количество влаги, отводимой в воздухоохладителе на входе ТК, может быть весьма значительным и покрывать потребности судна в пресной воде после ее дополнительной обработки. Появляется возможность отказаться от традиционных опреснительных установок, а пресную воду получать как побочный продукт в процессе охлаждения воздуха в поверхностном охладителе на входе ТК. При этом на вход МОД следует подавать воздух не из МО, а наружный, как это осуществляется на перспективных экологоэнерго-эффективных проектах судов [3].

Конденсат, который отводится в охладителях воздуха, содержит и морскую воду, поэтому для использования конденсата как пресной воды его необходимо обессоливать. Наиболее целесообразным было бы применение для опреснения конденсата морской воды той же холодильной технологии, т.е. вымораживания. В этом случае установку охлаждения воздуха на входе МОД можно рассматривать еще и как опреснительную. В свою очередь теплоту горячей воды целесообразно задействовать в ТЭХМ для более глубокого охлаждения воздуха на входе МОД и соответственно сократить потребление топлива.

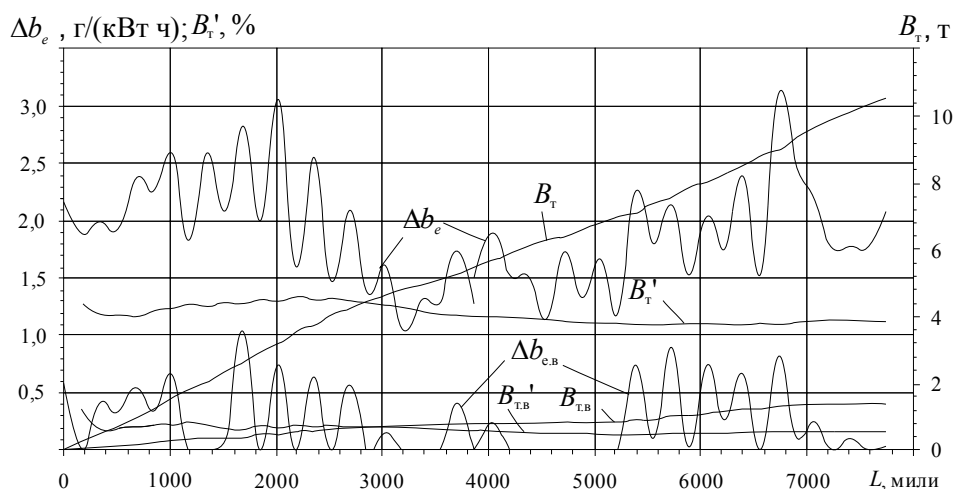


Рис. 6. Уменьшение удельного расхода топлива Δb_e , расхода топлива в абсолютных B_r и относительных B'_r величинах в течение рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь: Δb_e , B_r и B'_r – охлаждение воздуха в ТЭХМ; $\Delta b_{e,B}$, $B_{r,B}$ и $B'_{r,B}$ – охлаждение воздуха заборной водой

Кроме того, теплоту на размораживание льда (теплоту таянья) также можно отводить от воздуха на входе МОД в часы пиковых нагрузок на систему охлаждения – при максимальных температурах наружного воздуха.

Такое использование и аккумулялирование холода с применением фазовых переходов воды в цепи "конденсация водяного пара при охлаждении влажного воздуха – замораживание конденсата – таяние льда с отводом теплоты от влажного воздуха" обеспечивает эффективное использование всех субтехнологий теплоиспользующего охлаждения воздуха на входе малооборотного дизеля с максимальной адаптацией к климатическим условиям судовой эксплуатации со значительными суточными колебаниями тепловлажностных параметров морского воздуха.

Так, при максимальной влажности морского воздуха (вечерние и ночные часы) технология функционирует больше как опреснительная (с интенсивной конденсацией водяного пара из влажного воздуха), а при максимальных температура воздуха в дневные часы (при меньшей его влажности) – как холодильная с глубоким охлаждением воздуха на входе МОД.

Выводы

Сравнение эффективности охлаждения воздуха на входе ТК МОД транспортного судна эжекторной холодильной машиной и заборной водой с учетом меняющихся в течение рейса тепловлажностных параметров наружного воздуха и температуры заборной воды показало, что применение ТЭХМ, использующей теплоту выпускных газов, обеспечивает охлаждения воздуха на входе ТК МОД на 15...20 °С и сокращение за счет этого удельного расхода топлива примерно на 2 г/(кВт·ч). Глубина охлаждения воздуха заборной водой незначительная – не более чем 5 °С, вследствие чего температура воздуха после водяного охладителя (на входе ТК МОД) остается всегда выше температуры наружного воздуха.

Литература

1. *Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation [Text]*. – MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark. – 2005. – 15 p.
2. *MAN B&W ME/ME-C/ME-GI/ME-B-TII engines [Text]*. – Copenhagen, Denmark: MAN Diesel. – 2010. – 389 p.
3. *Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission [Text]*. – MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark. – 2005. – 12 p.

Поступила в редакцию 18.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия, Одесса, Украина.

ОХОЛОЖДЕННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ ГОЛОВНОГО ДВИГУНА ТРАНСПОРТНОГО СУДНА

Р.М. Радченко, М.І. Радченко, Т. Бес, О.А. Сирота

Виконано порівняння ефективності охолодження повітря на вході турбокомпресора суднового малообертового дизеля ежекторною тепловикористовуючою холодильною машиною, що утилізує теплоту випускних газів, і забортною водою. Визначено значення зниження температури повітря на вході турбокомпресора та відповідного скорочення питомої витрати палива головного дизеля на рейсовій лінії Маріуполь–Амстердам–Маріуполь з урахуванням зміни температури та вологості зовнішнього повітря та температури заборотної води.

Ключові слова: судновий малообертовий дизель, охолодження повітря, утилізація теплоти, турбокомпресор, ежекторна холодильна машина, низькокипляче робоче тіло.

COOLING OF AIR AT THE INLET OF MAIN ENGINE OF TRANSPORT SHIP

R.N. Radchenko, N.I. Radchenko, T. Bes, A.A. Sirota

A comparison of efficiency of cooling the air at the inlet of marine low speed diesel engine turbocompressor by ejector waste heat recovery cooling machine, utilizing the heat of exhaust gases, and by sea water is performed. The values of air temperature drop at the inlet of turbocompressor and corresponding decrease in specific fuel consumption of the main diesel engine at various temperature and humidity of the ambient air and sea water on the route Mariupol–Amsterdam–Mariupol were evaluated.

Key words: marine low speed diesel engine, cooling of air, heat utilization, turbocompressor, ejector cooling machine, low boiling working fluid.

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

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой кондиционирования и рефрижерации Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Бес Тадеуш – д-р техн. наук, проф. Западно-Померанского технологического университета, Щецин, Польша.

Сирота Александр Архипович – канд. техн. наук, доц., доц. кафедры экологической безопасности Черноморского государственного университета им. П. Могила, Николаев, Украина.

УДК 621.57

А.Н. РАДЧЕНКО, А.В. КОНОВАЛОВ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ОХЛАЖДЕНИЕ ПРИТОЧНОГО ВОЗДУХА МАШИННОГО ОТДЕЛЕНИЯ ГАЗОПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ УСТАНОВКИ АВТОНОМНОГО ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ

Проанализирована эффективность охлаждения приточного воздуха машинного отделения когенерационных газопоршневых модулей установки автономного энергообеспечения. По результатам мониторинга параметров газопоршневых двигателей установлено влияние температуры воздуха на входе двигателей на их топливную эффективность, выявлены резервы совершенствования системы охлаждения. Предложены способы зональной подачи охлажденного приточного воздуха отдельными воздуховодами, позволяющие сократить продолжительность работы двигателей на долевых режимах или исключить их вообще и уменьшить за счет этого удельное потребление газа.

Ключевые слова: газопоршневой двигатель, расход газа, охлаждение, приточный воздух, кондиционер.

Анализ проблемы и постановка цели исследования

Топливная экономичность установок автономного энергообеспечения, в частности, на базе когенерационных газопоршневых модулей [1 – 3], зависит от температуры воздуха на входе газопоршневых двигателей (ГПД) и снижается с ее повышением. Поэтому в теплое время температура воздуха в машинном отделении (МО) должна поддерживаться как можно более низкой. Для установок автономного электро-, тепло- и холодообеспечения (тригенерация) традиционной является система охлаждения всего приточного воздуха в центральных кондиционерах, холод для которых вырабатывается абсорбционной бромистолитиевой холодильной машиной (АБХМ) и из которых воздух поступает в МО, а уже оттуда через приемные фильтры – во всасывающие воздуховоды ГПД и после смешивания с топливным газом их газозвдушная смесь (ГВС) сжимается наддувочными турбокомпрессорами (ТК) ГПД [2, 3]. Большие объемы приточного воздуха МО обусловлены требуемой кратностью воздухообмена, обеспечивающей удаление тепловлаговывделений от ГПД и компенсацию теплопритоков через стены и окна МО. Большие затраты холодопроизводительности на охлаждение всей массы приточного воздуха ограничивают снижение его температуры в кондиционере разностью температур 10...15 °С, чего с учетом нагрева охлажденного воздуха с воздухом МО недостаточно для поддержания оптимальных температур на входе ТК ГПД.

С учетом того, что температура холодоносителя (охлажденной в АБХМ воды) не ниже 7 °С, да

еще наличия разности температур 8...10 °С в воздухоохладителе кондиционера между охлаждаемым воздухом и холодоносителем, обусловленной интенсивностью теплообмена, температура охлажденного воздуха никогда не будет ниже 15 °С, что снимает вопросы температурного ограничения по воздуху на входе ТК исходя из механической прочности цилиндропоршневой группы (не ниже 5...10 °С) при высоких давлениях в цилиндрах, в свою очередь, зависящих от давления нагнетания. Последние определяют безопасную работу двигателей внутреннего сгорания при отрицательных наружных температурах и решаются чаще всего нагревом приточного воздуха (соответствующим сокращением его массового расхода), в частности, перепуском части наддувочного воздуха на всасывание ТК или же байпасом части выпускных газов турбины ТК.

Система вентиляции МО должна обеспечивать надежный теплоотвод от цилиндрического блока ГПД как источника наиболее интенсивного тепловыделения. При подаче воздуха в МО непосредственно из выпускного диффузора кондиционера теряется напор, создаваемый вентилятором кондиционера, из-за смешивания охлажденного приточного воздуха с воздухом МО, что ухудшает циркуляцию воздуха в зонах интенсивного тепловыделения.

Цель исследования – повышение эффективности охлаждения воздуха на входе ГПД соответствующей организацией его подачи в МО.

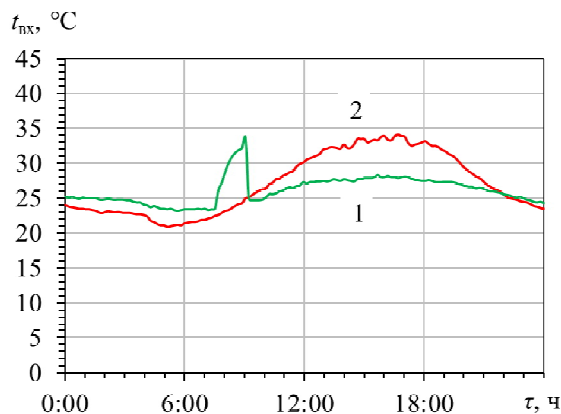
Результаты исследования

Решение задачи повышения эффективности охлаждения воздуха на входе ГПД и организации по-

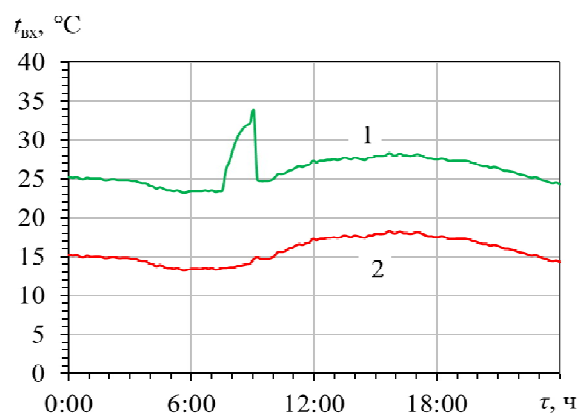
дачи приточного воздуха в зоны МО с интенсивным тепловыделением рассмотрено на примере тригенерационной установки автономного электро-, тепло- и холодообеспечения завода ООО "Сандора"– "Pepsico Ukraine" (Николаевская обл.). Проектирование и монтаж установки выполнены ЧНПП "СИНАПС"–"GE Energy" (г. Киев) и ООО "Хладотехника" (г. Николаев). Тригенерационная установка включает два когенерационных газопоршневых двигателя (ГПД) JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (электрическая мощность одного ГПД 1400 кВт, тепловая мощность 1500 кВт), сбросная теплота которых используется в АБХМ для производства холода на технологические нужды и для двух центральных кондиционеров холодопроизводительностью по 350 кВт (объемным расходом воздуха по 60000 м³/ч каждый), обеспечивающих охлаждение воздуха в МО, из которого воздух поступает на всасывание ТК ГПД (рис. 1).



Рис. 1. Теплоиспользующий центральный кондиционер охлаждения приточного воздуха машинного отделения



а



б

Рис. 2. Изменение температуры воздуха на входе ТК ГПД (после фильтра) $t_{вх}$ в течение суток (1.07.2011) при разных способах его подачи:

а – подача воздуха из кондиционера в МО: 1 – $t_{вх}$ (воздух на входе ТК ГПД); 2 – $t_{нв}$ (наружный воздух);

б – подача воздуха из кондиционера в МО и воздухопроводом к ТК ГПД:

1 – $t_{вх}$ (воздух на входе ТК ГПД при его подаче из МО);

2 – $t_{вх.вв}$ (воздух на входе ТК ГПД при его подаче из кондиционера воздухопроводом)

Ниже приведены результаты обработки данных по температурам наружного воздуха $t_{нв}$ и воздуха на всасывании ТК $t_{вх}$ – во всасывающем тракте ТК ГПД после фильтра (рис. 2), объемному расходу газа V_e и электрической мощности N_e (рис. 3) и удельному объемному расходу газа b_e (рис. 4) в течение суток (1.07.2011), полученных в ходе мониторинга параметров ГПД.

Из рис. 2,а видно, что при подаче охлажденного в кондиционерах воздуха из выходных диффузоров непосредственно в МО (рис. 1) температура воздуха $t_{вх}$ на входе ТК ГПД довольно высокая (25...28 °С) и ниже температуры наружного воздуха $t_{нв}$ не более чем на 5 °С: $t_{нв} - t_{вх} = t_2 - t_1 = 3...5$ °С. При уменьшении (прекращении) подачи хладоносителя от АБХМ на кондиционеры ($\tau = 8...10$ ч на рис. 2,а), к чему прибегают в случае, когда требуется повышенный расход холода на технологические нужды, температура воздуха $t_{вх}$ (t_1) на входе ТК ГПД резко возрастает, превышая $t_{нв}$ (t_2) на 5...10 °С.

Исключение непроизводительных затрат холода, обусловленных теплотой, вносимой в охлажденный в кондиционерах воздух при его смешивании с воздухом МО, позволяло бы получать на всасывании ТК воздух с температурой $t_{вх.вв}$ (t_2) на 8...10 °С ниже той, которая имеет место при подаче охлажденного воздуха непосредственно в МО, откуда уже – на всасывание ТК ГПД, т.е. ниже $t_{вх}$ (t_1) на рис. 2,б. Таким образом, подача охлажденного воздуха к фильтру на всасывании ТК ГПД отдельным воздухопроводом позволяла бы поддерживать температуру воздуха на уровне 15...20 °С вместо 25...30 °С (рис. 2,б).

Негативные последствия повышенных температур воздуха в зонах интенсивного тепловыделения от ГПД (цилиндрического блока) и на входе ТК $t_{вх}$ рассмотрим соответственно в двух аспектах. Во-первых, высокие температуры воздуха и

соответствующие сокращение теплоотвода от цилиндрического блока и, как следствие, резкое повышение его температуры до опасного уровня могут вызвать аварийное выключение ГПД: $\tau = 8 \dots 10$ ч на рис. 3.

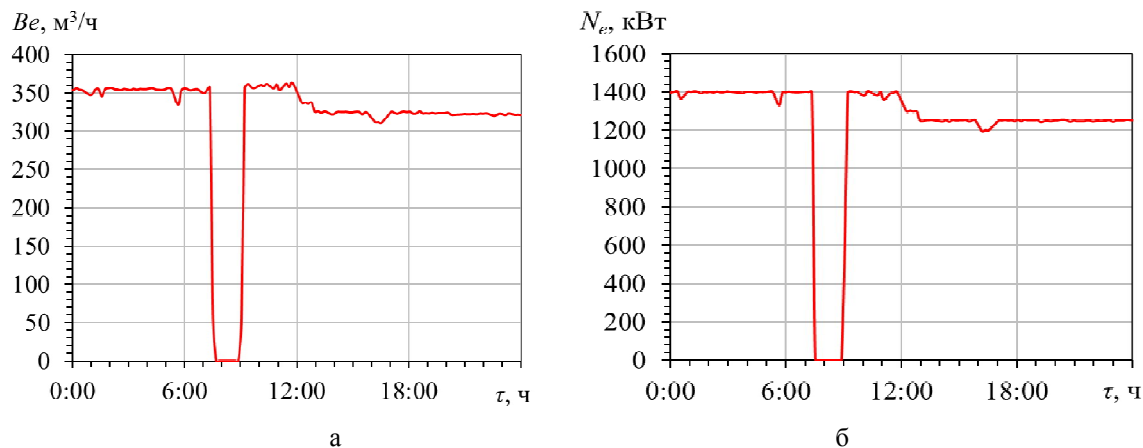


Рис. 3. Изменение объемного расхода газа b_e (а) и электрической мощности N_e ГПД (б) в течение суток (1.07.2011)

Во-вторых, вследствие повышенных температур воздуха на входе ТК $t_{вх}$ и, соответственно, ГВС после ТК, возрастают тепловые нагрузки на низкотемпературную ступень охладителя наддувочной смеси ОНС_{нт}, которая должна обеспечивать температуру ГВС во впускном ресивере ГПД на уровне $t_{ис} \approx 40$ °С и от которой теплота отводится системой оборотного охлаждения с градирнями сухого типа. При повышенных температурах наружного воздуха $t_{нв}$ на входе в градирни система оборотного охлаждения ГВС не справляется с задачей охлаждения ГВС до $t_{ис} \approx 40$ °С. Поэтому система автоматического регулирования (САР) сокращает подачу газа и ГПД переходит на долевые режимы работы: $\tau = 12 \dots 24$ ч на рис. 3, что позволяет удерживать температуру ГВС во впускном ресивере ГПД на уровне $t_{ис} \approx 40$ °С.

Эксплуатация ГПД на частичных нагрузках сопровождается возрастанием удельного расхода газа b_e примерно на $5 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$, т.е. на 2 % по сравнению с работой ГПД на полной нагрузке при температурах $t_{вх}$ ниже 25 °С ($\tau = 0 \dots 7$ ч, рис. 4). Уйти от работы ГПД на долевых режимах (на участке $\tau = 12 \dots 24$ ч, рис. 3) и тем самым сократить b_e за счет большего снижения температуры воздуха на входе ТК, соответствующего уменьшения тепловой нагрузки на ОНС_{нт} и сохранения температуры ГВС во впускном ресивере ГПД на уровне $t_{ис} \approx 40$ °С можно его подводом воздухопроводами к приемному фильтру на всасывании ТК (рис. 5).

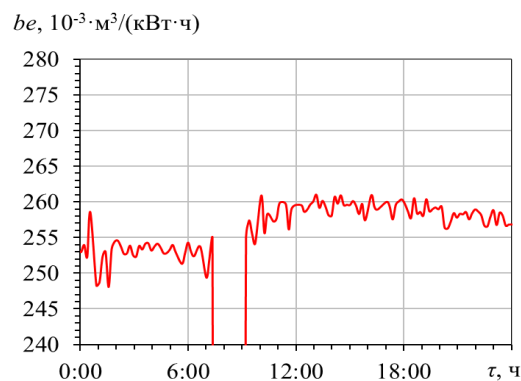


Рис. 4. Изменение удельного объемного расхода газа b_e при изменении температуры воздуха на всасывании ТК $t_{вх}$ в соответствии с рис. 2



Рис. 5. Подача воздуха к приемному фильтру ГПД

Зональная подача воздуха позволяет сократить его расходы в 2,5 раза, благодаря чему обеспечить глубокое его охлаждение в кондиционере до температуры 15...20 °С (при температурах холодоносителя $t_x = 7...12$ °С) против 25...30 °С при традиционном способе подачи воздуха в МО.

Второй кондиционер можно задействовать для вентиляции приточным неохлажденным воздухом зон интенсивного тепловыделения (блока цилиндров ГПД) с подачей его отдельными воздуховодами, что обеспечивает за счет создаваемого вентилятором кондиционера напора интенсивную циркуляцию воздуха в этих зонах. Оптимальное решение задачи – применение двухканальных кондиционеров.

Выводы

В результате анализа эффективности охлаждения приточного воздуха МО когенерационных ГПД

установлено влияние температуры воздуха на входе двигателей на их топливную эффективность. Предложена зональная подача охлажденного приточного воздуха отдельными воздуховодами, которая позволяет сократить удельное потребление газа.

Литература

1. *Economic utilization of Biomass and Municipal Waste for power generation. Some energy lasts for generations [Text]*. – GE Jenbacher Company Overview. – June 13, 2007. – 39 p.

2. *Elsenbruch, T. Jenbacher gas engines a variety of efficient applications [Text]*/ T. Elsenbruch. – București, October 28, 2010. – 73 p.

3. *GTI Integrated Energy System for Buildings. Modular System Prototype [Text]*/ G. Rouse, M. Czachorski, P. Bishop, J. Patel // GTI Project report 15357/65118: Gas Technology Institute (GTI). – January 2006. – 495 p.

Поступила в редакцию 18.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В.И. Живица, Одесская национальная морская академия, Одесса, Украина,

ОХОЛОЖДЕННЯ ПРИТОЧНОГО ПОВІТРЯ МАШИННОГО ВІДДІЛЕННЯ ГАЗОПОРШНЕВИХ ДВИГУНІВ УСТАНОВКИ АУТОНОМНОГО ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

А.М. Радченко, А.В. Коновалов

Проаналізовано ефективність охолодження приточного повітря машинного відділення когенераційних газопоршневих модулів установки автономного енергозабезпечення. За результатами моніторингу параметрів газопоршневих двигунів встановлено вплив температури повітря на вході двигунів на їхню паливну ефективність, виявлені резерви вдосконалення системи охолодження. Запропоновані способи зональної подачі охолодженого приточного повітря окремими повітроводами, що дозволяють скоротити тривалість роботи двигунів на часткових режимах або вилучити їх взагалі та зменшити за рахунок цього питоме споживання газу.

Ключові слова: газопоршневий двигун, витрата газу, охолодження, приточне повітря, кондиціонер.

COOLING THE INTAKE AIR TO THE ENGINE ROOM FOR RECIPROCATING GAS ENGINES IN INTEGRATED ENERGY SYSTEM

A.N. Radchenko, A.V. Konovalov

The efficiency of cooling the intake air to the engine room for cogeneration reciprocating gas engine modules of integrated energy system is analyzed. On the results of monitoring the parameters of reciprocating gas engines the influence of engine intake air temperature upon their fuel efficiency is settled, the reserves of improving the cooling system are defined. The methods of zone cooled intake air supply by separate air ducting is proposed, that allows to reduce the time of engine running at partial loads or to exclude them at all and decrease a specific fuel consumption as a result.

Key words: reciprocating gas engine, gas consumption, cooling, intake air, conditioner.

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

Коновалов Андрей Викторович – аспирант Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, г. Николаев, Украина, e-mail: konovalov.a.ua@gmail.com.

УДК 621.436.052 : 623.4.013.9 (047)

С.А. АЛЁХИН¹, В.П. ГЕРАСИМЕНКО², Е.Н. ОВЧАРОВ¹, В.А. ОПАЛЕВ¹¹ *Казённое предприятие «Харьковское КБ по двигателестроению», Украина*² *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КОМПЛЕКСНОЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ
ДВУХТАКТНЫХ ТУРБОПОРШНЕВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ ДИЗЕЛЕЙ**

Рассмотрены основные направления газодинамического совершенствования дизелей. Дано обоснование увеличения коэффициента мощности ЦБК ТНА за счёт применения многоярусных рабочих колёс с оптимальными условиями входа. Предложено оптимальное проектирование турбин ТНА с двухзаходным спиральным входником и безлопаточным сопловым аппаратом. На основе статического моделирования получена оптимальная форма впускных окон в цилиндрах. Применение импульсного преобразования энергии в выхлопном коллекторе многоцилиндрового дизеля повышает его эффективность. Использовано удаление пыли из воздухоочистителя эжектированием выхлопными газами.

Ключевые слова: дизель, центробежный компрессор, турбина, турбонаддув, впускные окна, выхлопной коллектор, струйный эжектор, оптимизация.

Введение

Современные поршневые двигатели наземных транспортных машин (НТМ) характеризуются высокими удельными показателями [1] (литровой и габаритной мощностью - 55 кВт/л и 990 кВт/м³; топливной экономичностью - 0,22 кг/кВт·ч; малой удельной массой 1,35 кг/кВт; большим коэффициентом приспособляемости и др.) Столь высокие параметры достигнуты благодаря применению мощного турбонаддувочного агрегата (ТНА), мощность которого достигает до 35 - 40% от мощности двигателя со средним эффективным давлением $P_e = 1,25 - 1,3$ МПа [2] за счёт высоких степеней повышения давления ТНА $\pi_k^* = 4,0 - 4,5$.

Формулирование проблемы

Тенденция увеличения степени повышения давления ТНА в современных дизелях наряду с их усложнением (двухступенчатые ТНА, схема Гипербар и т.п. [3]) сопровождается постепенным ростом степеней повышения давления одноступенчатых центробежных компрессоров (ЦБК) ТНА [4]. Простейший путь повышения π_k^* ЦБК – переход к сверхзвуковым рабочим колёсам (РК) и лопаточным диффузорам (ЛД) за счёт увеличения окружных скоростей на наружном диаметре колеса $U_2 = 550 - 600$ м/с и применения трансзвукового начального участка канала (НУК) РК ЦБК в виде отдельной предступени имеет серьёзные ограничения [5 - 8]: сужение рабочего диапазона характеристик и

понижение КПД ЦБК, повышение вибрационных нагрузок на ротор, снижение прочности РК и др. Эти ограничения особенно усугубляются в ТНА двухтактных дизелей с прямоточной продувкой и механической связью валов при усилении динамических нагрузок на РК ЦБК даже с радиальными лопатками ($\beta_{2л} = 90^\circ$).

Такие условия явились дополнительными ограничениями при выборе путей совершенствования ТНА, в частности повышения напора за счёт коэффициента мощности ЦБК с многоярусными РК [9, 10]. Авторы опирались на обширные обобщённые статистические данные [11] по влиянию конечного числа лопаток РК на коэффициент мощности из-за отставания потока в круговых решётках профилей, полученные на основе модели «осевого вихря» (противоположно направленного вращению РК ЦБК) в отличие от использования углов отставания потока δ [5], обычно применяемых для подвижных и неподвижных решёток профилей в осевых турбомашинах, что их принципиально отличает от ЦБК. Причём причиной отставания потока являются не вязкие эффекты [5], а проявление инерционных свойств газа. Вязкость же при трении газа о вращающийся диск и лопатки в межлопаточном канале РК ЦБК наоборот способствует увеличению энергообмена и уменьшению углов отставания потока при выходе из РК [10]. Изложенная модель привела к созданию ЦБК с многоярусными рабочими колёсами [9, 10].

Целью данной статьи является газодинамическое совершенствование ТНА и всего газозавоздушно-го тракта двухтактных дизелей с прямоточной продувкой цилиндров на основе комплексного анализа.

Результаты исследования

Применение трехъярусных РК ЦБК повысило коэффициент мощности до $\mu = 0,9 - 0,915$ и коэффициент напора - $\bar{H} = 0,745 - 0,755$ достигнув степени повышения давления $\pi_k^* = 4,0 - 4,5$ при КПД $\eta_k^* = 0,8 - 0,81$ в дозвуковом ЦБК с радиальными лопатками $\beta_{2л} = 90^\circ$, обеспечив таким образом прочность РК при механической связи с коленвалом [9, 10]. Для упрощения технологии изготовления таких колёс удобно их выполнять из двух частей: вращающегося направляющего аппарата (ВНА), называемого также НУК - начальный участок канала, и диска с чисто радиальными лопатками полной длины и промежуточными укороченными лопатками, уменьшающими диффузорность межлопаточных каналов при выходе из РК, образующими третий ярус на выходе из РК. Размещение дополнительных укороченных лопаток при выходе из колеса способствует увеличению энергообмена с потоком, тем самым повышая коэффициенты мощности и напора [9, 10]. Число лопаток осевого ВНА, в котором поток поворачивается от угла входа β_1 до 90° на цилиндрических (конических) поверхностях тока при входе в радиальную часть колеса, принимают вдвое меньшим числа полных радиальных лопаток. Разрежение ВНА, образующего первый ярус, предотвращает возможное заклинивание при больших околозвуковых скоростях потока на входе M_{w1max} , снижая волновые потери. Уменьшение поверхности лопаток разреженного ВНА и укороченных радиальных лопаток третьего яруса способствует дополнительно повышению КПД компрессора за счёт уменьшения поверхности трения.

Оптимальное значение угла входа на наружном радиусе $\beta_{1н}$, обеспечивающее минимальное значение относительной скорости $M_{w1н}$ на входе при заданной производительности G , или максимальную производительность при выбранном числе $M_{w1н}$, можно теоретически получить из уравнения расхода для осевого потока с равномерной абсолютной скоростью без учёта пограничных слоёв на ограничивающих кольцевых стенках корпуса и втулки [12]:

$$\frac{G\omega^2}{\pi(1-\bar{d}_1^2)P_1^* \cdot \sqrt{\kappa^3 R T_1^*}} = \frac{M_{w1н}^3 \cdot \sin \beta_{1н} \cdot \cos^2 \beta_{1н}}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{w1н}^2 \cdot \sin^2 \beta_{1н}\right)^{\frac{1}{\kappa-1} + \frac{3}{2}}},$$

где ω - угловая скорость вращения ротора компрессора;

$\bar{d}_1$ - относительный диаметр втулки РК;

P_1^*, T_1^* - полное давление и температура воздуха на входе в РК;

$M_{w1н}$ - число Маха на входе в РК в относительном движении;

$\beta_{1н}$ - угол направления относительной скорости потока на входе в РК на наружном диаметре;

κ - показатель изэнтропии;

R - газовая постоянная.

Исследование правой части этого выражения на экстремум по углу $\beta_{1н}$ при $M_{w1н} = \text{const}$ даёт

$\beta_{1н\text{опт}} = 30^\circ$. Если же учесть радиальную неравномерность потока из-за наличия пограничного слоя на стенке корпуса, то очевидно $\beta_{1н\text{опт}} < 30^\circ$ [5].

Значение теоретического угла входа $\beta_{1н} = 30^\circ$ при разработке ЦБК рекомендовал также Пфлейдерер и др. На рис. 1 показано трехъярусное РК ЦБК с ВНА $\beta_{1н} = 30^\circ$ дизеля 6ТД-2Е [9].



Рис. 1. Трёхъярусное РК ЦБК с ВНА $\beta_{1н} = 30^\circ$ дизеля 6ТД-2Е

Минимизация относительной предзвуковой скорости на входе в РК M_{w1} сопровождается уменьшением скорости течения внутри диффузорных межлопаточных каналов РК со снижением потерь и повышением его КПД. Такой вывод подтверждается известными обобщёнными данными А.Р. Хоуэлла для компрессорных решёток профилей в диапазоне $M_{кр} - M_{max}$.

Ввиду бокового подвода воздуха во входной патрубке ЦБК разработано специальное его профилирование, что обеспечило снижение в нём потерь и равномерность потока на входе в РК и тем самым повысило на 2...2,5% КПД и степень повышения давления при расширении рабочего диапазона характеристики компрессора [13].

Наряду с совершенствованием ЦБК ТНА серьёзное внимание уделялось оптимизации параметров турбин путём теоретического анализа формулы для эффективного КПД на окружности колеса, как функции от семи переменных –

$$\eta_u = f(\bar{U}_1, \mu, \rho, \varphi, \psi, \alpha_1, \beta_2) \quad [12],$$

и экспериментальной доводки турбин

$$\eta_u = 2\bar{U}_1 \left[\frac{\varphi\sqrt{1-\rho}\cos\alpha_1 + \mu(\psi\cos\beta_2 \times \sqrt{\rho + \varphi^2(1-\rho) - 2\bar{U}_1\varphi\sqrt{1-\rho}\cos\alpha_1 + \mu^2\bar{U}_1^2} - \mu\bar{U}_1)}{\dots} \right],$$

где $\bar{U}_1 = U_1 / C_S$ – параметр кинематического подбора - нагруженности;

$\mu = D_2/D_1$ - коэффициент радиальности ($\mu=1,0$ для осевой турбины);

ρ - степень реактивности;

φ, ψ - коэффициенты скорости в сопловом аппарате и рабочем колесе;

α_1, β_2 - углы выхода потока из соплового аппарата и рабочего колеса.

В частности оптимизация симплекс-методом, например, центростремительной турбины с параметрами: $\mu = 0,5$; $\rho = 0,46$; $\bar{U}_1 = 0,707$; $\alpha_1 = 10,60$; $\beta_2 = 11,70$; $\varphi = 0,98$ и $\psi = 0,9$ теоретически подтвердила достаточно высокое ожидаемое значение КПД $\eta_u = 0,95$. Хотя ввиду трудностей с практической реализацией указанных значений коэффициентов скорости φ и ψ действительное значение η_u находится в прямой зависимости от этих коэффициентов. Для осевых турбин ($\mu = 1,0$), применение которых оказывается более предпочтительным (особенно при запуске дизелей) благодаря их характеристикам, записанная формула не изменяется, но оптимальные значения переменных отличаются.

Отметим что, по условиям компактной компоновки на двигателях осевые и центростремительные турбины применяли с двухзаходными спиральными входниками и безлопаточными сопловыми аппаратами (рис. 2). Такая конструкция путём оптимизации и экспериментальной доводки позволила получить опытные значения КПД осевых турбин $\eta_u = 0,85$.



Рис. 2. Двухзаходный спиральный входник осевой турбины с безлопаточным сопловым аппаратом дизеля ЗТД-3

Отличительной особенностью работы турбин ТНА в системе ДВС является периодический характер изменения параметров потока на входе в турбину из-за цикличности работы цилиндрико-поршневой группы. Основное внимание в этом плане уделено

движению заряда в цилиндрах [14] и волновым процессам в выхлопных коллекторах из цилиндров [15]. Движение заряда в цилиндрах зависит от формы впускных окон. Создание значительной закрутки свежего заряда при равномерном распределении осевых составляющих скорости потока предусматривает решение двух задач: обеспечить эффективную продувку цилиндров от отработавших газов и подготовить высокотурбулентный поток для быстрого смесеобразования впрыскиваемого топлива со свежим зарядом. Для выполнения этих задач предложена прямоугольная форма впускных окон с переменным углом наклона боковых стенок по высоте окна от 0 до 42° (рис. 3). Статическая продувка цилиндров с такими окнами [14] и их проверка на работающем двигателе дала положительный результат.



Рис. 3. Прямоугольные впускные окна с наклоном боковых стенок 0...42°

На основе исследования выхлопных коллекторов двухтактных дизелей с разным числом цилиндров в ограниченных габаритах сформулированы основные требования к ним. Наиболее сложным оказался коллектор пятицилиндрового дизеля с учётом волновых процессов для импульсного преобразования энергии. Воплощение расчётно-теоретических выкладок в конструкцию трёхсекционного коллектора (рис. 4) позволило улучшить характеристики дизеля 5ТД [15], повысив мощность на 4 - 7% и снизив удельный расход топлива на 1,6 - 5%.

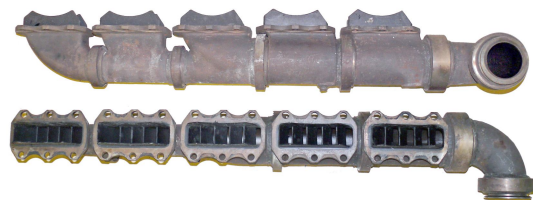


Рис. 4. Трёхсекционный выхлопной коллектор дизеля 5ТД

Применение специальных коллекторов с импульсным преобразованием энергии в многоцилиндровых двигателях с турбонаддувом вместо коллекторов постоянного давления - один из резервов дальнейшего совершенствования турбин и двигате-

ля в целом. Акустическая отстройка коллекторов позволяет существенно влиять на эжекционные эффекты смешиваемых струй из цилиндров. Так при числе Струхала, равном $\sim 0,25$, акустическое усиление эжекции достигает своего максимума [15, 16].

Кроме рассмотренных мероприятий рациональным оказалось использование остаточной энергии выхлопных газов за турбиной ТНА для удаления пыли из воздухоочистителя путём её эжектирования выхлопными газами [16].

Заключение

Внедрение в конструкцию предложенных мероприятий по совершенствованию элементов газозвдушного тракта двухтактных дизелей позволило существенно улучшить их характеристики.

Литература

1. Рязанцев, Н.К. Использование танковых двигателей в народном хозяйстве / Н.К. Рязанцев // Прогресс, технология, качество: сб. науч. тр. Второго конгресса двигателестроителей Украины / М-во пром. политики Украины, Харьковский авиационный институт им. Н.Е. Жуковского, Харьковский государственный политехнический университет. – Х., 1997. – С. 36 – 40.
2. Рязанцев, Н.К. Особенности работы центробежного компрессора в системе наддува двухтактного турбопоршневого транспортного двигателя / Н.К. Рязанцев, Ю.А. Анимов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "ХАІ".* – Х., 2001. – Вип. 23. – С. 49 – 53.
3. Ле Мере, Р. Высокофорсированные дизели с удельной массой 1,8 кг/л.с.: пер. с франц. / Р. Ле Мере, Ш.Ф. Тор // Форсированные дизели: доклады на XI Межд. конгрессе по двигателям (СИМАК). – М.: Машиностроение, 1978. – С. 316 – 331.
4. Сравнительный анализ одно- и двухступенчатого компрессора наддува высокофорсированных дизелей / С.А. Алёхин, В.П. Герасименко, И.А. Краюшкин, Ю.А. Анимов // *Двигатели внутреннего сгорания.* – 2007. – № 1. – С. 76 – 80.
5. Бойко, Л.Г. Исследование трансзвукового течения в высоконапорном центробежном рабочем колесе / Л.Г. Бойко, Е.С. Барышева // *Вісник двигунобудування.* – 2011. – № 2. – С. 203 – 207.
6. Газодинамическое совершенствование высоконапорной центробежной компрессорной ступени современного авиационного двигателя / Е.С. Барышева, Л.Г. Бойко, О.Н. Дрынов, В.В. Кубакин // *Вісник двигунобудування.* – 2010. – № 2. – С. 86 – 90.
7. Кваша, Ю.А. Расчёт пространственного турбулентного потока в центробежном колесе с учётом концевой зазора / Ю.А. Кваша // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "ХАІ".* – Х., 2000. – Вип. 19. – С. 108 – 112.
8. Герасименко, В.П. Эффекты концевой зазора в высоконапорном ЦБК / В.П. Герасименко, С.А. Алёхин, Ю.А. Анимов // *Двигатели внутреннего сгорания.* – 2006. – № 1. – С. 9 – 17.
9. Оптимизация многоярусных рабочих колёс ЦБК / С.А. Алёхин, В.П. Герасименко, Е.Н. Овчаров, В.А. Опалев // *Вісник двигунобудування.* – 2011. – № 2. – С. 208 – 211.
10. О коэффициенте мощности многоярусного рабочего колеса центробежного компрессора / В.П. Герасименко, Н.К. Рязанцев, Ю.А. Анимов, В.В. Белоус // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "ХАІ".* – Х., 2001. – Вип. 26. – С. 75 – 85.
11. Вейснер, Ф. Обзор методов учёта конечного числа лопастей в рабочих колёсах центробежных насосов / Ф. Вейснер // *Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки.* – 1967. – Т. 89, №4. – С. 123 – 138.
12. Герасименко, В.П. Оптимизация параметров малоразмерных агрегатов турбонаддува ДВС / В.П. Герасименко, Н.К. Рязанцев, Б.С. Сотников // *Прогресс, технология, качество: сб. науч. тр. Второго конгресса двигателестроителей Украины / М-во пром. политики Украины, Харьковский авиационный институт им. Н.Е. Жуковского, Харьковский государственный политехнический университет.* – Х., 1997. – С. 153 – 154.
13. Аэродинамическое совершенствование входных патрубков центробежных компрессоров с боковым подводом / Н.Н. Алексейчук, Ю.А. Анимов, В.П. Герасименко, Л.И. Стрёмухов // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2005. – № 8 (24). – С. 102 – 106.
14. Алёхин, С.А. Исследование на статической модели движения заряда в цилиндрах двухтактных дизелей с противоположно движущимися поршнями типа 6ТД / С.А. Алёхин, В.А. Опалев, П.Я. Перерва // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 8 (16). – С. 59 – 62.
15. Совершенствование выпускной системы двухтактного дизеля / С.А. Алёхин, Е.С. Васильев, В.П. Герасименко, В.А. Опалев, В.В. Салтовский // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2010. – № 9/76. – С. 72 – 77.
16. Исследование струйного эжектора удаления пыли из воздухоочистителя выхлопными газами в транспортном дизеле / С.А. Алёхин, Е.С. Васильев, В.П. Герасименко, В.А. Опалев // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2009. – № 8(65). – С. 96 – 101.

Поступила в редакцию 12.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

КОМПЛЕКСНЕ ГАЗОДИНАМІЧНЕ УДОСКОНАЛЮВАННЯ ДВОТАКТНИХ ТУРБОПОРШНЕВИХ ТРАНСПОРТНИХ ДИЗЕЛІВ

С.О. Альохін, В.П. Герасименко, Є.М. Овчаров, В.А. Опалєв

Розглянуто основні напрямки газодинамічного удосконалювання дизелів. Дано обґрунтування збільшення коефіцієнта потужності відцентрового компресора ТНА за рахунок застосування багатоярусних робочих коліс з оптимальними умовами входу. Запропоновано оптимальне проектування турбін ТНА з двозаходним спіральним входником та безлопатковим сопловим апаратом. На основі статичного моделювання отримана оптимальна форма впускних вікон у циліндрах. Застосування імпульсного перетворення енергії у вихлопному колекторі багатоциліндрового дизеля підвищує його ефективність. Використано видалення пилу із повітроочисника ежектуванням вихлопними газами.

Ключові слова: дизель, відцентровий компресор, турбіна, турбонаддув, впускні вікна, вихлопний колектор, струминний ежектор, оптимізація.

COMPLEX GAS-DYNAMIC IMPROVEMENT OF TWO-STROKE TURBO-PISTON TRANSPORT DIESEL ENGINES

S.A. Alyokhin, V.P. Gerasimenko, E.N. Ovcharov, V.A. Opalev

The basic directions of gas-dynamic improvement of diesel engines are considered. The substantiation of increase of a power factor of the centrifugal compressor (CC) of the turbosupercharging unit (TU) is given due to application of multi-tier turbine wheels with optimum inlet conditions. Optimum designing turbines of TU with two-way spiral inlet chamber and vaneless nozzle box is offered. On the basis of static modeling the optimum form of inlet ports in cylinders is received. Application of pulse transformation of energy in an exhaust collector of a multi-cylinder diesel engine improves its efficiency. Removal of dust out of the air cleaner is carried out by exhaust gases ejection.

Key words: diesel engine, centrifugal compressor, turbine, turbosupercharging, inlet ports, exhaust collector, jet ejector, optimization.

Алєхін Сергей Алексеевич – генеральный конструктор Казєнного предприятия "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

Герасименко Владимир Петрович – доктор техн. наук, профессор, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

Овчаров Егор Николаевич – главный конструктор Казєнного предприятия "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

Опалєв Василий Анатольевич – начальник лаборатории Казєнного предприятия "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

УДК 621.4

**А.Ж. МУРЗАГАЛИЕВ, В.Г. НЕКРАСОВ, М.К. КУАНЫШЕВ,
А.Т. МУХТАРОВ, А.К. КАУКАРОВ***Актюбинский государственный университет им. К. Жубанова, Актюбе, Казахстан*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ ДВУХТАКТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассматривается вопрос о создании конкурентноспособного двухтактного двигателя. В настоящее время имеются предпосылки для создания эффективного двухтактного двигателя, как прямооточная продувка, клапанно-щелевая система газораспределения при многоклапанном механизме, гидравлическое управление клапанами, дизельный цикл при высокой степени сжатия и др. Для реализации комплекса перспективных технических решений требуется конструктивная база, на основе которой может быть сконструирован двухтактный двигатель. В качестве таковой выбран кривошипно-кулисный кинематический механизм преобразования движения. Механизм разгружает поршень от боковых сил, позволяет изолировать цилиндр от масляного картера, используя подпоршневой объем в качестве продувочного насоса. Это потребовало разработки и исследования цилиндропоршневой группы на основе твердой смазки. Выполнено также совершенствование скользящего подшипника с улучшенными качественными показателями на основе применения теплопроводного и антифрикционного материала меди и графита.

Ключевые слова: двухтактный двигатель, кривошипно-кулисный механизм, твердая смазка, подшипник скольжения, антифрикционный материал, графит.

Введение

В настоящее время единственным типом автомобильного двигателя является поршневой четырехтактный двигатель внутреннего сгорания. Известно, что двухтактные двигатели имеют литровую мощность в 1,5-1,7 раза большую, чем четырехтактные. По мнению ряда специалистов, в частности, Союза немецких инженеров, перспективен двухтактный двигатель. Ряд автомобильных компаний уже разработали двухтактные двигатели автомобильного типа («Фиат», «Крайслер», «Орбитал» и др.). В то же время конкурентноспособного двухтактного двигателя до настоящего времени не создано.

Анализ проблемы создания двухтактного двигателя

Какие имеются предпосылки для создания двухтактного двигателя с высокими качественными показателями? Во-первых, такой двигатель должен быть дизельным. Качество двухтактного двигателя в первую очередь зависит от продувки. Этому удовлетворяет прямооточная продувка. Она реализуется при клапанно-щелевой системе газообмена при управлении впуском продувочного воздуха через окна в нижней части цилиндра, открываемых поршнем, и выпуском через клапаны в головке цилиндра. Такие двигатели были разработаны в начале XX века, под-

робно исследовались и производились серийно (ЯАЗ-204, ЯАЗ-206). Уже хорошо отработанные многоклапанные системы позволяют иметь низкое сопротивление выпускного тракта и высокую частоту вращения, как один из факторов форсирования двигателей, что позволило освоить производство высокооборотных дизельных двигателей. В настоящее время осваивается повышенная степень сжатия, вплоть до 40-50. Высокая степень сжатия при корректировке фаз газораспределения и инъекции позволяет реализовать высокоэффективный изобарный дизельный цикл при умеренном давлении сгорания в цилиндре и пониженном шуме.

Таким образом, имеются апробированные научно-технические предпосылки для создания высокоэффективного двухтактного двигателя. Но как всякий двигатель, он должен создаваться на определенной конструктивной базе. В настоящее время поршневые двигатели выполняются с тронковым кривошипно-шатунным кинематическим механизмом. Особенностью такого механизма является передача на поршень боковой силы, что влечет повышенное трение в цилиндропоршневой группе и износ гильзы цилиндра, снижению технико-экономических показателей и сокращению ресурса двигателя. Согласно мнению некоторых специалистов, «эволюционный путь совершенствования двигателей на основе кривошипно-ползунного механизма в настоящее время практически исчерпан».

Известен кривошипно-кулисный механизм преобразования движения. Кривошипно-кулисный механизм имеет три кинематических узла, два узла скольжения и один узел вращения. Он разгружает поршень от боковых сил, снижая потери на трение и повышая механический КПД двигателя, задавая поршню строго синусоидальный закон движения. Особенно эффективен кривошипно-кулисный механизм при применении противолежащих цилиндров. Механизм известен с начала XX века, но только в последнее время его применили в США, а в Германии только в 90-е годы XX века начали производить двухтактные оппозитные двигатели с таким механизмом [1]. Следовательно, большого опыта в применении кривошипно-кулисного механизма нет.

Постановка задачи и результаты исследований

Учитывая положительные свойства кривошипно-кулисного механизма преобразования движения [2] и малый опыт его использования в двигателестроении, была поставлена задача исследования такого механизма. Для этого был выполнен единичный модуль механизма (рис. 1), на котором были проведены исследования [3].

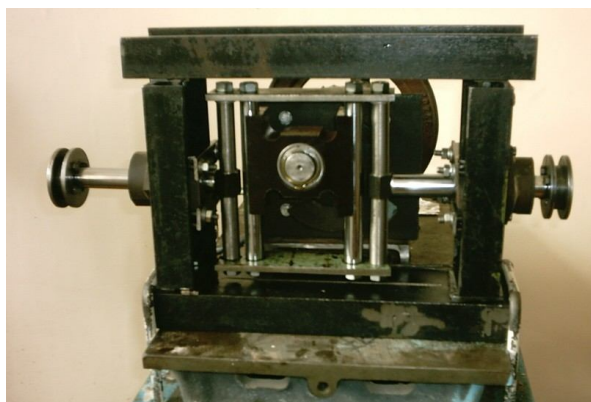


Рис. 1. Опытный единичный модуль кривошипно-кулисного механизма

В процессе исследований были разработаны теоретические зависимости для расчета механизма, они подчиняются синусоидальному закону. Оценивалось влияние закона движения кулисы на термодинамические показатели. Получено, что синусоидальный закон обеспечивает повышение термического КПД примерно на 1% выше, чем для кривошипно-шатунного механизма. Проводился подбор материала для выполнения кулисы. Оценка проводилась по параметрам прочности, жесткости и массы при сравнении стали, алюминиевого и магниевого сплава [1]. Преимуществом по комплексному параметру обладает сталь.

Увеличенная масса движущихся элементов приводит к перераспределению сил на поршень, она снижает суммарную силу на поршень в первой половине рабочего хода и в момент импульсного возникновения давления сгорания, но во второй половине рабочего хода, когда сила от давления газов уменьшается, инерционная сила создает дополнительный вращательный момент на валу двигателя [4]. Расчет для двигателя при суммарной массе кулисы со штоками и поршнями 4 кг показал, что снижение усилия на поршень в первой половине хода составляет 10-15%, а во второй фазе движения от 90 до 180° усилие почти удваивается. При этом суммарный момент силы за весь рабочий ход практически не меняется.

На опытной установке проводилось исследование работоспособности механизма, его надежности, работы скользящих подшипников поршневых штоков и качество уплотнения штоков. Скользящие опоры представляли собой штоки поршней, движущиеся в меднографитовых втулках (рис. 2).



Рис. 2. Линейный подшипник скольжения, слева – поршневой шток (сталь, цементирование), справа – втулка (меднографит)

В опытах при принудительной обкатке механизма в течение 300 часов не обнаружено изменения размеров штока и втулки (рис. 3).

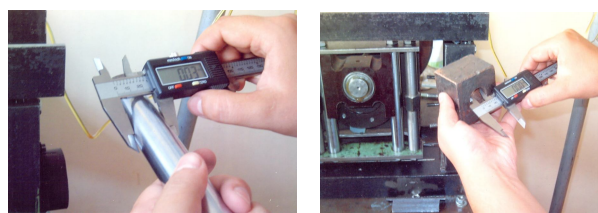


Рис. 3. Контроль износа поршневого штока и втулки кривошипно-кулисного механизма

Кривошипно-кулисный механизм с линейно движущимся возвратно-поступательно штоком позволяет изолировать цилиндр от масляного картера двигателя. Учитывая возможные радиальные микроремещения штока, было разработано виброустойчивое уплотнение штока.

Уплотнение представляет собой блок разрезных колец по диаметру штока в количестве двух, при положении разрезов со сдвигом друг от друга. Кольца выполнены из антифрикционного материала – фторопласта. Кольца вставлены в обойму из эластичного

материала – резины и обжимаются стягивающими кольцевыми пружинами. Весь блок уплотнительных элементов установлен в жестком корпусе (рис. 4).

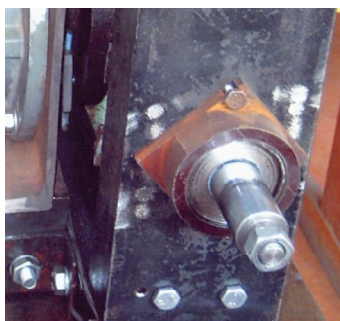


Рис. 4. Внешний вид уплотнения поршневого штока

Радиальные микроперемещения и вибрация штока не нарушает плотности уплотнения, так как эти перемещения компенсируются упругостью резины. Проверка на герметичность проводилась при подаче масла в узел линейного подшипника скольжения и оценке наличия протечек масла на наружной стороне уплотнения (рис. 5).

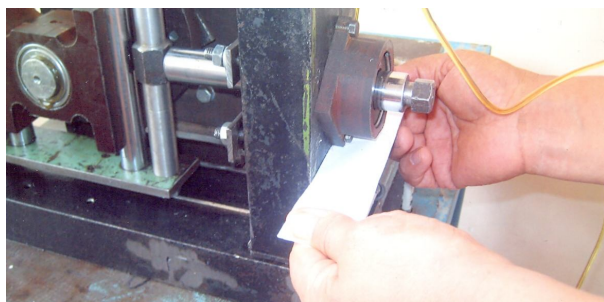


Рис. 5. Проверка герметичности уплотнения штока путем оценки наличия протечек масла на бумаге

Применение разработанного кривошипно-кулисного механизма преобразования движения требует решения вопроса снижения трения поршня в цилиндре. Обычные системы подачи капельного масла из картера, либо принудительная подача масла по штоку поршня, в данном случае не применимы ввиду повышенного расхода масла и образования особо токсичного компонента в отработавших газах двигателя – бензпирена. В связи с этим была разработана и исследована оригинальная конструкция поршневого уплотнения без жидкой смазки [5, 6]. Уплотнение поршня в изолированной от картера цилиндропоршневой группе выполнено на основе твердой смазки – графита.

Поршневое уплотнение представляет собой два кольца в одном пазу на поршне. Кольца выполнены из бронзы или стали. Каждое кольцо выполнено из двух полуколец, стыкующихся при помощи ступенчатого стыка (рис. 6).



Рис. 6. Компрессионные кольца поршневого уплотнения, слева – два полукольца одного полного кольца, справа – полукольца для комплектного поршневого уплотнения

Замки полуколец сдвинуты относительно друг друга на 90° , поэтому пакет колец в количестве двух образует герметичный контакт. На наружной цилиндрической поверхности колец имеется кольцевой паз, заполненный графитом. Выбран состав антифрикционного материала – 75% графита и 25% связующего – жидкого стекла. Материал для заполнения пазов, так же, как и кольца с графитовым заполнением проверялся на прочность, термостойкость. Получено, что при 900°C кольца сохраняют работоспособность.

Согласно расчетам, потери на трение с применением уплотнения из разработанных колец меньше, чем в стандартном уплотнении со смазкой. В опытах усилие сдвига комплекта опытных колец составило 58% от усилия для стандартного уплотнения.

Для испытания уплотнения в двигателе была выполнена опытная установка на основе двигателя УД-2М. Для этого был выполнен крейцкопфный узел, что позволило испытывать уплотнения в условиях, которые возникают при применении кривошипно-кулисного механизма (рис. 7).



Рис. 7. Опытный стенд для исследования сухого поршневого уплотнения на базе модернизированного двигателя УД-2М

Проверка компрессии в двигателе показала, что разработанные кольца обеспечивают компрессию на уровне ее паспортного значения.

В исследовании интенсивности износа уплотнительных колец получен ресурс узла поршневого уплотнения более 3000 мото-часов. При этом, в отличие от работы стандартного уплотнения, показатели экономичности двигателя не меняются, так как герметичность поддерживается на постоянном уровне, независимо от износа колец.

В кривошипно-кулисном кинематическом механизме кривошипный подшипник внутри кулисного камня работает в тяжелых условиях импульсных нагрузок.

Изучение процессов трения и износа в подшипниках скольжения показало, что одним из определяющих факторов является температура фрикционного контакта. В связи с этим большое значение имеет теплопроводность материала в узле трения.

В настоящее время в подшипниках скольжения двигателей применяются вкладыши с покрытием алюминивно-оловянным сплавом. Сравнение теплофизических свойств этого сплава и меди показало, что применение меди повышает качественные показатели подшипников, снижая интенсивность износа и увеличивая ресурс.

На машине трения были проведены сравнительные опыты подшипников скольжения со стандартными вкладышами и стальным валом, с медными вкладышами, с медными вкладышами и предварительным омеднением меди [7]. Получено, что медный вкладыш увеличивает ресурс подшипника скольжения в несколько раз.

Предварительное фрикционное омеднение шейки стального вала снижает интенсивность износа на 40% по сравнению с парой стального вала и медного подшипника.

Далее была разработана конструкция подшипника с внедрением графита в поверхность скольжения ячеистым методом. Для этого на медном вкладыше засверливались лунки 3х3 мм, которые заполнялись графитовой массой на связующем жидком стекле (рис. 8).



Рис. 8. Опытный вкладыш подшипника скольжения из меди с внедрением графита

В расчетном режиме подшипник с графитом работает как обычный без проявления графита. Но в экстремальном режиме при возникновении гранич-

ного трения интенсивность износа вкладыша с графитом составила около 40% от величины износа по сравнению с чисто медным вкладышем.

Заключение

Выполнен комплекс работ, в котором рассмотрено применение кривошипно-кулисного кинематического механизма для компоновки на его базе двухтактного двигателя. Бесшатунный кривошипно-кулисный механизм позволяет компоновать двухтактный четырехцилиндровый двигатель в виде двух кулисно-поршневых модулей, работающих в противофазе. Одновременно проходящие такты в диагонально расположенных цилиндрах обеспечивают сбалансированность двигателя, а также обуславливают применение трехпорного коленчатого вала с концевыми подшипниками качения и с одним средним подшипником скольжения.

Применение полученных результатов исследований позволяют создать двухтактный двигатель с высокими качественными показателями.

Литература

1. Мищенко, Н.И. *Нетрадиционные малоразмерные двигатели внутреннего сгорания Теория, разработка и испытание нетрадиционных двигателей внутреннего сгорания [Текст] / Н.И. Мищенко. – Донецк: Лебедь, 1998. – 228 с.*
2. Некрасов, В.Г. *Механизм преобразования движения поршневого двигателя [Текст] / В.Г. Некрасов // Вестник машиностроения. – 2006. – С. 83 – 86.*
3. *Исследование кривошипно-кулисного механизма преобразования движения [Текст] / В.Г. Некрасов, М.К. Куанышев, А.Ж. Мурзагалиев, Т.М. Мендебаев, А.К. Мухтаров // Научно-технический прогресс, техника, технология и образование: сб. – Актобе. – 2010. – С. 344 – 348.*
4. Некрасов, В.Г. *Масса поршня и ее влияние на процессы в двигателе [Текст] / В.Г. Некрасов // Автомобильная промышленность. – 2006. – № 2. – С. 10 – 12.*
5. *Новая концепция цилиндропоршневой группы [Текст] / В.Г. Некрасов, А.Ж. Мурзагалиев, М.К. Куанышев, А.Т. Мухтаров, А.К. Каукаров // Вестник АГУ. – Актобе, 2008. – С. 33 – 41.*
5. *Исследование сухого уплотнения поршня в цилиндре [Текст] / А.К. Каукаров, А.Ж. Мурзагалиев, В.Г. Некрасов, Т.М. Мендебаев // Вестник сельскохозяйственной науки Казахстана. – Алматы, 2010. – № 6. – С. 54 – 55.*
6. Некрасов, В.Г. / *Исследование и совершенствование подшипников скольжения двигателей внутреннего сгорания [Текст] / В.Г. Некрасов, М.К. Куанышев, Н.К. Надиров // Машины, технологии, материалы. – София. - 2007. – № 2-3. – С. 43 – 45.*

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, вед. науч. сотрудник ТОО НЕТРОЭН-НТ В.И. Барков, Алматы, Казахстан.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ В ОБЛАСТІ СТВОРЕННЯ ДВОТАКТНОГО ДВИГУНА

А. Ж. Мурзагалиєв, В.Г. Некрасов, М.К. Куанишев, А.Т. Мухтаров, А.К. Каукаров

Розглядається питання про створення конкурентоздатного двотактного двигуна. В даний час є передумови для створення ефективного двотактного двигуна. Для реалізації комплексу перспективних технічних рішень потрібна конструктивна база, на основі якої може бути скомпонований двотактний двигун. Таким вибраний кривошипно-кулісний кінематичний механізм перетворення руху. Механізм розвантажує поршень від бічних сил, дозволяє ізолювати циліндр від масляного картера, використовуючи підпоршневий об'єм як продувальний насос. Це зажадало розробки циліндропоршневої групи на основі твердого мастила. Виконано також вдосконалення ковзаючого підшипника на основі застосування теплопровідного і антифрикційного матеріалу міді і графіту.

Ключові слова: двотактний двигун, кривошипно-кулісний механізм, тверде мастило, графіти.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION IN THE FIELD OF CREATION OF TWO-STROKE ENGINE

A.Z. Murzagaliyev, V.G. Nekrassov, M.K. Kuanishev, A.T. Muhtarov, A.K. Kaukarov

It is considered the question about creation competitive two-stroke engine. At present there are prerequisites for creation the efficient two-stroke engine, as uniflow scavenging, valve slit system of gas distribution by many valves mechanism, hydraulic management valves, diesel cycle under high degree of the compression and others. For realization of the complex of the perspective technical decisions is required constructive base, on base which can be configured two-stroke engine. As such may be chose crankshaft slip kinematics mechanism for transformation of the motion. The mechanism unloads the piston from lateral forces, allows to insulate the cylinder from oil carter, using under piston volume as scavenging pump. This has required the development and studies cylinder-piston group on base of hard lubrication. It is executed also improvement sliding bearing with perfected qualitative factor on base of the using heat-conducting and antifriction materials as copper and graphite.

Key words: two-stroke engine, crankshaft slip mechanism, hard lubrication, sliding bearing, graphite.

Мурзагалиєв Ахмет Жакеевич – канд. техн. наук, декан технического факультета Актюбинского государственного университета им. К. Жубанова, Актобе, Казахстан, e-mail: akhmet-zhakiyevich@mail.ru.

Некрасов Вадим Георгиевич – канд. техн. наук, доцент кафедры «Автомобильный транспорт и организация дорожного движения» АГУ им. К. Жубанова, e-mail: vadim.nvg@mail.ru.

Куанышев Мурат Кулынтаевич – канд. техн. наук, зав.каф. «Автомобильный транспорт и организация дорожного движения» АГУ им. К. Жубанова, e-mail: k-murat@mail.ru.

Мухтаров Абзал Танжибаевич – инженер, зам. декана технического факультета АГУ им. К. Жубанова, e-mail: abzal-75@mail.ru.

Каукаров Алтынбек Кубашевич – ст. преподаватель кафедры «Автомобильный транспорт и организация дорожного движения» АГУ им. К. Жубанова, e-mail: altynbek-79@mail.ru.

УДК 621.433

В.А. САФОНОВ, П.Н. КУЗНЕЦОВ*Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности*

О НЕКОТОРЫХ ОСОБЕННОСТЯХ РАБОТЫ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИХ И ТЕРМООБРАТИМЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В данной статье рассмотрены возможности термоакустических и термообратимых двигателей, проведён анализ экспериментальных исследований в области увеличения эффективности работы этих двигателей, а так же их практическое применение. Рассмотрены некоторые особенности работы двигателей с различными материалами в камере нагрева (нержавеющая сталь с различными сплавами, медь, керамические бусинки). Показана работоспособности термоакустического и термообратимого двигателя при исключении теплоотвода от рабочего цилиндра двигателя в окружающую среду.

Ключевые слова: термоакустический двигатель, термообратимый двигатель, внешний подвод тепла, двигатель внешнего сгорания.

Введение

К.П.Д. современных двигателей внутреннего сгорания не превышает, в основном 40%, а АЭС 30%. Почти 70% тепловой энергии отводится через воду в атмосферу. Обращают на себя внимание с точки зрения повышения К.П.Д. двигатели Стирлинга [1 – 4], возвращающие энергию в камеру нагрева через регенератор. Двигатели Стирлинга имеют К.П.Д. до 50% и мощность до 1250 кВт [1], однако они достаточно громоздкие, сложные и дорогие.. Термоакустические двигатели также возвращают остаточную энергию (после расширения газа в рабочем цилиндре) в камеру нагрева за исключением убыли энергии за счёт теплопроводности и теплоотдачи в окружающую среду. Оба вида имеют внешний подвод тепла. Если двигатели Стирлинга достаточно известны, то термоакустические двигатели менее исследованы. Из-за внешнего подвода тепла их в ряде случаев относят к двигателям Стирлинга.

Результаты исследований

Общий вид термоакустического двигателя показан на рис. 1:

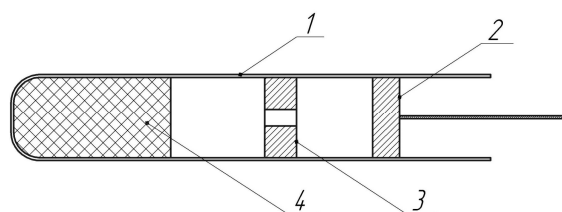


Рис. 1. Общий вид термоакустического двигателя
1 – цилиндр стеклянный, 2 – поршень, 3 – дроссель,
4 – пористый металлический наполнитель

Он представляет собой цилиндр запаянный с одной стороны и открытый с другой. С открытой стороны расположен подвижный поршень, а с запаянной, примерно на 1/3 колбы, – пористый металлический наполнитель. Посередине двигателя находится диафрагма с отверстием (дроссель). Тепло подводится от внешней спиртовки к границе между газом и металлическим наполнителем, выполненным зачастую из тонкой металлической проволоки [6].

При описании работы двигателя авторы ссылаются на термоакустический эффект, который можно наблюдать на так называемой «трубке Рийке» [4]. Суть этого эффекта заключается в том, что при нагреве сетки и наличии тяги возникают сильные звуковые колебания.

Нами были проведены эксперименты, в которых была проверена работоспособность термоакустического двигателя с различными материалами в камере нагрева (нержавеющая сталь с различными сплавами, медь, керамические бусинки). Они показали следующие результаты. При использовании, в качестве наполнителя тонкой проволоки (0,08мм) двигатель начинает работать устойчиво. С увеличением толщины проволоки (от 0,15 до 0,5мм), для запуска двигателя требуется значительно больше энергии и времени на прогрев. При использовании в качестве наполнителя медной проволоки для запуска двигателя требуется ещё больше тепловой энергии и времени. При использовании керамических бусинок двигатель необходимо долго нагревать для запуска, но работает он устойчиво и при небольшом подводе тепла. На диаграмме 1 показана зависимость мощности двигателя от материала, используемого в двигателе при одинаковом подводе тепла к камере нагрева от одной горелки:

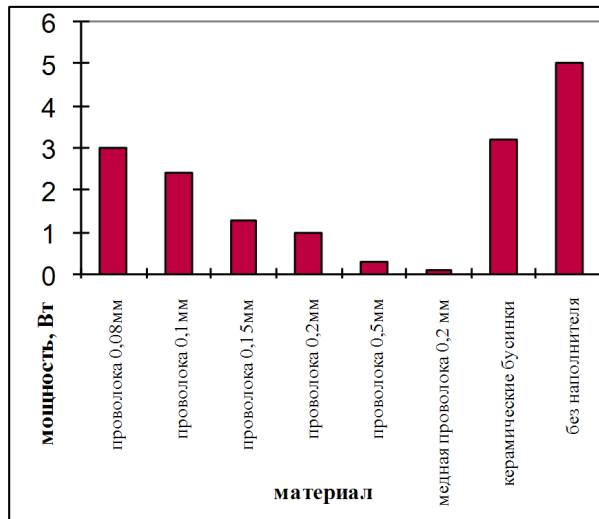


Диаграмма 1. Мощность двигателя при различных материалах

Причину различной мощности двигателя можно объяснить различной теплопроводностью материалов внутри двигателя. Чем больше теплопроводность, тем больше тепла отводится из двигателя во внешнюю среду и это уменьшает его эффективность, вплоть до того, что двигатель перестаёт работать и для его работы необходим ещё больший подвод тепла.

В результате этих экспериментов было обнаружено, что лучше всего двигатель работает вообще без наполнителей в камере нагрева и в основе его работы лежат флуктуации в газовой среде [5]. Такой двигатель мы назвали – термообратимым. Проведенные эксперименты показывают, что продольные колебания возникают и без пористого металлического наполнителя (сетки), при этом эффективность двигателя повышается.

Также были проведены эксперименты по снятию мощности термоакустического и термообратимого двигателя одинакового объема (5 см^3) и она составила 3 и 5 Вт соответственно. Температура газа внутри цилиндра составила около 400°C .

В этом двигателе поршень вталкивает газ с остатком энергии в камеру подвода тепла, что позволяет повторно использовать энергию в последующем цикле. Опыты показали, что термообратимый двигатель может быть полностью теплоизолирован, т.е. работать без внешнего «холодного» источника тепла, и более того, тепло может подводиться к газу не только в камере нагрева, но и в рабочем цилиндре в процессе возврата (сжатия) газа в камеру нагрева, что может повысить эффективность использования термообратимого двигателя с точки зрения её энергонапряженности.

Для этого проведены эксперименты целью которых являлась проверка работоспособности термоакустического двигателя при исключении теплоот-

вода от рабочего цилиндра двигателя в окружающую среду. Для исключения теплоотвода в окружающую среду цилиндр с подвижным поршнем был хорошо теплоизолирован пенополистиролом, а к камере нагрева подводилось тепло от одного или нескольких тепловых источников, равномерно прогревающих камеру нагрева (рис. 2). В результате этих экспериментов обнаружилось, что двигатель с теплоизоляцией не только сохранил свою работоспособность, но и стал работать лучше – увеличилась его выходная мощность, так как увеличился возврат энергии. На рис. 2 показана работа двигателя с теплоизоляцией:

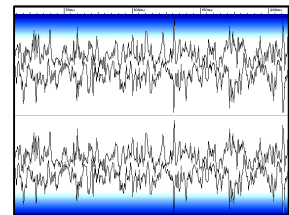


Рис. 2. Работа термоакустического двигателя с теплоизоляцией

Так как опыты носили, в большинстве случаев, качественный характер, то для убежденности в работе двигателя с теплоизоляцией были проведены опыты не только с теплоизоляцией цилиндра, но и при некотором подводе энергии от дополнительной горелки к цилиндру, предотвращающей теплоотвод от цилиндра, к «холодному источнику тепла». Более того, были проведены опыты с металлическим цилиндром, имеющим теплопроводность, примерно, в 80 раз больше, чем у камеры нагрева, сделанной из стекла. Это позволило подвести ещё больше тепла к газу внутри металлического цилиндра и даже больше, чем к камере нагрева. После прогрева установки она эффективно работала некоторое время, а затем мощность убывала и она останавливалась. Это происходило из-за того, что количество возвращаемого тепла превышало предельно допустимое балансом энергии, подводимой к камере нагрева, и суммой возвращаемого тепла и работы на поршне. Особенностью работы такого двигателя является то, что все потери энергии на трение возвращаются, при теплоизоляции, в камеру нагрева.

На рис. 3 показана работа двигателя от двух горелок (одна подводит тепло к камере нагрева, а другая греет цилиндр) для абсолютного исключения теплоотвода в окружающую среду:

Привлекательным является нагрев термообратимого двигателя ядерным топливом. Учитывая многослойную изоляцию реактора, различные защиты от излучения и соответственно возможность теплоизоляции при невысоком общем термическом К.П.Д. термообратимого двигателя, использующим

внешний нагрев от горелки, эффективность АЭС может быть повышена за счёт возврата не использованной энергии в зону нагрева и хорошей теплоизоляции. Такая же ситуация возможна и на тепловых станциях. Недостатком такого цикла будет малая мощность установки.



Рис. 3. Работа двигателя от двух горелок.
а – металлический цилиндр,
б – стеклянный цилиндр.

Однако меньшая мощность АЭС, преобразующей тепловую энергию в механическую обеспечит и большую безопасность. Такие преобразователи энергии будут полезны на малых АЭС.

Т.е. если говорить о К.П.Д. внутреннего цикла без учёта энергии горелки, то оно определяется:

$$\eta = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1},$$

где Q_1 – подведенное к газу тепло, Q_2 – отведенное тепло.

Это означает, что Q_2 – это относительно малая величина, определяется теплопроводностью и теплопередачей во внешнюю среду и тогда, если камера нагрева достаточно теплоизолирована, – это может иметь место в АЭС, где достаточно много радиационных защит, биологических экранов и т.д. Таким образом, если тепло к газу будет подводиться от реактора, то К.П.Д. термоакустического и термообратимого двигателя может приближаться в пределе к единице (за минусом тепловых потерь) и будет определяться степенью совершенства нагревателя (котла, реактора и т.д.). Если учитывать потери тепла при нагреве камеры сгорания от горелки, то К.П.Д. будет значительно ниже. Однако мощность такого двигателя будет невелика.

К достоинствам этого двигателя, кроме высокого внутреннего коэффициента полезного действия относится его экологичность, так как он не имеет выхлопа, и его «всеядность», так как этот двигатель работает от любого источника тепла, подводимого к его рабочему телу. Для превращения тепловой энергии в механическую, к двигателю можно подвести тепло с тепловыделяющих элементов (ТВЭЛ), или концентрированную солнечную энергию. Таким образом, этот двигатель можно внедрить как на

атомных станциях, так и на солнечных станциях, делая их более безопасными (за счёт исключения воды, являющейся источником взрывоопасного водорода) и энергетически более эффективными.

Представляется полезным использовать термообратимый двигатель на атомной станции как показано на рис. 4:

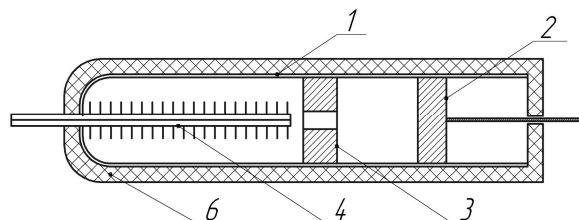


Рис. 4. Термообратимый двигатель с тепловыделяющим элементом:

1 – цилиндр, 2 – поршень, 3 – дроссель,
4 – тепловыделяющий элемент (ТВЭЛ),
5 – теплоизоляция

Суть установки заключается том, чтобы подать тепловую энергию тепловыделяющих элементов (ТВЭЛ) рабочему телу в термообратимом двигателе. Это позволит увеличить коэффициент преобразования тепловой энергии, которая отводится от тепловыделяющих элементов, в результате ядерной реакции распада радиоактивных веществ, а также позволит увеличить безопасность атомной станции так как будет исключена вода из термодинамического цикла атомной установки. В качестве замедлителя может быть использован графит (вместо позиции 5 на рисунке 3). Механическая энергия может быть использована для привода различных устройств: электрического генератора, насоса и т.д.

Выводы

1. В термоакустическом двигателе работоспособность уменьшается с ростом толщины проволоки, используемой в качестве пористого металлического наполнителя в камере нагрева двигателя в связи с ростом теплопроводности и, как следствие – большим теплоотводе от камеры нагрева в окружающую среду.

2. Возможна работа двигателя, названного термообратимым, без наполнителя в камере нагрева.

3. Не использованная энергия в рабочем цилиндре возвращается в камеру нагрева, повышая эффективность преобразования тепловой энергии.

4. Термоакустические и термообратимые двигатели работают при теплоизоляции рабочего цилиндра. Такой двигатель целесообразно использовать в качестве привода на атомных установках имеющих значительное количество защит, а следовательно и хорошую теплоизоляцию.

5. При теплоизоляции рабочего цилиндра эффективность возрастает за счёт возврата большей доли не использованной энергии при расширении в цилиндре, а так же некоторое время при дополнительном подводе тепла к рабочему цилиндру двигателя.

6. Термоакустические и термообратимые двигатели могут работать без внешнего «холодного» источника тепла.

Литература

1. Двигатели Стирлинга [Текст]: моногр. / М.Г. Круглов, В.Н. Даниличев, С.И. Ефимов, В.А. Звонов. – М.: Машиностроение, 1977. – 150 с.

2. Ридер, Г.Т. Двигатели Стирлинга [Текст]: моногр. / Г.Т. Ридер, Ч.К. Хупер.; пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1986. – 464 с.

3. Уокер, Г. Двигатели Стирлинга [Текст]: моногр. / Г. Уокер; пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1985. – 408 с.

4. Раушенбах, Б.В. Вибрационное горение [Текст]: моногр. / Б.В. Раушенбах. – М.: Машиностроение, 1961. – 500 с.

5. Сафонов, В.А. О возможностях использования флуктуаций в энергетических процессах / В.А. Сафонов // Сб. науч. трудов СТУАЭиП. – Севастополь: СТУАЭиП, 2012. – Вып. 2. – С. 50 – 58.

6. Ефимов, А.В. Термоакустический двигатель / А.В. Ефимов, В. Кузнецов, В. Квитко // Двигатель: научно-технический журнал. – М., 2009. – №3 (63). – С. 123 – 128.

Поступила в редакцию 12.05.2012

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

ПРО ДЕЯКІ ОСОБЛИВОСТІ РОБОТИ ТЕРМОАКУСТИЧНИХ ТА ТЕРМООБОРОТНИХ ДВИГУНІВ

В.О. Сафонов, П.М. Кузнецов

В даній статті розглянуті можливості термоакустичних і термооборотних двигунів, проведено аналіз експериментальних досліджень в області збільшення ефективності роботи цих двигунів, а так само їх практичне застосування. Розглянуто деякі особливості роботи двигунів з різними матеріалами у камері нагріву (нержавіюча сталь з різними сплавами, мідь, керамічні намистини). Показана працездатності термоакустичного та термооборотного двигуна при виключенні тепловідведення від робочого циліндра двигуна в навколишнє середовище.

Ключові слова: термоакустичний двигун, термооборотний двигун, зовнішній підвід тепла, двигун зовнішнього згорання.

ABOUT SOME FEATURES OF WORK OF THERMOSONIC AND THERMOREVERSIBLE ENGINES

V.A. Safonov, P.N. Kuznetsov

Possibilities of thermosonic and thermoreversible engines are considered in this article, the analysis of experimental researches is conducted in area of increase of efficiency of work of these engines, and similarly their practical application. Some features of work of engines are considered with different materials in the chamber of heating (stainless steel with different alloys, copper, ceramic beads). Rotined the capacity of thermosonic and thermoreversible engine at the exception of heatsink from the working cylinder of engine in an environment.

Keywords: thermosonic engine, thermoreversible engine, external admission of heat, engine of external combustion.

Сафонов Владимир Александрович – доктор техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Энергосбережения и нетрадиционных источников энергии» Севастопольского национального университета ядерной энергии и промышленности, Севастополь, Украина.

Кузнецов Павел Николаевич – аспирант кафедры «Энергосбережения и нетрадиционных источников энергии» Севастопольского национального университета ядерной энергии и промышленности, Севастополь, Украина, e-mail: pasha_2@ukr.net.

УДК 621.43.016

В.С. МОРОЗОВА, В.С. ГУН, В.Л. ПОЛЯЦКО**Южно-Уральский государственный университет
(национальный исследовательский университет), Челябинск, Россия**

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МАГНИТНОГО ПОТОКА НА ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ ДВС

Экспериментальные исследования влияния магнитных полей на рабочий процесс двигателя внутреннего сгорания показали улучшение топливной экономичности и снижение содержания токсичных компонентов в отработавших газах. Рассмотрены перспективы дальнейшего снижения токсичных компонентов и улучшения экономических показателей путем интенсификации работы двигателя внутреннего сгорания магнитным полем. В статье приводятся результаты ходовых испытаний автомобиля ВАЗ-21213 «Нива» в условиях городского цикла движения. Оборудованный магнитными устройствами автомобиль показал снижение токсичных компонентов отработавших газов при одновременном улучшении топливной экономичности.

Ключевые слова: поршневые двигатели внутреннего сгорания, отработавшие газы, токсичные компоненты отработавших газов, полнота сгорания, экологичность автомобилей, внешнее смесеобразование, магнитное поле.

Введение

В различных сферах человеческой деятельности широко используются двигатели внутреннего сгорания (ДВС), которые в настоящее время все еще являются одними из основных источников загрязнения окружающей природной среды токсичными компонентами отработавших газов.

Несмотря на более чем 100-летнюю историю своего существования, пока не удастся получить экологически чистый ДВС.

Обзор литературы и постановка задачи

Начиная с 80-х годов прошлого столетия ученые России, США, Франции, Германии, Японии разрабатывают мероприятия по интенсификации рабочих процессов энергетических установок и ДВС обработкой топлива или воздуха электрическим, магнитным или электромагнитным полем.

В основе предлагаемых способов лежит такое явление физики, как внутреннее изменение поляризации электронных орбит вещества, помещенного во внешнее магнитное или электрическое поле. То есть, при воздействии внешнего магнитного поля на помещенное в него вещество происходит переориентация электронных орбит или векторов орбитальных магнитных моментов. Кроме того, такое явление может способствовать дроблению вещества на более мелкие частицы на молекулярном или атомарном уровне.

В настоящее время известно более трехсот изобретений по повышению экономических и экологических показателей ДВС обработкой топлива и воздуха магнитным и электрическим полем, что доказывает целесообразность работ по данному направлению интенсификации рабочего процесса с разработкой наиболее простых методов такой обработки и её конструктивного воплощения.

На экологические показатели бензиновых двигателей существенное влияние оказывает состав горючей смеси, оцениваемый коэффициентом избытка воздуха (λ), и физические параметры горючей смеси.

Если разделить процесс образования горючей смеси на две стадии, то первая (основная) связана с дозированием топлива, а именно с установлением количественного соотношения «воздух-топливо», вторая стадия – это получение однородной (гомогенной) смеси [1]. На процесс гомогенизации в бензиновых двигателях влияет множество факторов от принципа действия приборов топливopодачи и режимов работы двигателя до физических свойств топлива. Важнейшим фактором, влияющим на полноту испарения топлива и равномерного его распределения по всему объему камеры сгорания, является процесс дозирования топлива. Непосредственным наблюдением или измерением степень гомогенизации определить трудно, но возможно применить косвенную оценку в виде экологических показателей и регулировочной характеристики. Причем, ряд исследований Г.П. Покровского показывает, что процесс смесеобразования может протекать более полно, чем эталонный [1].

В двигателях с электронным управлением процессом топливоподачи дозирование топлива является регулируемой величиной. В карбюраторных двигателях воздействовать на количество подаваемого топлива можно только косвенно, изменяя положение дроссельной заслонки педалью акселератора. В этот момент протекающий поток воздуха захватывает определенное количество испарившегося топлива, причем, чем лучше испарилось топливо, тем однороднее становится топливовоздушная смесь, как следствие, улучшается процесс сгорания. Полнота испарения топлива напрямую зависит от скорости его испаряемости.

Известно, что в двигателях с принудительным воспламенением для снижения концентрации CO , CH , а главное - NO_x необходимо улучшить мелко-распыливание топлива и его испаряемость для обеспечения однородной смеси надлежащего состава на всех режимах, включая неуставившиеся и принудительный холостой ход [3]. Для решения этой сложной технической задачи авторами предлагается усовершенствовать процесс смесеобразования.

Экспериментальная часть

Авторами был запатентован [4] способ интенсификации работы двигателя внутреннего сгорания путем обработки топлива и воздуха одновременно разноименными полюсами постоянного магнитного поля и проведено несколько серий экспериментов на двигателях с внешним смесеобразованием с карбю-

ратором и впрыскиванием бензина во впускной трубопровод, а также на дизеле. Была разработана методика проведения экспериментов, в результате чего постоянные магниты устанавливались на неметаллических частях снаружи топливного и воздушного трубопроводов одним полюсом к линии низкого давления топливоподачи, а другим полюсом к подаче воздуха в камеру смесеобразования и сгорания.

На начальной стадии экспериментов магниты напряженностью 0,08-0,120 Тл устанавливались на неметаллические элементы топливозаборника топливного бака автомобиля ВАЗ 21213 «Нива», 1996 года выпуска, полюсом «S» к топливу и такие же магниты - на канал воздухозаборника воздушного фильтра полюсом «N» к воздуху. Силовые линии магнитного поля пронизывали топливо и воздух в перпендикулярной плоскости относительно направления течения вещества.

Замеры токсичности ОГ проводились пятикомпонентным газоанализатором «АВТОТЕСТ 02.03П» первого класса точности, российского производства, на режимах холостого хода, минимальной и повышенной частоты коленчатого вала двигателя (700, 3000 мин⁻¹ соответственно). Замеры токсичности проводились в соответствии с требованиями ГОСТ Р 52033–2003. Полученные результаты представлены в табл. 1, где видно, что происходит одновременное снижение концентрации всех токсичных компонентов ОГ (NO_x , CO и CH_x) а также увеличение коэффициента избытка воздуха λ с приближением его значения к стехиометрическому.

Таблица 1

Значение выходных компонентов ОГ двигателя с карбюраторным смесеобразованием

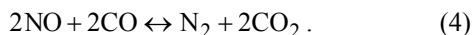
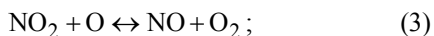
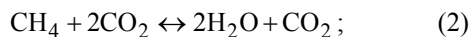
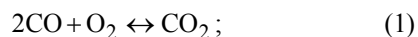
Название компонента ОГ	Частота вращения коленчатого вала, мин ⁻¹	Серийная система	Система с магнитами	Процентное изменение компонентов
CO , %	700	4,88	2,16	-55,74
	3000	6,72	5,60	-16,70
CH , ppm	700	1354	447	-66,99
	3000	550	439	-20,18
NO_x , ppm	700	111	62	-44,14
	3000	205	181	-11,70
CO_2 , %	700	12,70	14,20	+11,81
	3000	12,00	12,90	+7,50
Коэффициент избытка воздуха (λ)	700	0,889	0,982	+9,30
	3000	0,850	0,878	+2,80

В процессе проведения исследований было также установлено, что при одновременном воздействии магнитным полем противоположных полюсов

на топливо и воздух происходит некоторое повышение в отработавших газах двуокиси углерода CO_2 , паров воды H_2O (часто забивается водой трубопро-

вод, подводящий ОГ к замеряющему устройству) и снижение кислорода O_2 .

Можно предположить, что ход реакций может идти в таком направлении:



По данным, приведенным в исследованиях других авторов, основными компонентами продуктов сгорания являются следующие нетоксичные и токсичные продукты: CO_2 , H_2O , H_2 , O_2 , N_2 , N , H , O , O_3 , OH , NO , NO_2 [4].

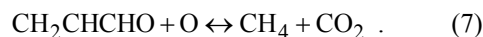
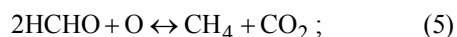
Наиболее массовыми компонентами из них являются азот (N , N_2), диоксид углерода (CO_2), пары воды (H_2O) и избыточный кислород (O , O_2 , O_3), составляющие по суммарному объему в ОГ до 90–95%, в то время как на токсичные компоненты приходится 0,2–2% объема. Около 80–95% от общей массы токсичных компонентов приходится на долю NO_x , CO , CH_x , альдегидов $RCHO$ и диоксида серы [2]. По данным этого же источника у бензиновых двигателей объемное содержание NO может достигать до 99% от всего объема NO_x , при этом монооксид азота является нестабильным компонентом и окисляется до NO_2 в течение от 0,5 до 100 часов.

Монооксид углерода CO в бензиновых двигателях, работающих на режимах с низкими коэффициентами избытка воздуха (на режимах холостого хода при $\lambda < 1$) достигает концентрации в ОГ 6–12%, что составляет значительную величину [2].

Метан CH_4 относится к группе легких газообразных углеводородов и на его долю в бензиновых двигателях приходится 14–58% от общего содержания в ОГ несгоревших углеводородов, а при значительном содержании легких несгоревших углеводородов отработавшие газы имеют белый цвет, также как и при содержании большого количества водяных паров.

Кроме того, имеющиеся в ОГ ДВС альдегиды являются продуктами неполного сгорания, преобладают в форме формальдегида $HCHO$, ацетальдегида CH_3CHO и акролеина $CH_2=CHCHO$ и вызывают резкий неприятный запах отработавших газов.

При одновременном воздействии на компоненты рабочего тела разноименных полюсов магнитного поля органолептическим методом было установлено, что исчезает резкий запах ОГ, серый дым меняется на белый или бесцветный и окисление альдегидов можно представить в виде:



Получающийся метан затем вероятно окисляется дальше по реакции (2).

Проведенные исследования показали, что в результате снижается одновременно содержание токсичных компонентов CO , CH , NO_x .

Одновременное воздействие разноименными полюсами магнитного поля на топливо и воздух, вероятно, увеличивает полноту сгорания топлива за счет повышения интенсивности испарения жидкости и более полной качественной гомогенизации паров топлива с противоположно заряженными частицами воздуха, что в свою очередь приводит к увеличению количества активных центров воспламенения и более качественным процессам смесеобразования и сгорания топлива, а также к повышению экологической и экономической эффективности.

Так как плотности топлива и воздуха значительно различаются, то было проведено исследование по влиянию величины магнитных потоков, действующих на топливо $\Phi_{топл}$ и воздух $\Phi_{возд}$ и их соотношений, определяемых коэффициентом $K = \Phi_{возд} / \Phi_{топл}$, на изменение (Δ , %) величин токсичных компонентов CO , CH и NO_x , а также CO_2 , O_2 , λ исследуемых режимов по сравнению с серийной системой без магнитного поля, что представлено в табл. 2 – 4.

В табл. 2 приведены данные четырех опытов при воздействии на воздух магнитным потоком $\Phi_{возд}$ от $3,3 \cdot 10^{-4}$ до $13,2 \cdot 10^{-4}$ Вб, а на топливо $\Phi_{топл}$ в пределах от $1,15 \cdot 10^{-4}$ до $4,62 \cdot 10^{-4}$ Вб, но при их одинаковом соотношении $K=2,85$ – $2,86$.

Из полученных данных видно, что уменьшение (Δ , % со знаком «минус») токсичных компонентов CO , CH , NO_x произошло при всех значениях магнитных потоков, а величина этих изменений тем больше, чем выше величина магнитного потока (данные опыта №4 по сравнению с данными опыта №1).

Увеличение значений CO_2 (Δ , % со знаком «плюс») и уменьшение содержания O_2 (Δ , % со знаком «минус») на большинстве исследуемых режимах согласуются с приведенными выше уравнениями реакции, а повышение коэффициента избытка воздуха λ может свидетельствовать о более качественных процессах смесеобразования и сгорания. В табл. 3 показаны данные семи опытов (№ эксп) с различными величинами магнитных потоков. Так, на топливо воздействовали $\Phi_{топл}$ в пределах от $0,12 \cdot 10^{-4}$ до $4,6 \cdot 10^{-4}$ Вб, а на воздух $\Phi_{возд}$ в пределах от $3,3 \cdot 10^{-4}$ до $16,5 \cdot 10^{-4}$ Вб, в соотношениях $K = 1 \div 31$.

Таблица 2

Изменение показателей токсичности (Δ , %) при различных величинах магнитных потоков и одинаковом их соотношении К

Параметры	Изменение показателей токсичности (Δ , %)							
№ опыта	1		2		3		4	
$n, \text{мин}^{-1}$	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000
CO	-6,6	-2,8	-8,6	-16,3	-41,3	-18,7	-42,1	-21,8
CH	-20,8	-2,2	-61,5	-16,4	-1,8	-17,2	-49,8	-14,9
NO _x	-16,7	-9,2	-18,5	-24,2	-35,4	-13,2	-16,7	-18,8
CO ₂	+6,9	+2,2	+4,6	-2,2	+2,9	+6,2	+3,8	-1,5
O ₂	-16,8	-11,6	-64,5	-23,3	+47,5	-12,8	-39,2	-11,6
λ	-0,5	+0,2	-3,3	+1,1	+5,1	+3	+9,5	+2,0
$\Phi_{\text{возд}} \cdot 10^{-4}, \text{Вб}$	3,3		4,2		6,6		13,2	
$\Phi_{\text{топл}} \cdot 10^{-4}, \text{Вб}$	1,2		1,5		2,3		4,6	
$K = \Phi_{\text{возд}} / \Phi_{\text{топл}}$	2,9		2,9		2,9		2,9	

Таблица 3

Изменение показателей токсичности (Δ , %) при различных величинах магнитных потоков и коэффициента К

№ эксп параметр	1		2		3		4		5		6		7	
$n, \text{мин}^{-1}$	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000
CO	-51,7	-24,2	-47,8	-24,6	-66,5	-22	-58	-24,6	-21,8	-19,2	-19,6	-1,3	-16,6	-0,2
CH	-6	-1,5	-12,2	-21,5	-51,4	-17,5	-13,3	-21,5	-34,5	-43,9	-46,2	-10,2	-21,9	-12
NO _x	-24	-12,4	-40	-14,9	-25,9	-16,7	-37,5	-14,9	-18,7	-11,5	-27,8	-15,1	-1,25	-9,9
CO ₂	-0,76	0	+3	+3,8	+4,6	-2,9	+1,5	+3,8	-6,6	-5,4	+7,6	+2,2	0	+0,8
O ₂	+0,9	-11,6	+25	-6,25	-33,2	-16,2	+51,7	-6,25	+20	-7,7	-43,9	-11,6	-9,4	-9,4
λ	+3,5	+2,4	+5,2	+2,9	+2,7	-1,9	+5,6	+2,9	+2,9	+2,3	-3,2	+0,1	+3,6	+0,1
$F_{\text{возд}} \cdot 10^{-4} \text{Вб}$	3,3		5,0		16,5		5,0		7,4		9,9		3,7	
$F_{\text{топл}} \cdot 10^{-4} \text{Вб}$	3,4		2,4		4,6		1,1		1,6		1,2		0,1	
$K = F_{\text{возд}} / F_{\text{топл}}$	0,9		2,1		3,6		4,6		4,7		8,6		31,5	

Из представленных данных видно, что при всех исследуемых значениях магнитных потоков получено снижение ($\Delta\%$) всех токсичных компонентов, хотя на процент снижения больше влияет величина магнитных потоков $\Phi_{\text{возд}}$ и $\Phi_{\text{топл}}$, а не их соотношение К. Даже при одинаковых значениях $\Phi_{\text{возд}}$ и $\Phi_{\text{топл}}$ (опыт Ноп – 1) на всех режимах получено уменьшение CO, CH и NO_x.

Сочетание магнитных потоков $F_{\text{возд}}$ и $F_{\text{топл}}$, при которых получено минимальное и максимальное снижение каждого токсичного компонента, а

также наилучшее сочетание их уменьшения одновременно для CO, CH и NO_x режимов холостого хода минимальной $n=700 \text{ мин}^{-1}$ и максимальной $n=3000 \text{ мин}^{-1}$ частоты вращения коленчатого вала двигателя представлены в табл. 4, что для каждого токсичного компонента минимальное и максимальное уменьшение соответствует своему сочетанию значений $F_{\text{возд}}$ и $F_{\text{топл}}$, а более оптимальные снижения всех трёх компонентов, соответствует наибольшим магнитным потокам $F_{\text{топл}} = 4,62 \cdot 10^{-4} \text{ Вб}$ и $F_{\text{возд}} = 16,5 \cdot 10^{-4} \text{ Вб}$.

Таблица 4

Минимальное и максимальное изменение (Δ , %) показателей токсичности с магнитной обработкой топлива и воздуха по сравнению с показателями без обработки магнитным полем

	Изменение показателей токсичности													
	для CO				для CH				для NO _x				для CO, CH, NO _x лучшие	
	min		max		min		max		min		max			
n, min ⁻¹	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000	700	3000
CO	-6,6	-2,8	-58	-24,6	-51,7	-24,2	-21,8	-19,2	-16,6	-0,2	-47,8	-24,6	-66,5	-22
CH	-20,8	-2,2	-13,3	-21,5	-6	-1,5	-34,9	-43,9	-21,9	-12	-12,2	-21,5	-51,4	-17,5
NO _x	-16,7	-9,2	-37,5	-14,9	-24	-12,4	-18,7	-11,5	-1,3	-9,9	-40	-14,9	-25,9	-16,7
CO ₂	6,8	2,2	1,5	3,8	-0,76	0	-6,6	-5,4	0	0,8	3	3,8	4,6	-2,9
O ₂	-16,8	-11,6	51,7	-6,25	0,9	-11,6	20	-7,7	-9,4	-9,4	25	-6,25	-33,2	-16,2
λ	-0,5	0,22	5,6	2,9	3,5	2,4	2,9	2,3	3,6	0,1	5,2	2,9	2,7	-1,9
Φ _{топл} Вб 10 ⁻⁴	1,2		1,1		3,5		1,6		0,1		2,4		4,6	
Φ _{возд} Вб 10 ⁻⁴	3,3		5		3,3		7,4		3,7		5		16,5	

Из представленных данных видно, что на всех исследуемых режимах с обработкой магнитным полем топлива и воздуха получено снижение в отработавших газах токсичных компонентов CO, CH и NO_x и кислорода O₂ (отрицательные значения $\Delta\%$), а также некоторое повышение диоксида углерода CO₂ (положительные значения Δ).

Заключение

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

– одновременным воздействием разноименными полюсами постоянного магнитного поля на топливо и воздух бензинового двигателя можно одновременно снизить содержание трёх токсичных компонентов CO, CH и NO_x в отработавших газах двигателя;

– снижение токсичных компонентов при этом можно достигнуть воздействуя даже слабыми магнитными потоками на топливо от $0,12 \cdot 10^{-4}$ Вб до $4,6 \cdot 10^{-4}$ Вб; на воздух – от $3,3 \cdot 10^{-4}$ Вб до $16,5 \cdot 10^{-4}$ Вб;

– происходит одновременное снижение токсичных компонентов CO, CH и NO_x получено на бензиновых двигателях с карбюраторами;

– устройства для магнитной обработки с использованием постоянного магнитного поля просты в конструктивном исполнении, а следовательно могут иметь малую стоимость.

Литература

1. Покровский, Г.П. Электронное управление автомобильными двигателями [Текст]: учеб. для вузов / Г.П. Покровский, Е.А. Белов, С.Г. Драгомиров. – М.: Машиностроение, 1994. – 350 с.
2. Звонов, В.А. Токсичность двигателей внутреннего сгорания [Текст]: учеб. для вузов / В.А. Звонов. – М.: Машиностроение. – 160 с.
3. Марков, В.А. Токсичность отработавших газов дизелей [Текст]: моногр. / В.А. Марков, Р.М. Баширов, И.И. Габитов. – М.: Изд-во МГТУ им. М.Э. Баумана, 2002. – 376 с.
4. Пат. 042445 Российской Федерации. МПК F02M27/04, F02B51/04. Способ интенсификации работы двигателя внутреннего сгорания / В.С. Морозова, В.К. Марченков, В.Л. Поляцко, В.С. Гун, С.П. Вяткин, В.И. Рамов. - RU-2007138802/06; заявл. 18.10.2007; опубл. 20.04.2009, бюл. № 11.

Поступила в редакцию 31.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. каф. Ю.И. Аверьянов, Челябинский государственный агроинженерный университет, Челябинск, Россия.

АНАЛІЗ ВПЛИВУ МАГНІТНОГО ПОТОКУ НА ЕКОЛОГІЧНІ ПОКАЗНИКИ ДВС

В.С. Морозова, В.С. Гун, В.Л. Поляцко

Експериментальні дослідження впливу магнітних полів на робочий процес двигуна внутрішнього згоряння показали поліпшення паливної економічності і зниження вмісту токсичних компонентів у відпрацьованих газах. Розглянуто перспективи подальшого зниження токсичних компонентів і поліпшення економічних показників шляхом інтенсифікації роботи двигуна внутрішнього згоряння магнітним полем. У статті наводяться результати ходових випробувань автомобіля ВАЗ-21213 «Нива» в умовах міського циклу руху. Обладнаний магнітними пристроями автомобіль показав зниження токсичних компонентів відпрацьованих газів при одночасному поліпшенні паливної економічності.

Ключові слова: поршневі двигуни внутрішнього згоряння, відпрацьовані гази, токсичні компоненти відпрацьованих газів, повнота згоряння, екологічність автомобілів, зовнішнє сумішоутворення, магнітне поле.

ANALYSIS OF INFLUENCE OF THE MAGNETIC STREAM ON ECOLOGICAL INDICATORS OF ENGINE

V.S. Morozova, V.S. Goun, V.L. Polyacko

Pilot studies of influence of magnetic fields on working process of the engine of internal combustion showed improvement of fuel profitability and decrease in the maintenance of toxic components of exhaust. Prospects of further decrease in toxic components and improvement of economic indicators by an intensification of work of an internal combustion engine are considered by a magnetic field. Results of trial runs of the car are given in article VAZ-21213 "NIVA" in the conditions of a city motion cycle. The car equipped with magnetic devices showed decrease in toxic components of exhaust simultaneous improvement of fuel profitability.

Key words: the piston internal combustion engines, toxic components of exhaust, completeness of combustion, environmental friendliness of cars, external carburetion, magnetic field.

Морозова Вера Сергеевна – доктор техн. наук, профессор кафедры эксплуатации автомобильного транспорта Южно-Уральского государственного университета «ЮУрГУ», Челябинск, Россия, e-mail: mayechka_pol@mail.ru.

Гун Валентина Сергеевна – канд. техн. наук, доцент кафедры электротехники Южно-Уральского государственного университета «ЮУрГУ», Челябинск, Россия, e-mail: vgoun@mail.ru.

Поляцко Владимир Леонидович – ассистент кафедры эксплуатации автомобильного транспорта Южно-Уральского государственного университета «ЮУрГУ», Челябинск, Россия, e-mail: polyacko_2002@list.ru.

УДК 621.43.016:629.421.2

Ю.Л. МОШЕНЦЕВ¹, А.А. ГОГОРЕНКО¹, Д.С. МИНЧЕВ¹,
А.В. НАГОРНЫЙ¹, Ю.С. МАКСИМОВ²¹ *Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Украина*² *Компания «Zaliv Ship Design», Николаев, Украина***ВОЗМОЖНОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУР ТЕПЛОНОСИТЕЛЕЙ
В АЛЬТЕРНАТИВНОЙ СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ
ДИЗЕЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАГИСТРАЛЬНЫХ ТЕПЛОВОЗОВ**

Представлены количественные возможности регулирования температур теплоносителей в малорасходной системе охлаждения дизельных двигателей магистральных тепловозов. Установлена возможность поддержания в малорасходной системе охлаждения рациональных температур воды и масла при обеспечении подогрева наддувочного воздуха на режимах частичных нагрузок двигателя и в условиях низких температур окружающей среды. Потенциальные возможности регулирования рассматриваемой системы оцениваются на основе получения максимально возможных (но не выше допустимых) температур воды, масла и наддувочного воздуха на данных режимах работы двигателя, характеризующихся низким значением степени повышения давления наддувочного воздуха.

Ключевые слова: охладитель масла, охладитель наддувочного воздуха, регулирование температуры, малорасходная система охлаждения, температура воздуха за охладителем.

Введение

Современные системы охлаждения двигателей тепловозов должны обеспечивать на номинальном режиме работы температуры воды и масла перед двигателем, близкие к 90...100 °С и минимально возможную температуру наддувочного воздуха. Наилучшие результаты для этих условий могут обеспечивать так называемые малорасходные системы охлаждения [1, 2]. Их эффективность по охлаждению наддувочного воздуха может достигать примерно до 0,96 [3, 1]. На частичных нагрузках и при снижении температур окружающей среды системы охлаждения должны поддерживать температуры воды и масла, максимально приближенные к указанным выше [4, 5]. Температура наддувочного воздуха на этих режимах должна изменяться по определенному закону, обеспечивающему наибольшую экономичность двигателя и максимально способствовать снижению эмиссии вредных веществ в выхлопных газах. В соответствии с [6 – 8] интенсивность охлаждения наддувочного воздуха с уменьшением нагрузки должна снижаться, а при низких нагрузках и низких температурах окружающей среды охлаждение должно заменяться подогревом. При создании современных систем охлаждения, прежде всего, решается задача обеспечения указанных температур теплоносителей для номинального режима при максимальной температуре окружающей среды. Возможность регулирования температур теплоносителей с уходом от но-

минального режима закладывается при создании систем охлаждения, но требует специальных разработок и исследований для конструктивного обеспечения таких возможностей и для их количественной оценки.

Постановка задачи

Настоящая работа посвящена количественной оценке возможности регулирования температур теплоносителей в малорасходной системе охлаждения дизельных двигателей магистральных тепловозов. Ставится задача определить способность системы охлаждения обеспечивать поддержание рациональных температур воды и масла при подогреве наддувочного воздуха на частичных нагрузках двигателя.

Основной материал статьи

Для решения поставленной задачи в системе охлаждения установлен терморегулятор Т (рис. 1), а также есть возможность изменять расход охлаждающего теплоносителя (воздуха, подаваемого вентиляторами).

При изменении режима работы двигателя терморегулятор направляет часть расхода теплоносителя внутреннего контура (ТВК), нагревающегося в двигателе, мимо радиаторов, что обеспечивает повышение температуры масла и наддувочного воздуха, а также высокую температуру воды перед двигателем. Снижение производительности вентиляторов

является дополнительной мерой регулирования, способствующей уменьшению затрат энергии на работу системы на этих режимах.

Для выполнения исследования система охлаждения рассчитывалась для номинального и четырех частичных режимов работы двигателя (табл. 1).

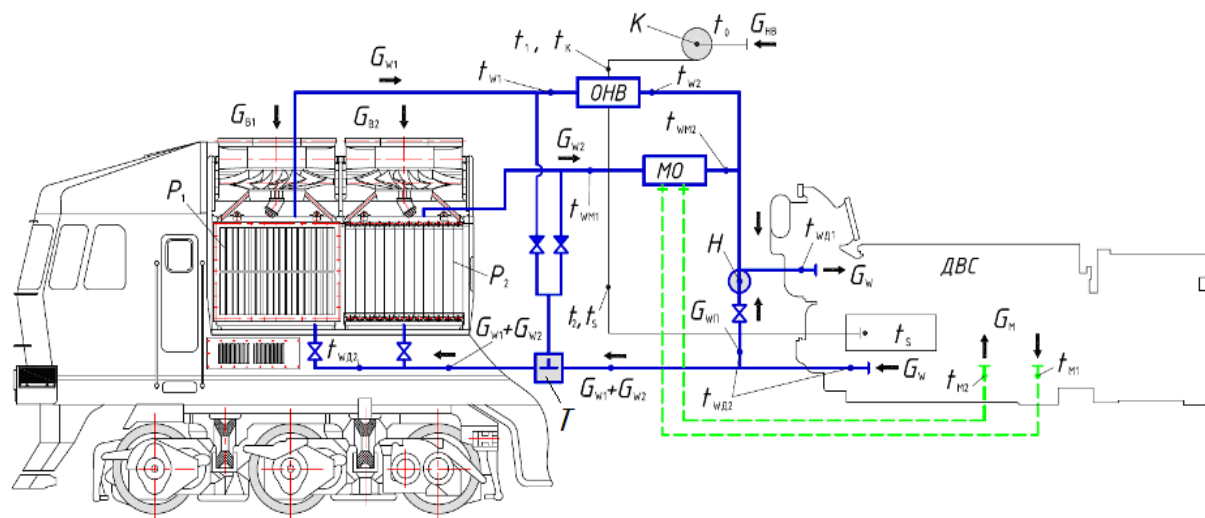


Рис. 1. Принципиальная схема системы охлаждения типа 2РК1М для магистрального тепловоза с двигателем типа 16ЧН 26/26 мощностью 2990 кВт

Таблица 1

Расчетные режимы работы двигателя типа 16ЧН 26/26

Обознач.	Единицы изм.	Параметр	Номинал	Частичные режимы			
				1	2	3	4
n	об/мин	Частота вращения вала двигателя	1000	966	896	797	654
N _е	кВт	Эффективная мощность на фланце двигателя	2992	2699	2254	1511	748
Π _к		Степень повышения давления воздуха в компрессоре	2,684	2,451	2,085	1,484	1,104
g _е	кг/(кВт·ч)	Удельный эффективный расход топлива	0,206	0,206	0,208	0,218	0,246
η _е		Эффективный КПД двигателя	0,406	0,406	0,402	0,384	0,341
p _е	кПа	Среднее эффективное давление	1625	1518	1367	1031	622
G _{нв}	кг/с	Расход воздуха	5,30	4,48	3,62	2,32	1,30
p _к	кПа	Давление воздуха за компрессором	265,2	242,1	206,0	146,6	109,1
T _к	К	Температура воздуха за ТК	454,4	414,9	392,1	347,8	313,1
T _с	К	Температура воздуха за ОНВ	325,2	322,9	317,2	314,3	309,5
Q _т	кВт	Тепло, подведенное в цикл при сгорании топлива	7366,6	6656,7	5611,7	3939,7	2195,3
Q _г	кВт	Тепло, отведенное с отходящими газами	2305,7	2093,5	1794,5	1286,9	699,2
Q _{вΣ}	кВт	Суммарное количество теплоты, отведенное в охлаждающую воду/воздух	1058,0	962,9	865,5	702,9	477,0
Q _{онв}	кВт	Количество теплоты, отведенное в ОНВ	506,7	395,3	242,7	60,5	2,2
Q _{мΣ}	кВт	Суммарный теплоотвод в масло	531,0	511,7	461,99	386,0	279,9

При этом радиаторная система охлаждения (тепловозный вариант) была заменена стендовым аналогом, где водо-воздушные радиаторы были заменены водоводяными охладителями (ВВО). Расчеты выполнялись с использованием математической модели турбопоршневого двигателя в дифференциальной форме при его работе по тепловозной характеристике. Основой моделирования частичных режимов является номинальный режим, для которого установлены необходимые расходы воды через все ветви системы.

На первом этапе для частичных нагрузок были определены температуры воздуха в ресивере при отключенном терморегуляторе, постоянном КПД охладителя наддувочного воздуха и постоянной температуре охлаждающей воды на входе в него. По полученным данным составлена табл. 1. В таблице указаны температуры воздуха в ресивере двигателя при максимально допустимом загрязнении поверхностей теплообмена всех теплообменников. Данные получены при температуре окружающего воздуха 40 °С и охлаждающей воды внешнего контура на входе 35,5 °С. Температура масла на выходе из двигателя на номинальном режиме работы составляет 85,8 °С, а температура охлаждающей жидкости – 96,7 °С. При переходе на частичные нагрузки температуры теплоносителей изменяются. В соответствии с расчетами система охлаждения без применения регулирования с уменьшением нагрузки двигателя обеспечивает последовательное снижение температур воды, масла и воздуха. Это ухудшает условия работы двигателя (температура наддувочного воздуха снижается с 52,2 до 36,5 °С, воды за двигателем с 96,7 до 62,9 °С, а температура масла за двигателем снижается с 85,8 до 67,7 °С). В дальнейшем при расчете системы с регулированием осуществлялось повторное моделирование рабочего цикла двигателя с целью учета влияния изменения температур наддувочного воздуха и охлаждающих жидкостей на его внешний тепловой баланс.

Определение действительно возможных расходов воды на номинальном режиме работы выполнено на основе подробного гидравлического расчета системы, для которого рассчитаны гидравлические характеристики всех участков системы с введением тех дополнительных сопротивлений, которые необходимы для обеспечения требуемых расходов ТВК по ветвям системы. При моделировании частичных режимов были определены расходы воды и масла через все теплообменники и ветви системы с учетом изменения режимов работы насосов и с учетом неизменного состояния гидравлических характеристик ветвей, настроенных на номинальном режиме.

Для учета включения терморегулятора был выработан и принят закон, определяющий условия его

использования в системе. В соответствии с принятым законом, расходы ТВК через ОНВ и маслоохладитель (МО) с включением регулятора не изменяются. При этом расход ТВК через ВВО1 (охладитель, включенный последовательно с ОНВ) с включением терморегулятора мог составлять 0,6...0,9 от расхода через ОНВ, а расход через ВВО2 соответственно 0,3...0,4 от расхода через МО. Эффективность системы охлаждения по подогреву наддувочного воздуха оценивалась коэффициентом

$$\eta_{пв} = \frac{T_s - T_o}{T_{wd2} - T_o},$$

где T_o – температура окружающей среды, К; T_{wd2} – температура воды за двигателем, К.

Закон изменения температуры воздуха в ресивере двигателя в зависимости от нагрузки и температуры окружающей среды, при котором обеспечивается минимальный расход топлива, в настоящее время изучен в недостаточной степени, и исследования в этом направлении продолжаются. В связи с этим, оценивая возможности системы, принимаем следующее допущение. Считаем, что наиболее удачными для системы охлаждения являются результаты, при которых температуры воды, масла и наддувочного воздуха на режиме с P_k , близкими к единице, будут самыми высокими (но не выше допустимых). Допущение объясняется тем, что меньшие температуры такая система вполне в состоянии обеспечить при иных условиях регулирования.

Применение регулирования позволяет управлять изменением температур теплоносителей. На рис. 2 представлены наиболее удачные из полученных зависимостей для 4-го частичного режима (см. табл. 1), установленные при долях перепуска воды регулятором мимо ВВО1 и ВВО2 0,9 и 0,3 от расходов через ОНВ и МО соответственно.

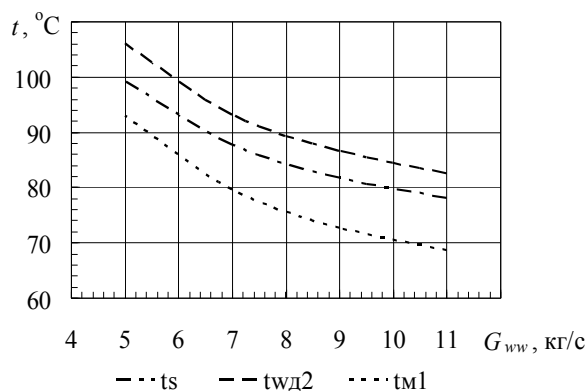


Рис. 2. Изменения температур теплоносителей на 4-м частичном режиме при использовании регулирования: t_s – воздух за ОНВ; t_{wd2} – вода на выходе из двигателя; t_{m1} – масло на входе в двигатель

Этот режим отличается наиболее низкими температурами теплоносителей и наименьшими тепловыми потоками от двигателя. При других настройках регулятора подогревы теплоносителей осуществляются хуже. Температуры теплоносителей получены при указанных настройках регулятора и при изменении расхода теплоносителя наружного контура (ТНК) G_{ww} . Минимум расхода ТНК ($G_{ww} = 5$ кг/с) ограничен в связи с допустимым максимумом температуры ТВК в системе.

На рис. 3 приведены предельно достижимые значения эффективности системы охлаждения по подогреву наддувочного воздуха в зависимости от долей воды, перепускаемой терморегулятором мимо радиаторов каждой ветки, при минимально допустимом расходе ТНК $G_{ww} = 5$ кг/с и предельно допустимых температур ТВК в системе.

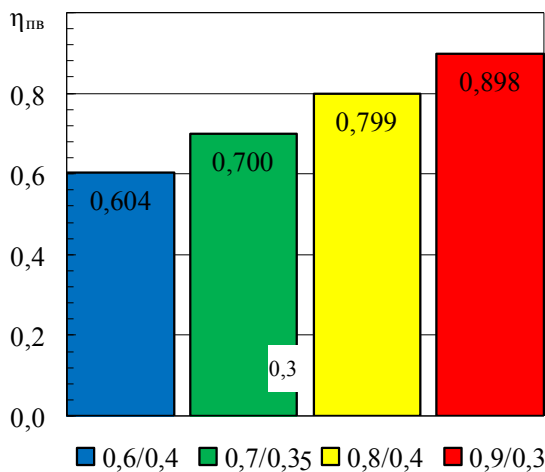


Рис. 3. Диаграмма изменения эффективности системы по подогреву наддувочного воздуха

На рис. 4 представлены результаты расчетов системы охлаждения для того же, 4-го частичного режима, при снижении температур окружающей среды t_o и температур ТНК t_{ww} ($t_o = t_{ww}$). Расчеты выполнены для уже указанной, наиболее удачной настройки регулятора.

Как видно из рис. 4, с понижением температур окружающей среды и ТНК, температуры теплоносителей после подогрева снижаются, но до указанных на рисунке температур это снижение остается в пределах приемлемых значений. Дальнейшее снижение расхода ТНК и изменение настройки терморегулятора позволяет в этих условиях получить более удачные значения температур. Так, при снижении расхода ТНК с 5 до 4,3 кг/с и иных настройках терморегулятора (мимо ВВО1 и ВВО2 0,8 и 0,4 от расходов через ОНВ и МО соответственно) можно получить:

$$t_s = 94,2^\circ\text{C}, t_{wd2} = 107,9^\circ\text{C}, t_{m1} = 92,7^\circ\text{C}.$$

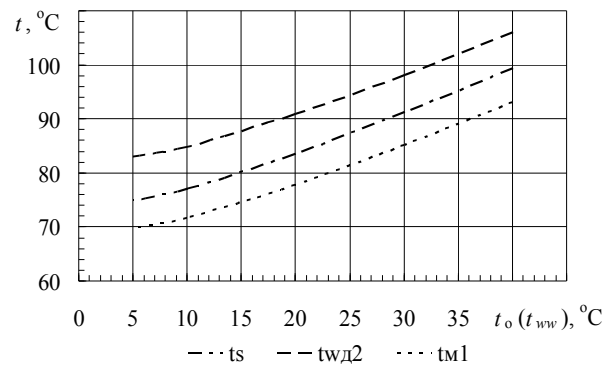


Рис. 4. Изменение температур теплоносителей системы при разных температурах внешних теплоносителей на режиме 0,9/0,3 работы регулятора и $G_{ww} = 5$ кг/с

Следует иметь в виду, что с дальнейшим понижением температуры окружающего воздуха и ТНК улучшение результатов регулирования за счет снижения расхода ТНК становится проблематичным в связи с достижением очень низких скоростей в каналах радиаторов. Низкие скорости и малые расходы ТВК через радиаторы в условиях отрицательных температур могут быть причиной появления ледяных пробок (замерзания) в каналах теплообменников. Соответственно должны быть установлены пределы снижения расхода ТВК через радиаторы в зимних условиях.

В результате расчетов, выполненных с использованием разработанной методики, установлено, что при снижении нагрузки двигателя и при отсутствии регулирования, температуры теплоносителей в системе снижаются (наддувочного воздуха до $36,5^\circ\text{C}$, воды и масла за двигателем до $62,9$ и $67,7^\circ\text{C}$). Это позволяет считать, что работа системы без терморегулирования на частичных режимах неэффективна.

На основании серии расчетов для работы системы на частичных режимах с включением терморегулятора и при регулировании расхода ТНК при температуре окружающего воздуха 40°C для режима 25 % нагрузки установлено, что система обеспечит температуру воды за двигателем $106,1^\circ\text{C}$, масла – $93,1^\circ\text{C}$, а наддувочного воздуха – $99,4^\circ\text{C}$.

При снижении окружающей температуры и температуры ТНК ($t_o = t_{ww1} = 5^\circ\text{C}$) и сохранении тех же условий регулирования температуры теплоносителей снижаются и составляют

$$t_s = 74,9^\circ\text{C}, t_{wd2} = 82,9^\circ\text{C}, t_{m1} = 69,9^\circ\text{C}$$

(температуры наддувочного воздуха, воды и масла за двигателем соответственно).

Расширение пределов регулирования расходов ТНК позволяет получить для этих же условий:

$$t_s = 94,2^\circ\text{C}, t_{wd2} = 107,9^\circ\text{C}, t_{m1} = 92,7^\circ\text{C}.$$

Выводы и перспективы последующих работ

Таким образом, на частичных нагрузках рассматриваемая система охлаждения может обеспечить приемлемые значения температур теплоносителей только при использовании терморегулирования (использование терморегулятора и уменьшение расхода ТНК). В этом случае при температуре окружающей среды 40 °С обеспечиваются температура воды за двигателем 106,1 °С, масла 93,1 °С, наддувочного воздуха 99,4 °С за счет использования теплового потока от двигателя.

При снижении температуры окружающей среды можно обеспечить желательные значения температур применением дополнительных мер регулирования. В частности, при $t_o = t_{ww1} = 5$ °С можно обеспечить $t_s = 94,2$ °С, $t_{wd2} = 107,9$ °С, $t_{m1} = 92,7$ °С за счет снижения расхода ТНК с 5 до 4,3 кг/с и иных настройках терморегулятора. Эта возможность имеет ограничение при отрицательных температурах окружающей среды и использовании в системе охлаждения замерзающих жидкостей.

Дальнейшие работы в данном направлении связаны с определением закона рационального регулирования температуры воздуха в ресивере двигателя для частичных нагрузок и пониженных температур окружающей среды. Кроме того, должны быть дополнительно изучены возможности иных законов регулирования и разработаны конструкции регуляторов под наиболее удачные законы. Для обеспечения рациональных температур теплоносителей на частичных режимах в зимнее время представляется перспективным использование теплового потока от отходящих газов.

Литература

1. Мошенцев, Ю.Л. Возможные тенденции развития систем охлаждения современных магистральных тепловозов [Текст] / Ю.Л. Мошенцев, А.А. Гогоренко // Локомотив-информ: междунар. информ.-техн. журн. – 2011. – № 7. – С. 20-24.
2. Мошенцев, Ю. Л. Система охлаждения для современных магистральных тепловозов [Текст] / Ю. Л. Мошенцев, А. А. Гогоренко, Д. С. Минчев // Двигатели внутреннего сгорания. – 2011. – № 2. – С. 90 – 94.
3. Гольтраф, И.С. Охлаждение воздуха в судовых дизелях [Текст] / И. С. Гольтраф. – Л.: Судостроение, 1966. – 200 с.
4. Пассажирский тепловоз ТЭП70 [Текст] / В.Г. Быков, Б.Н. Морошкин, Г.Е. Серделевич, Ю.В. Хлебников, В.М. Ширяев – М.: Транспорт, 1976. – 232 с.
5. Рыжов, В.А. Перспективы развития высокофорсированных тепловозных дизелей Коломенского завода [Текст] / В.А. Рыжов // Тяжелое машиностроение: ежемесячный научно-технический и производственный журнал. – 2002. – № 2. – С. 51 – 54.
6. Алехин, С.А. Улучшение технико-экономических и экологических показателей тепловозной модификации дизеля типа 6ТД за счет применения промежуточного охлаждения наддувочного воздуха [Текст] / С.А. Алехин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – № 41/6. – С. 32-35.
7. Куликов, Ю.А. Системы охлаждения силовых установок тепловозов / Ю.А. Куликов. – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.
8. Петриченко, Р.М. Системы жидкостного охлаждения быстроходных двигателей внутреннего сгорания [Текст] / Р.М. Петриченко. – Л.: Машиностроение, 1975. – 224 с.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б. Г. Тимошевский, Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Николаев.

**МОЖЛИВОСТІ РЕГУЛЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУР ТЕПЛОНОСІЇВ
В АЛЬТЕРНАТИВНІЙ СИСТЕМІ ОХОЛОДЖЕННЯ
ДИЗЕЛЬНИХ ДВИГУНІВ МАГІСТРАЛЬНИХ ТЕПЛОВОЗІВ**

Ю.Л. Мошенцев, О.А. Гогоренко, Д.С. Минчев, А.В. Нагорний, Ю.С. Максимов

Представлені кількісні можливості регулювання температур теплоносіїв у маловитратній системі охолодження дизельних двигунів магістральних тепловозів. Встановлена можливість підтримки в маловитратній системі охолодження раціональних температур води і масла при забезпеченні підігріву наддувного повітря на режимах часткових навантажень двигуна і в умовах низьких температур навколишнього середовища. Потенційні можливості регулювання розглянутої системи оцінюються на основі отримання максимально можливих (але не вище допустимих) температур води, масла і наддувного повітря на даних режимах роботи двигуна, які характеризуються низьким значенням ступеня підвищення тиску наддувного повітря.

Ключові слова: охолоджувач масла, охолоджувач наддувочного повітря, регулювання температури, малорасходная система охолодження, температура повітря за охолоджувачем.

**OPTIONS FOR COOLING LIQUIDS AND SUPERCHARGED AIR TEMPERATURES CONTROL
FOR THE ALTERNATIVE SLOW-FLOW COOLING SYSTEM
OF MAINLINE LOCOMOTIVE DIESEL ENGINES.**

U.L. Moshentsev, A.A. Gogorenko, D.S. Minchev, A.V. Nagorniy, U.S. Maksimov

Performance capabilities of cooling liquids and supercharged air temperatures control for the slow-flow cooling system of mainline locomotive diesel engines are considered. The slow-flow cooling system allows heating the cooling water, oil and the charge air on the engine's part-load as it is shown. The capabilities of temperatures control are estimated as the possibility of maintaining the optimal values of temperatures of cooling water and oil simultaneously with charge air heating due to load and speed of the engine.

Key words: oil cooler, supercharged air cooler, temperature control, slow-flow cooling system, air temperature at the exit of air cooler.

Мошенцев Юрий Леонидович – канд. техн. наук, профессор Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: urymosh@mail.ru.

Гогоренко Алексей Анатольевич – старший преподаватель кафедры ДВС Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: gogorenko@mail.ru.

Минчев Дмитрий Степанович – канд. техн. наук, доцент кафедры ДВС Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: misaidima@gmail.com.

Нагорный Антон Викторович – аспирант кафедры ДВС Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: Nagorniy.A.W@yandex.ru.

Максимов Юрий Сергеевич – инженер-конструктор, компания Zaliv Ship Design, Николаев, Украина, e-mail: temuchin1988@yandex.ru.

УДК 621.431.74

Р.А. ВАРБАНЕЦ, Ю.Н. КУЧЕРЕНКО, А.И. ГОЛОВАНЬ

Одесский национальный морской университет, кафедра СЭУ и ТЭ, Украина

ВИБРОАКУСТИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СУДОВОГО ДИЗЕЛЯ С ТУРБОНАДДУВОМ

Рассматривается альтернативный метод определения частот вращения коленчатого вала (КВ) и ротора турбины наддува (ГТН) в составе системы мониторинга судового дизеля с турбонаддувом. Метод основан на анализе спектральных характеристик виброакустических сигналов комбинированного двигателя. Численно решается задача устранения эффекта «утечки», возникающего в результате дискретного преобразования Фурье. Анализируется принцип работы виброакустического модуля, реализующего процедуру БПФ и итерационный алгоритм уточнения частоты, фазы и амплитуды измеряемого сигнала. Приведен список входных сигналов, выходных (расчетных) и настроенных параметров модуля.

Ключевые слова: комбинированные ДВС, параметры рабочего процесса, частота вращения, спектральный анализ.

Введение

На большинстве главных судовых дизелей установлены тахометры частот вращения коленчатого вала и ротора ГТН. Датчики тахометров непосредственно связаны с коленчатым или распределительным валом двигателя и валом турбины наддува. Принцип действия датчиков различен – оптические, индуктивные, датчики Холла и др. Таким образом, происходит непосредственное измерение частот вращения указанных объектов. Сигналы от тахометров выведены на панель приборов центрального поста управления и в систему аварийно-предупредительной сигнализации. Поскольку эти частотные параметры являются основными характеристиками эксплуатируемого двигателя, всю схему измерения заверяет выбранное судовладельцем сертификационное общество (Регистр) [1]. Использовать гальваническое присоединение в регистровую схему измерения для передачи информации во внешние контролирующие устройства, в большинстве случаев, запрещено. Поэтому в качестве альтернативы непосредственным измерениям предлагается использовать виброакустический способ определения частот вращения КВ и ГТН с помощью методов спектрального анализа.

1. Контроль частотных характеристик судовых комбинированных ДВС

На судовых дизельгенераторах в отличие от главных дизелей, в большинстве случаев, не устанавливаются тахометры турбин наддува и виброакустический контроль частоты их вращения является единственно применимым на практике методом.

С помощью методов спектрального анализа на базе быстрого преобразования Фурье (БПФ) и последующего численного решения задачи устранения «утечки» в дискретном спектре можно снизить погрешность измерения частотных характеристик комбинированного судового дизеля. Главной целью применения такого метода является непрерывный дистанционный контроль частот КВ и ГТН в задаче online-мониторинга режимов работы судовых дизелей и возможность проверки показаний штатных приборов.

В [2] было показано, как с помощью амплитудного спектра виброакустического сигнала ГТН определить частоту вращения ротора турбины. Анализ литературы [1 – 5] показывает, что в спектре виброакустического сигнала ГТН максимальная гармоника находится на лопаточной частоте воздушного компрессора (частота вращения ротора X количество лопаток компрессора, рис. 1).

Анализ рис. 1 показывает, что необходимо вводить ограничения на поиск максимальной гармоники, соответствующей лопаточной частоте ГТН. Для этого необходимо знать частоту вращения ротора ГТН на номинальном режиме и количество лопаток компрессора.

Так, для малооборотного главного судового дизеля (МОД) 6L80MCE частота вращения ротора турбины на номинальном режиме равна 9000 rpm. Тогда ожидаемая частота лопаточной гармоники на номинальном режиме:

$$F_q(k) = 9000 \text{ rpm} / 60 \cdot 20 = 3000 \text{ Гц.}$$

Минимально и максимально возможные частоты вращения ГТН и, соответственно, частоты генерируемых сигналов можно принять следующими:

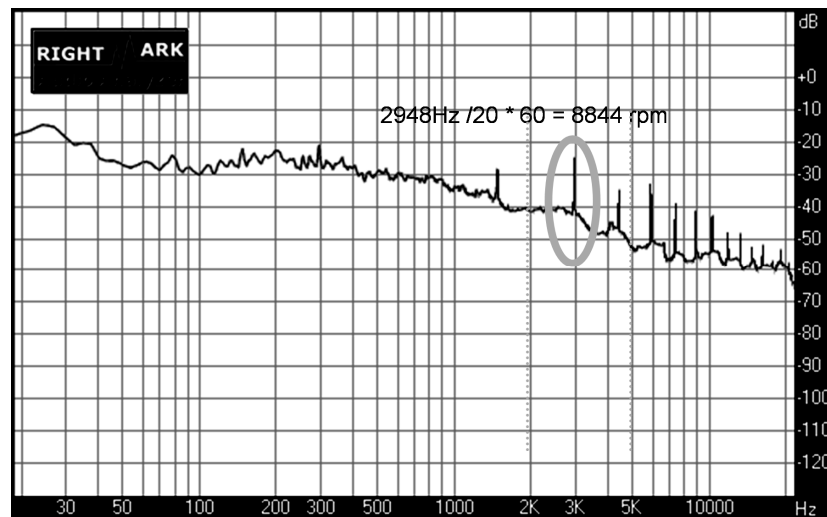


Рис. 1. Спектр звукового сигнала компрессора ГТН главного дизеля 6L80MCE

$$\min \rightarrow 6000 \text{ rpm} / 60 \cdot 20 = 2000 \text{ Гц};$$

$$\max \rightarrow 15000 \text{ rpm} / 60 \cdot 20 = 5000 \text{ Гц}.$$

На рис. 1. видно, что в указанном диапазоне существует только один четко выраженный максимум. Зафиксированная по спектру сигнала частота вращения ротора ГТН (в рамках принятых ограничений) составила:

$$\text{TUR rpm} = 2948 \text{ Гц} / 20 \cdot 60 = 8844 \text{ rpm}.$$

Анализ литературы [1 – 5] и проведенные натурные испытания показывают, что в спектре виброакустического сигнала двигателя, в области низких частот (до 100 Гц) выделяется гармоника, соответствующая цилиндровой частоте вибрации корпуса.

Для двухтактных дизелей МОД:

$$Fq \text{ cyl}(2) = \text{rpm} / 60 \cdot i \text{ cyl}.$$

Для четырехтактных дизелей СОД и ВОД, с учетом одного оборота КВ на рабочий цикл и одного оборота на продувку цилиндра:

$$Fq \text{ cyl}(4) = (\text{rpm} / 60 \cdot i \text{ cyl}) / 2.$$

В связи с дискретным представлением сигнала в спектре появляется несколько кратных гармоник и в этом случае обязательно необходимо вводить ограничения «сверху» и «снизу» на поиск цилиндровой гармоники. Алгоритм формирования ограничений очевиден: вычисляется в герцах минимальная и максимальная возможные цилиндровые частоты, исходя из частоты вращения КВ на номинальном режиме. Так, для дизельгенератора Sulzer 8AL25/30, работающего по нагрузочной характеристике, частота вращения поддерживается равной 750 rpm.

$$Fq \text{ cyl} = (750 / 60 \cdot 8) / 2 = 50 \text{ Гц (рис. 2)}.$$

С учетом максимально возможного кратковременного отклонения частоты не более $\pm 5\%$ на рис. 2

показаны ограничения для поиска цилиндровой гармоники.

Испытания дизельгенератора были проведены на 4-х нагрузочных режимах: 240, 280, 320 и 350 кВт.

В спектре сигнала были определены цилиндровые и лопаточные гармоники, с последующим уточнением их амплитуды и частоты путем устранения эффекта «утечки» в дискретном преобразовании Фурье (ДПФ).

В результате были построены графики зависимости частот вращения КВ и ГТН от нагрузки в исследованном диапазоне (табл. 1, рис.3, $i \text{ cyl} = 8$, $i \text{ лопаток ГТН} = 20$).

$$\text{RPM}(\text{КВ}) = 60 \cdot Fq(\text{ц}) \cdot 2 / i \text{ cyl (4-х тактн.)};$$

$$\text{RPM}(\text{КВ}) = 60 \cdot Fq(\text{ц}) / i \text{ cyl (2-х тактн.)};$$

$$\text{RPM}(\text{КВ}) = 60 \cdot Fq(\text{л}) / i \text{ лопаток}.$$

Таблица 1
Испытания дизельгенератора

N, кВт	Fq(ц)	RPM (КВ)	Fq(л)	RPM (ГТН)
240	51,7	775,5	3508	10524
280	51,6	774	3717	11151
320	51,6	774	3950	11850
350	51,5	772,5	4045	12135

Необходимо отметить, что статическая характеристика регулятора частоты вращения дизеля 8AL25/30 имеет наклон, который можно численно оценить. Это видно по уменьшающейся частоте вращения при увеличении нагрузки генератора. Зависимость мощности от частоты вращения ГТН, в выбранном диапазоне нагрузок, слабо квадратичная и, можно сказать, почти линейная.

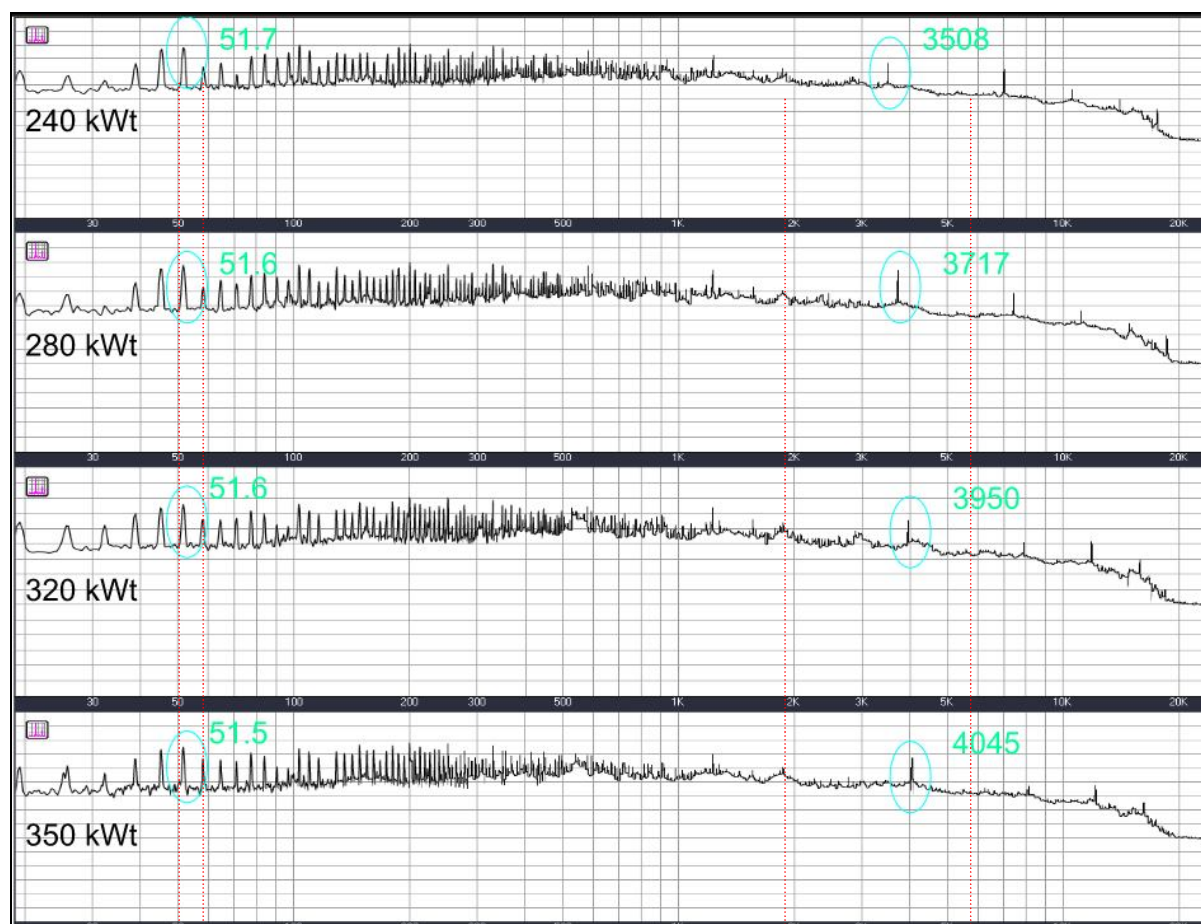


Рис. 2. Спектр звукового сигнала дизельгенератора СОД 8AL25/30 на нагрузочных режимах 240, 280, 320, 350 кВт

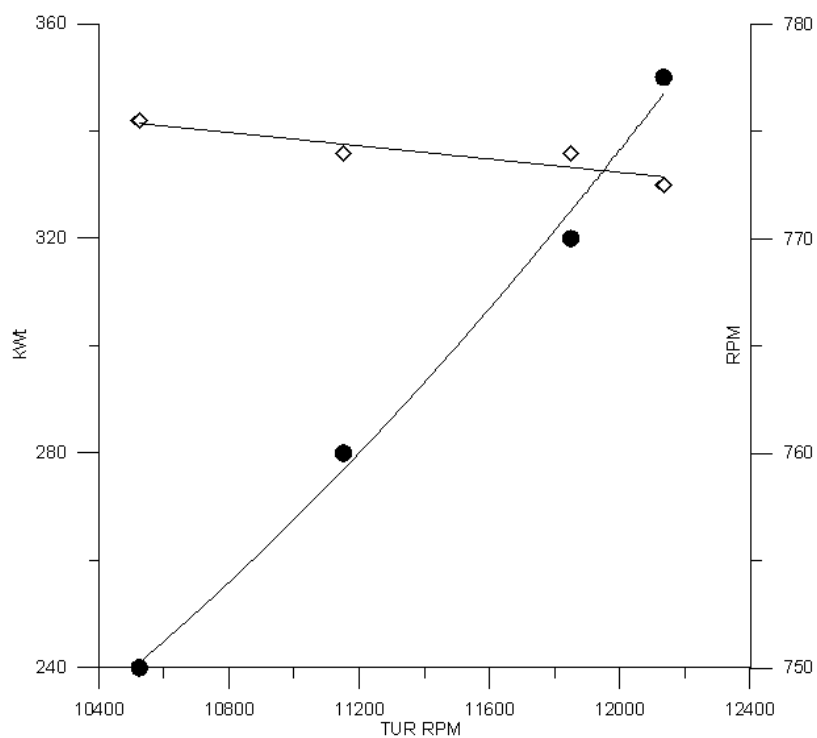


Рис. 3. Мощность 8AL25/30 и частота вращения КВ в зависимости от частоты вращения ГТН

2. Устранение эффекта «утечки»

В процессе анализа дискретного спектра виброакустических сигналов для оценки их частотных и амплитудных характеристик приходится решать задачу устранения эффекта «утечки». Этот эффект является следствием конечности анализируемой

временной реализации и ее дискретного представления через АЦП.

В качестве примера на рис. 4 представлены амплитудные спектры одного и того же синусоидального сигнала ($A = 10000$ ед.) с целым (а) и не целым (б) числом отсчетов на один период сигнала.

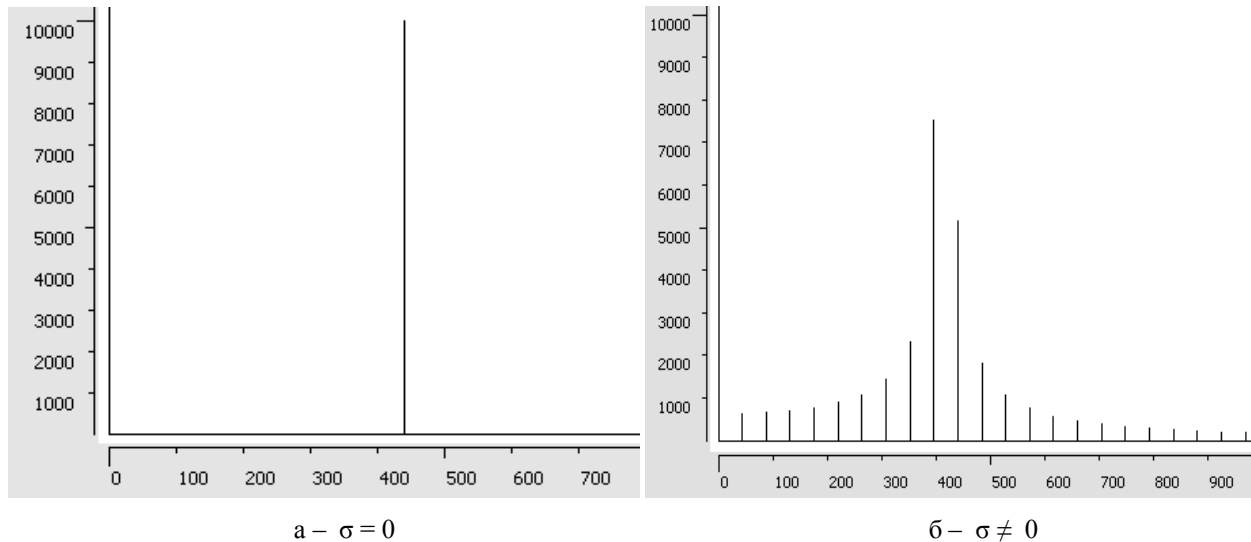


Рис. 4. Эффект утечки ДПФ

Эффект «утечки» или вытекания мощности из спектральных пиков на соседние спектральные линии считается одной из главных погрешностей дискретного преобразования Фурье. Если частоту сигнала представить в виде

$$\gamma = M/T,$$

где T – период сигнала,

$$M = n + \sigma, \quad n - \text{целое, а } 0 < \sigma < 1,$$

то максимальные искажения амплитуды, частоты и фазы центральной гармоники и утечка мощности в соседние будет наблюдаться при $\sigma = 0,5$ [6].

Таким образом, если анализировать параметры исходного сигнала по его спектру, т.е. по центральной гармонике, то полученные амплитуда, частота и фаза будут искажены в случае нецелого количества отсчетов сигнала на его период. На практике для дискретной записи сигналов используют АЦП с выбранной и зафиксированной частотой дискретизации. Понятно, что число отсчетов на период никогда не будет целым, а значение σ будет меняться от 0 до 1 в зависимости от собственной частоты измеряемого сигнала, при этом будет меняться точность оценки параметров сигнала по центральной гармонике.

Для уменьшения эффекта «утечки» наиболее широкое распространение получил метод оконных преобразований. Суть метода проста: для уменьшения разрывов на краях ряда с целью ослабления

утечки нужно уменьшить амплитуду сигнала возле краев. Такое масштабирование осуществляется в ходе умножения реализации на окно специальной формы $x_i^w = x_i \cdot W(i)$ (табл. 2).

Таблица 2

Оконные функции, применяемые для уменьшения эффекта «утечки»

Окно Хемминга	$w(n) = 0.53836 - 0.46164 \cos\left(\frac{2\pi n}{N-1}\right)$
Окно Ханнинга	$w(n) = 0.5 \left(1 - \cos\left(\frac{2\pi n}{N-1}\right)\right)$
Окно Кайзера	$w(n) = \frac{I_0\left(\beta \sqrt{1 - \left(\frac{2n-N+1}{N-1}\right)^d}\right)}{I_0(\beta)}$

В результате применения оконных функций спектр исходного сигнала может сильно исказиться, но при этом уменьшится зависимость амплитуды, частоты и фазы от значения σ . Это значит, что центральную гармонику x_i^w можно использовать для приблизительной оценки параметров сигнала с некоторой постоянной погрешностью, которую можно учесть.

Точнее можно устранить эффект «утечки» численным методом, основанным на обработке комплексных результатов ДПФ. В [6] предложено уточнить частоту m , фазу ϕ , и амплитуду A исходного сигнала по значениям двух максимальных гармоник в спектре X_k, X_{k+1} . Для этого предлагается численно решить систему комплексных уравнений:

$$\left\{ \begin{aligned} |Z(m, \phi)_k / Z(m, \phi)_{k+1}| &= |X_k / X_{k+1}| \\ \text{Arg}(Z(m, \phi)_k) &= \text{Arg}(X_k) \end{aligned} \right\}, \quad (1)$$

где параметры k -й гармоники:

$$X_k = \text{Re}_k + j \text{Im}_k;$$

$$X_k = N A_k e^{j\phi_k},$$

$$A_k = \frac{1}{N} \sqrt{\text{Re}_k^2 + \text{Im}_k^2},$$

$$\phi_k = \arctg\left(\frac{\text{Im}_k}{\text{Re}_k}\right) = \text{Arg}(X_k).$$

Коэффициенты гармоник можно представить в виде

$$X_k = (A_k / 2) Z(m, \phi)_k,$$

где $Z(m, \phi)_k$ – комплексная функция, не зависящая от амплитуды, но зависящая от частоты и фазы:

$$Z(m, \phi)_k = e^{j\phi} \frac{e^{2\pi j(m-k)} - 1}{e^{\frac{2\pi j(m-k)}{N}} - 1} + e^{-j\phi} \frac{e^{-2\pi j(m+k)} - 1}{e^{\frac{-2\pi j(m+k)}{N}} - 1}.$$

Предлагаемую систему уравнений нужно решать в том случае, когда гармоники слева и справа от центральной не равны нулю (на практике больше заданной малой величины δ):

$$X_{k-1} > \delta, X_{k+1} > \delta.$$

Если $X_{k-1} = 0, X_{k+1} = 0$, то эффект утечки отсутствует и частота, амплитуда и фаза центральной гармоники соответствуют параметрам измеряемого исходного сигнала.

Авторами была решена представленная выше система двух комплексных уравнений (1) и написана программа, демонстрирующая решение проблемы. В первую очередь, необходимо было записать выражения для действительной и мнимой частей комплексной функции $Z(m, \phi)_k$:

$$\text{Re}_{Z(m, \phi)} = \frac{Y_1 + Y_2}{D_1} + \frac{Y_3 + Y_4}{D_2},$$

$$\text{Im}_{Z(m, \phi)} = \frac{Y_5 + Y_6}{D_1} + \frac{Y_7 + Y_8}{D_2},$$

где:

$$D_1 = \left(\cos\left(-\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right) - 1 \right)^2 + \sin\left(-\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right)^2,$$

$$D_2 = \left(\cos\left(\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right) - 1 \right)^2 + \sin\left(\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right)^2,$$

$$Y_1 = \left(\cos(\phi) (\cos(-2\pi m + 2\pi k) - 1) + \sin(\phi) \sin(-2\pi m + 2\pi k) \right) \times \cos\left(-\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right) - 1,$$

$$Y_2 = \left(-\sin(\phi) (\cos(-2\pi m + 2\pi k) - 1) + \cos(\phi) \sin(-2\pi m + 2\pi k) \right) \times \sin\left(-\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right),$$

$$Y_3 = \left(\cos(\phi) (\cos(2\pi m + 2\pi k) - 1) - \sin(\phi) \sin(2\pi m + 2\pi k) \right) \times \cos\left(\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right) - 1,$$

$$Y_4 = \left(\sin(\phi) (\cos(2\pi m + 2\pi k) - 1) + \cos(\phi) \sin(2\pi m + 2\pi k) \right) \times \sin\left(\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right),$$

$$Y_5 = \left(\sin(\phi) (\cos(-2\pi m + 2\pi k) - 1) - \cos(\phi) \sin(-2\pi m + 2\pi k) \right) \times \cos\left(-\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right) - 1,$$

$$Y_6 = \left(\cos(\phi) (\cos(-2\pi m + 2\pi k) - 1) + \sin(\phi) \sin(-2\pi m + 2\pi k) \right) \times \sin\left(-\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right),$$

$$Y_7 = \left(-\sin(\phi) (\cos(2\pi m + 2\pi k) - 1) - \cos(\phi) \sin(2\pi m + 2\pi k) \right) \times \cos\left(\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right) - 1,$$

$$Y_8 = \left(\cos(\phi) (\cos(2\pi m + 2\pi k) - 1) - \sin(\phi) \sin(2\pi m + 2\pi k) \right) \times \sin\left(\frac{2\pi m}{N} + \frac{2\pi k}{N}\right).$$

Аргумент комплексной функции $Z(m, \phi)_k$:

$$\text{Arg}(Z(m, \phi)) = \arctan\left(\frac{\text{Im}Z(m, \phi)}{\text{Re}Z(m, \phi)}\right).$$

Система (1) решается методом итераций. Вначале задается значение $\phi = \text{Arg}(X_k)$ и численно решается первое уравнение системы при одном неизвестном m . Полученное значение m задается во второе уравнение и оно решается относительно ϕ . Теперь полученное значение ϕ снова задается в первое уравнение, для получения уточненного значения m , и т.д.

Признаком окончания решения будет незначительное на очередной итерации изменение m и ϕ :

$$\left\{ \begin{array}{l} |m_{j-1} - m_j| < \epsilon \\ |\phi_{j-1} - \phi_j| < \epsilon \end{array} \right\}.$$

После завершения итераций амплитуда сигнала определяется из соотношения:

$$A_k = \text{Abs}(2X_k / Z(m, \phi)_k).$$

Несмотря на кажущуюся громоздкость системы (1) и необходимость численного итерационного решения составляющих ее уравнений, необходимо отметить, что решается она быстро. Для всех исследованных случаев требовалось не более 5-ти полных итераций для обеспечения заданной погрешности менее 0,5% по частоте и фазе. На рис. 5 показано решение системы для ситуации сильно выраженного эффекта утечки $\sigma \sim 0,5$.

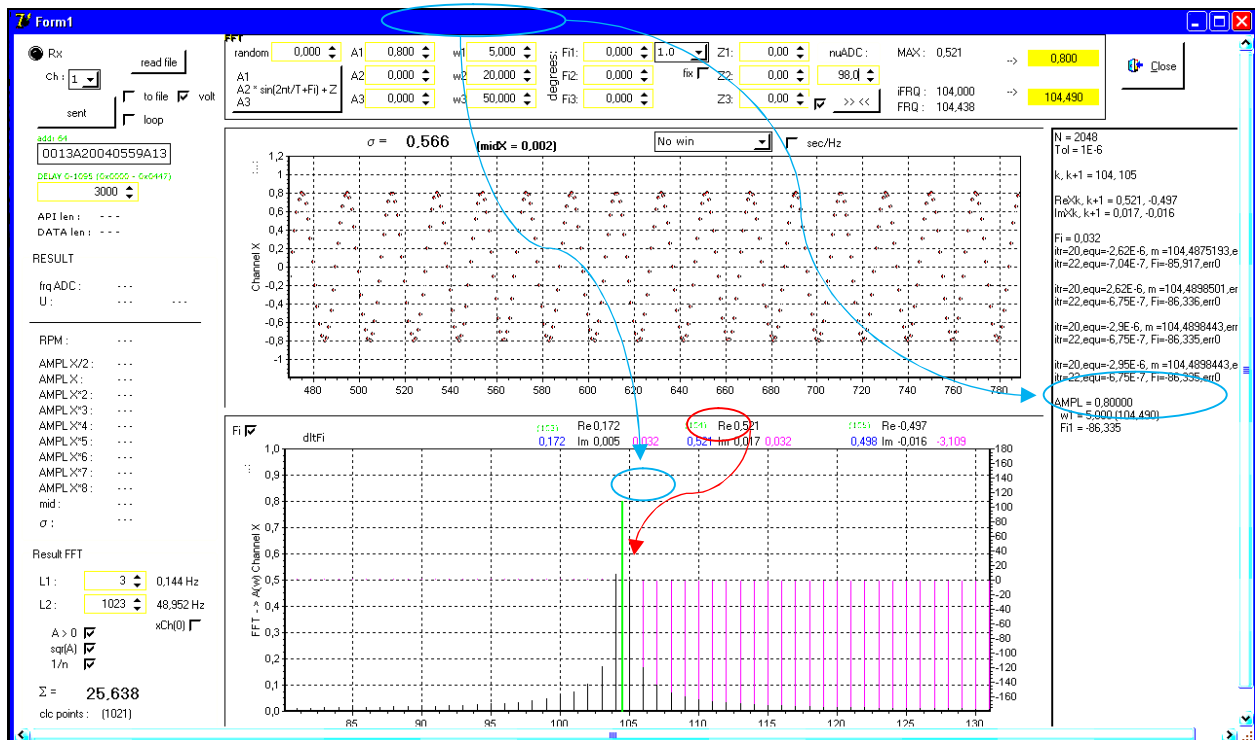


Рис. 5. Программа для демонстрации ДПФ и решения проблемы «утечки»

В данном случае потребовалось четыре полных итерации системы. Амплитуда и частота восстановлены до заданного в исходном сигнале значения ($A1=0,8$, $w1=5,0$) с точностью до 5-го знака после запятой. При этом амплитуда центральной (максимальной) гармоники в спектре после ДПФ до процедуры восстановления была равна $A1'=0,521$ (ошибка 35%!)). Ошибка в оценке частоты исходного сигнала по частоте центральной гармоники тоже может быть значительной. Она зависит от частоты

АЦП и частоты исходного сигнала. С увеличением частоты АЦП она будет уменьшаться.

Решение системы (1) не связано с выделением дополнительной памяти для хранения объемных массивов данных и расчетных коэффициентов, как в случае с БПФ. В связи с этим алгоритм может быть запрограммирован на современном DSP контроллере, реализующем БПФ. Несмотря на итерационное численное решение (1), такая процедура восстановления незначительно увеличит общее время расчета

и позволит получить не только спектр сигнала, но и восстановленное значение основной частоты и амплитуды исследуемого сигнала.

3. Общие характеристики модуля виброакустического контроля параметров судового надвудного дизеля

Модуль решает задачи определения частоты вращения КВ и ГТН двигателя по восстановленным параметрам дискретного спектра виброакустических сигналов двигателя и компрессора ГТН. Модуль работает на базе современного DSP контроллера, который реализует БПФ на базе 2048 точек и устраняет эффект «утечки» ДПФ. В результате, кроме частот КВ и ГТН на выходе модуля производится непрерывный контроль амплитуд виброускорений двигателя на цилиндровой частоте и амплитуд виброускорений ГТН на основной частоте вращения. Первые амплитуды характеризуют разбаланс цилиндровых мощностей, а вторые отвечают за общую вибрацию ГТН на основной частоте вращения. Контроль уровня вибрации ГТН на частоте вращения это комплексный контроль технического состояния ГТН, его подшипников и проточной части по газовой и воздушной стороне [7].

Модуль устанавливается на двигателе в районе ГТН. Настраиваемые данные и рассчитанные характеристики передаются по последовательному интерфейсу.

Входные сигналы:

- 1) виброскорость/ускорение блока цилиндров (до 100 Гц, датчик №1);
- 2) виброакустический сигнал компрессора ГТН (2 – 20 КГц, датчик №2).

Выходные параметры:

- 1) частота вращения КВ двигателя (rpm);
- 2) амплитуда цилиндровой гармоники (A_{cyl});
- 3) частота вращения ГТН ($TURrpm$);
- 4) амплитуда гармоники на основной частоте вращения ГТН (A_{TUR})

$$F_q(ГТН) = F_q(\text{лопаточная}) / i \text{ лопаток.}$$

Настраиваемые параметры:

- 1) частота опроса датчика №1 (γ_{1adc});
- 2) минимальная RPM двигателя (rpm_{min});
- 3) максимальная RPM двигателя (rpm_{max});
- 4) тактность («0»-2х тактный, «1»-4х тактный);
- 5) количество цилиндров (i_{cyl});
- 6) частота опроса датчика №2 (γ_{2adc});
- 7) минимальная RPM ГТН ($TURrpm_{min}$);
- 8) максимальная RPM ГТН ($TURrpm_{max}$);
- 9) количество лопаток компрессор ГТН (i);

10) тип применяемых в ДПФ окон («0»-без окон, «1»-Хемминг, «2»-Блэкмен, «3»-Кайзер);

11) метод устранения эффекта утечки («0»-трехточечная аппроксимация [5], «1»-итерационный алгоритм);

12) адреса каналов двигателя и ГТН (ch_{Eng} - первый полубайт, ch_{Tur} - второй полубайт).

Заключение

Виброакустический метод определения частотных характеристик надвудного судового двигателя имеет ряд преимуществ перед традиционным, предполагающим применение тахометров. В первую очередь это стоимость и простой способ инсталляции. Кроме того, постоянный анализ спектра виброскорости/ускорения блока цилиндров двигателя и ГТН дает возможность анализировать техническое состояние двигателя. Точность определения частот КВ и ГТН, по предварительной оценке, выше точности применяемых на практике тахометров, особенно при определении частоты вращения ГТН. Это объясняется тем, что происходит измерение не самих частот вращения, а частот кратных количеству цилиндров или лопаток компрессора ГТН. Однако вопрос численной оценки погрешностей предлагаемого метода требует отдельного решения.

Виброакустический модуль определения частотных характеристик не является прямой альтернативой применяемых на практике тахометров, но может быть использован в составе системы непрерывного мониторинга и диагностики судового ДВС.

Литература

1. Возницкий, И.В. Контроль и диагностика технического состояния судовых дизелей [Текст] / И.В. Возницкий. – М.: В/О Мортехинформреклама, 1984. – 233 с.
2. Варбанец, Р.А. Параметрическая диагностика судовой дизельной энергетической установки в эксплуатации [Текст] / Р.А. Варбанец, Ю.Н. Кучеренко, А.И. Головань // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 10 (87). – С. 197 – 202.
3. Варбанец, Р.А. Мониторинг рабочего процесса судовых дизелей в эксплуатации [Текст] / Р.А. Варбанец, В.Г. Ивановский // *Двигатели внутреннего сгорания*. – 2004. – № 2 (5). – С. 138 – 141.
4. Осташенков, В.Ф. Теплотехнические испытания судовых дизелей [Текст] / В.Ф. Осташенков. – М.: Транспорт, 1967. – 247 с.
5. Варбанец, Р.А. Анализ спектра виброакустических сигналов топливной аппаратуры среднеоборотных дизелей (СОД) [Текст] / Р.А. Варбанец // *Вісник Одеського національного морського університету*. – 2006. – № 18 – С. 134 – 141.

6. Отнес, Р. Прикладной анализ временных рядов [Текст] / Р. Отнес, Л. Энноксон. – М.: Мир, 1982. – 482 с.

7. Соломатин, С.Я. Особенности вибрационного состояния центробежного компрессора при останове [Текст] / С.Я. Соломатин, В.Н. Краевский,

К.А. Кузьмин // Компрессорная техника и пневматика. – М., 2012. – № 1. – С. 12 – 16.

8. RightMark Audio Analyzer [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://audio.rightmark.org>. – 12.03.2012 г.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой СЭУ и ТЭ В.Г. Ивановский, Одесский национальный морской университет.

ВІБРОАКУСТИЧНИЙ КОНТРОЛЬ ЧАСТОТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СУДНОВОГО ДИЗЕЛЯ З ТУРБОНАДДУВОМ

Р.А. Варбанець, Ю.М. Кучеренко, А.І. Головань

Розглядається альтернативний метод визначення частот обертання колінчастого валу і ротора турбіни наддуву в складі системи моніторингу суднового дизеля з турбонаддувом. Метод заснований на аналізі спектральних характеристик віброакустичних сигналів комбінованого двигуна. Чисельно розв'язується задача усунення ефекту «витоку», що виникає в результаті дискретного перетворення Фур'є. Аналізується принцип роботи віброакустичного модуля, що реалізує процедуру FFT і ітераційний алгоритм уточнення частоти, фази і амплітуди вимірюваного сигналу. Наведено список вхідних сигналів, вихідних (розрахункових) і налаштовувальних параметрів модуля.

Ключові слова: суднові дизелі, параметри робочого процесу, теплотехнічні вимірювання, спектральний аналіз.

VIBROACOUSTIC CONTROL OF MARINE TURBOCHARGED DIESEL REVOLUTION

R.A. Varbanets, Y.N. Kucherenko, A.I. Golovan

We consider an alternative method for determining the crankshaft rotation frequency and the supercharging rpm in the system for marine diesel engine monitoring. The method is based on an analysis of the spectral characteristics of vibro-acoustic signal of the combined engine. Numerically solve the problem of eliminating the effect of "leakage" resulting from the Discrete Fourier Transform. We analyze the principle of vibro-acoustic module that implements the procedure of FFT and iterative refinement algorithm for frequency, phase and amplitude of the measured signal. The list of input, output and adjustment parameters of the module.

Key words: marine diesel engines, the working process parameters, sea trials tests, spectral analysis.

Варбанец Роман Анатольевич – доктор техн. наук, профессор кафедры «Судовые энергетические установки и техническая эксплуатация» Одесского национального морского университета ОНМУ, Одесса, Украина, e-mail: roman.varbanets@gmail.com.

Кучеренко Юрий Николаевич – директор научно-производственной фирма «Лептон», аспирант кафедры «Судовые энергетические установки и техническая эксплуатация» Одесского национального морского университета ОНМУ, Одесса, Украина, e-mail: 100mat@bk.ru.

Головань Андрей Игоревич – аспирант кафедры «Судовые энергетические установки и техническая эксплуатация» Одесского национального морского университета ОНМУ, Одесса, Украина, e-mail: andrew.golovan@gmail.com.

УДК 629.7.03.018

О.Н. БЫЛИНКИНА, Б.Б. КОРОВИН, А.А. СТАСЕВИЧ*ОАО «Летно-исследовательский институт им. М.М.Громова», Россия.*

ОСОБЕННОСТИ ПРОЯВЛЕНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ СОСТОЯНИЯ ПОДШИПНИКОВ ТРДДФ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА МАНЕВРЕННОМ САМОЛЕТЕ

В результате вибрографирования ТРДДФ с межроторным подшипником в силовой схеме на маневренном самолете с помощью интеллектуального датчика на изгибной керамике, установленного в штатном месте измерения вибраций на промежуточном корпусе двигателя, оценены вибрации, генерируемые наиболее нагруженными подшипниками двигателя в эксплуатационных условиях. Выявлены условия работы двигателя, при которых сепараторные составляющие вибраций межроторного роликового и радиально упорного шарикового подшипников доминируют в спектре вибросигнала. Прдемонстрированы особенности проявления вибрационных диагностических признаков состояния подшипников при выполнении пилотажной фигуры «колокол», в перевернутом полете, при разворотах самолета на больших углах атаки и в управляемом штопоре.

Ключевые слова: межроторный подшипник, радиально упорный шариковый подшипник, вибрационный диагностический признак, составляющая спектра, сепаратор, гармоника, маневренный самолет, контроль.

Введение

Ранее в [1 – 4], было показана продуктивность использования методов вибрационной диагностики применительно к оценке состояния межроторных подшипников ТРДДФ в эксплуатационных условиях. Настоящая публикация посвящена анализу проявления диагностических признаков состояния не только межроторных, но и шариковых радиально упорных подшипников ТРДДФ в условиях его работы на маневренном самолете.

1. Формулирование проблемы и методы ее решения

Необходимость контроля технического состояния подшипников ТРДДФ маневренных самолетов в процессе летной эксплуатации диктуется тяжелыми условиями работы указанных узлов и катастрофическими последствиями в случае их разрушения. Решение указанной проблемы методами вибрационной диагностики базируется на использовании вибросигнала с широкополосного выхода интеллектуального датчика V-318 на изгибной керамике, смонтированного в штатном месте измерения вибрации на промежуточном корпусе двигателя. При этом представлялось целесообразным оценить уровни и условия проявления вибрационных диагностических признаков состояния подшипников для исправного двигателя в

процессе его подконтрольной эксплуатации. В частности, как было показано в [3] и [4] применительно к межроторному подшипнику, при работе ТРДДФ на маневренном самолете подобные проявления не обязательно связаны с дефектом подшипника, и при разработке алгоритмов контроля его состояния требуется учет дополнительных факторов.

Высокочастотные сигналы вибрации и частот вращения роторов двигателя, а также сопровождающая полетная информация регистрировались на бортовые твердотельные накопители. При обработке и анализе данных использовался специализированный программно-аппаратный комплекс ЛИИ [5].

Процедуры анализа предусматривали выделение и автоматическую идентификацию всех узкополосных составляющих вибраций в полосе частот 20-8000Гц при линейном характере АЧХ до 1кГц по виброскорости. Идентификация составляющих, генерируемых подшипниками двигателя, выполнялась с помощью частотных моделей, разработанных с использованием геометрических и кинематических характеристик подшипников (частоты вращения внутренней и наружной обойм, размеры внутреннего и наружного диаметров, число и диаметр тел качения, угол контакта).

Указанные частотные модели для межроторного роликового (МРП) и радиально упорных шариковых (ШП) подшипников опор высокого (ВД) и низкого (НД) давления соответствовали составляющим, аб-

бrevиатура и название которых представлены ниже:

- МРС (сепараторная для МРП);
- МРТК (тела качения МРП);
- ШПС_{ВД} (сепараторная для ШП_{ВД});
- ШП_{ТКВД} (тела качения ШП_{ВД});
- ШП_{ТКНД} (тела качения ШП_{НД});
- ШПВО_{ВД} (внешняя обойма ШП_{ВД}).

2. Результаты исследований

Проявление характерных составляющих, генерируемых межроторным роликовым, а также радиально упорными шариковыми подшипниками передней опоры ротора высокого давления и задней опоры КНД, в процессе подконтрольной летной эксплуатации обследуемого двигателя сопровождалось нестационарным характером протекания их интенсивности по времени при соизмеримости в ряде случаев максимальных значений этой интенсивности с уровнем роторных гармоник. Продемонстрируем это на ряде характерных примеров.

Один из них – изменение по времени амплитудных значений составляющей ШПС_{ВД} и роторных гармоник 1РВД и 1РНД при выводе двигателя на максимальный режим в горизонтальном полете на высоте $H = 8$ км и скорости по прибору $V_{пр} = 480$ км/ч, показанное на рис. 1.

Из рассмотрения рисунка, в частности, видно, что уровень сепараторной составляющей радиально

упорного подшипника передней опоры ротора ВД кратковременно достигал уровня составляющей 1РВД.

Соизмеримость интенсивностей сепараторной составляющей ШПС_{ВД} с роторными составляющими 1РНД и 1РВД отмечено и при выполнении пилотажной фигуры «колокол».

Как можно видеть из спектра на рис. 2, а, рассчитанного в верхней точке фигуры на высоте 1,5 км при скорости 68 км/ч (см. рис. 2, б), интенсивность ШПС_{ВД} близка к интенсивности составляющих 1РНД и 1РВД при доминировании сепараторной составляющей межроторного подшипника МРС. Заметим, что указанное доминирование наблюдалось при постоянстве частот вращения роторов в узкой зоне минимальных скоростей вблизи геометрической вершины траектории «колокола».

Составляющие, генерируемые телами качения подшипников, важный диагностический признак их состояния. В процессе проведения подконтрольной эксплуатации обследуемого двигателя с использованием широкополосного вибросигнала в штатном месте измерения вибраций устойчиво фиксировались составляющие МРТК, ШП_{ТКВД} и ШП_{ТКНД}. Значимый уровень составляющей МРТК иллюстрируется рис. 3, на котором показан спектр штатного вибросигнала, рассчитанный для установившегося режима $N1/N2 = 76\%/82,4\%$ после запуска двигателя с авторотации ($H = 6$ км, $V_{пр} = 400$ км/ч).

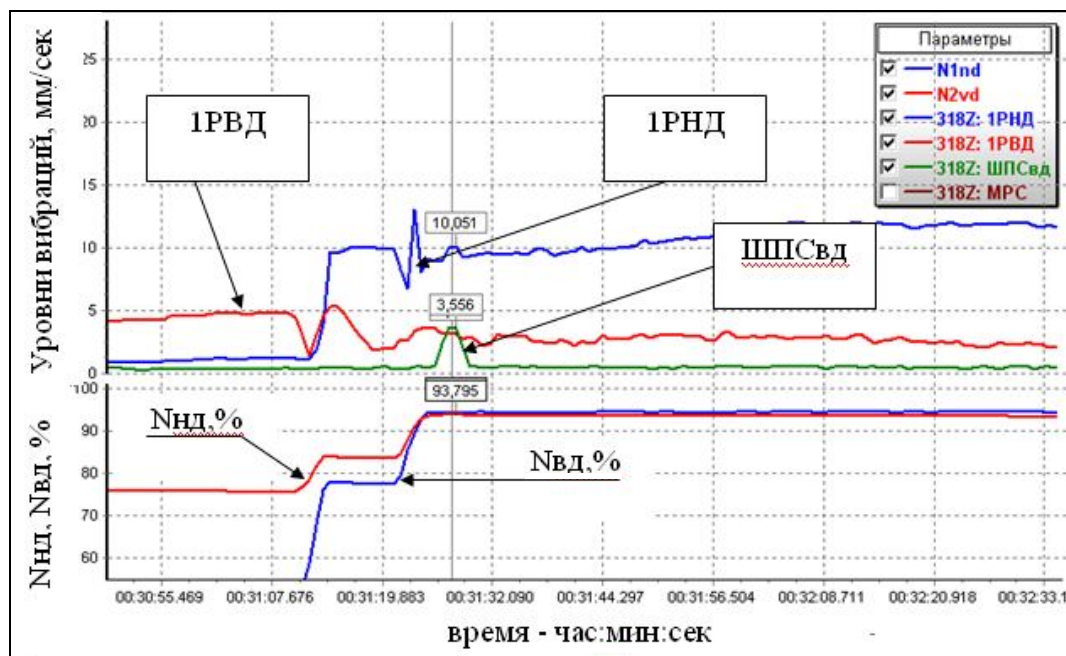


Рис. 1. Изменение по времени амплитудных значений составляющих ШПС_{ВД}, а также 1РНД и 1РВД при выходе двигателя на максимальный режим в полете на высоте $H = 8$ км, при $V_{пр} = 480$ км/ч

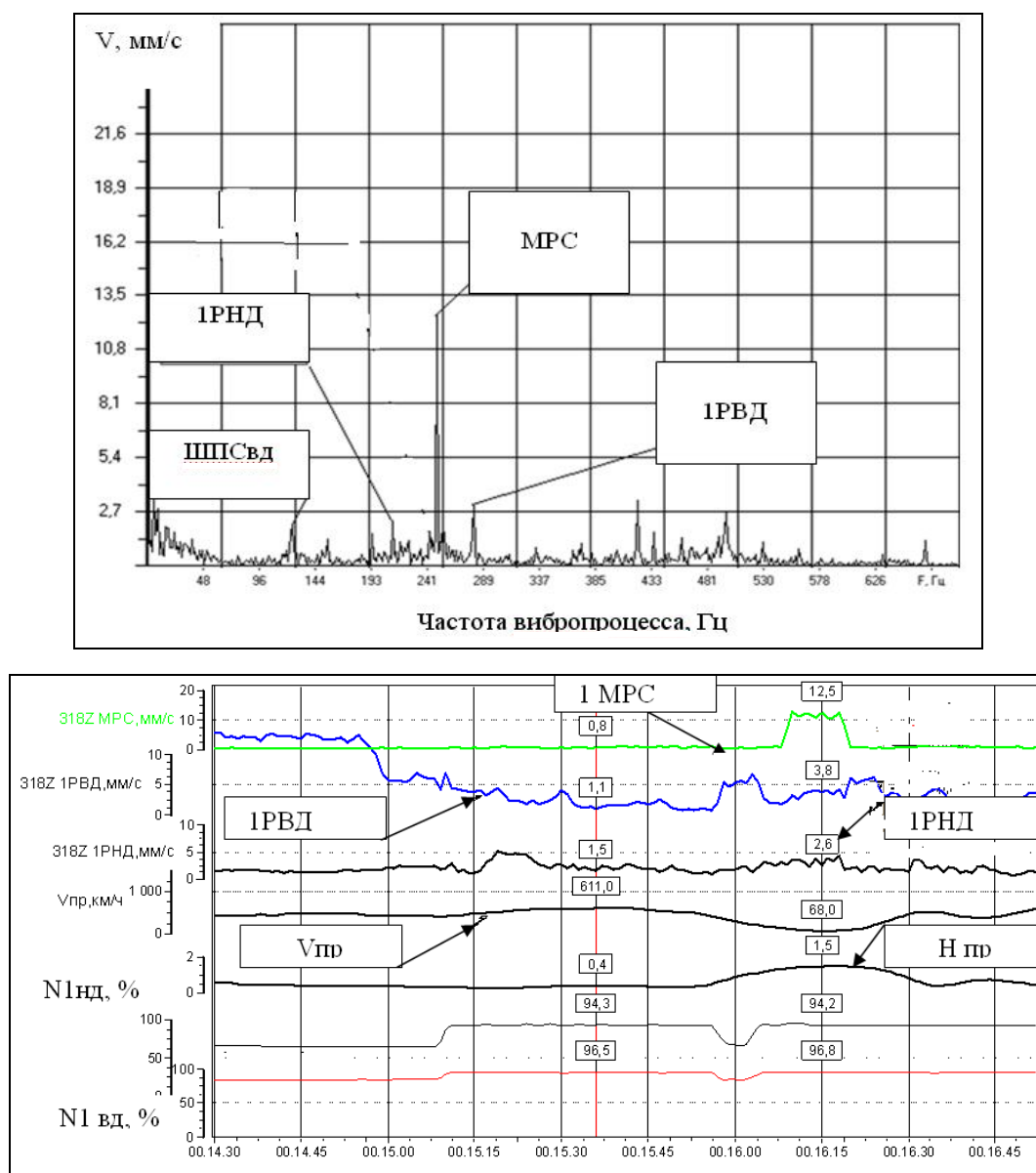


Рис.2. Проявление составляющих вибрации MPC и SHPCVD при выполнении пилотажной фигуры «колокол»

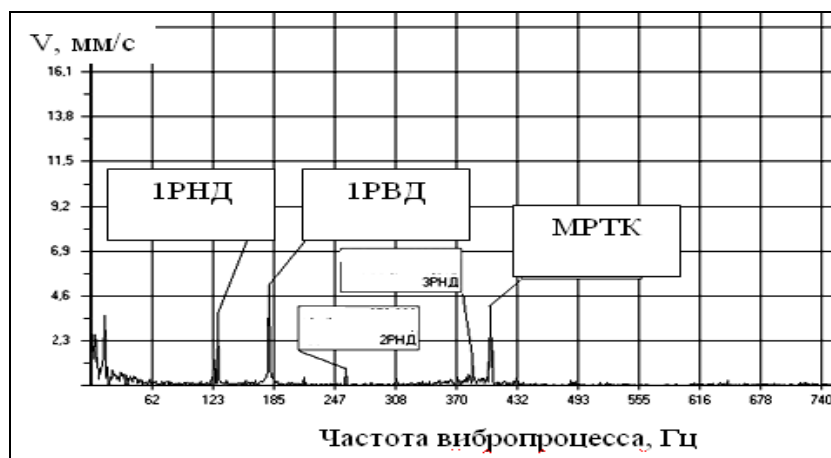
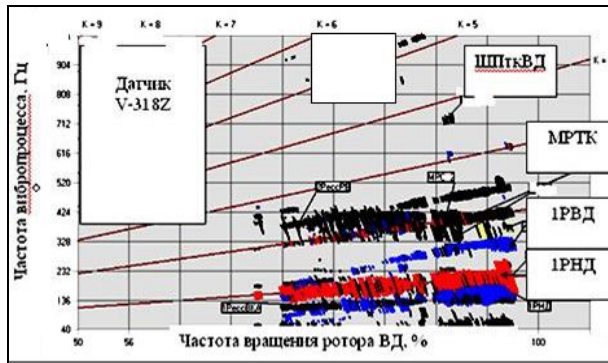


Рис.3. Иллюстрация проявления в спектре вибросигнала значимой составляющей MP TK ($H=6$ км, $V_{пр}=400$ км/ч, $N_1/N_2=76\% / 82,4\%$)

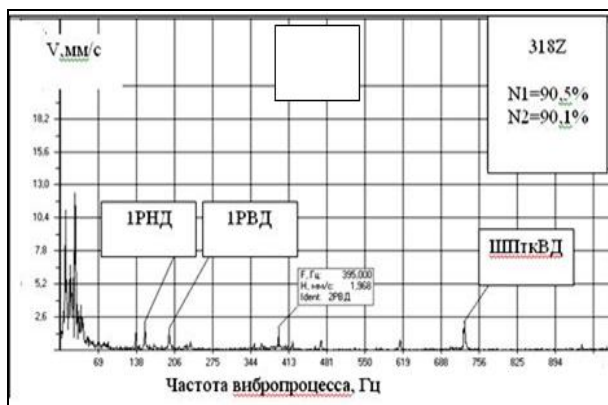
При выполнении самолетом управляемого штопора на режиме работы двигателя

$$N1 \approx N2 \approx 90\% \text{ (рис. 4)}$$

значимо проявила себя и составляющая вибраций, генерируемая телами качения шарикового подшипника ШП_{ТКВД}.



а



б

Рис. 4. Иллюстрация проявления составляющей вибрации ШП_{ТКВД} на диаграмме Кемпбелла (а) и в спектре вибропроцесса (б) при выполнении управляемого штопора

При выполнении на высоте 6км маневров «перевернутый полет», обеспечивающих достаточно длительное (до 10с) пребывание самолета с отрицательной вертикальной перегрузкой $n_y \approx -1,2$ ед.г., отмечены кратковременные пиковые значения амплитуд составляющих МРС, ШПС_{ВД} и ШПВО_{ВД}

Максимальные значения амплитуд обследуемых вибропараметров достигали при этом следующих величин:

- **6,9 мм/с для МРС**

при $N1/N2 = 82,5\%/88,2\%$, $n_y = 1,47$ и интенсивностях вибрации 6,8мм/с для СКЗ, 1,1 мм/с для РНД1, 2,9мм/с для РВД1;

- **1,96 мм/с для ШПС_{ВД}**

при $N1/N2 = 90,7\%/93,3\%$, $n_y = 1,6$ и интенсивностях вибраций 6,0 мм/с (СКЗ, 2,1 мм/с (РНД1), 5,6мм/с (РВД1),);

- **1,5 мм/с для ШПВО_{ВД}**

при $N1/N2 = 89\%/91,8\%$, $n_y = -1,2$, и интенсивностях 4,2 мм/с (СКЗ), 4,0 мм/с (РНД1), 3,6мм/с (РВД1).

Таким образом, при выполнении маневра «перевернутый полет» интенсивность диагностической составляющей МРС в штатном месте измерений вибраций на двигателе кратковременно превышала интенсивность его первых роторных гармоник в 2-6 раз, а интенсивность составляющих ШПС_{ВД} и ШПВО_{ВД} (также кратковременно) была соизмеримой с интенсивностью указанных роторных гармоник.

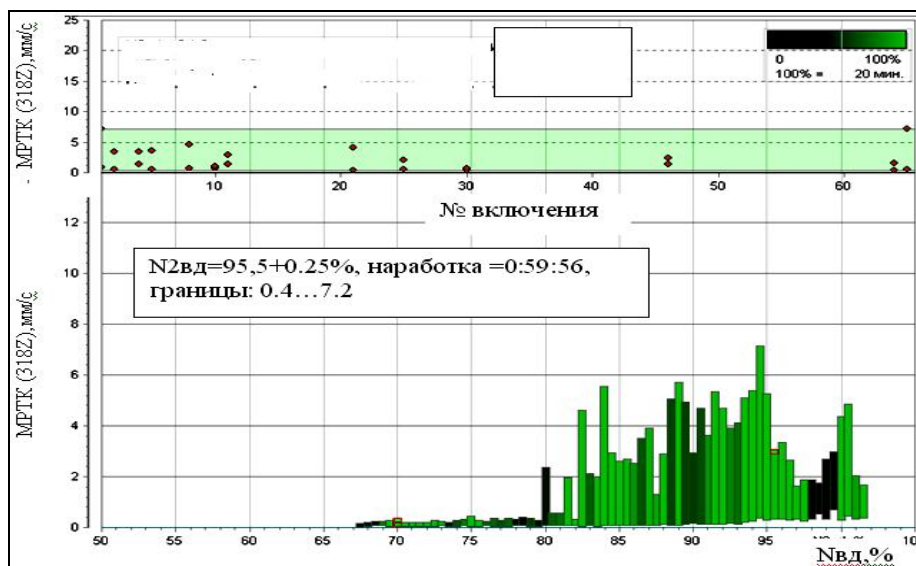
Резюмируя результаты анализа условий проявления обследованных вибрационных диагностических признаков состояния подшипников двигателя при маневрах самолета, можно утверждать, что все они, как правило, возникают кратковременно, нередко имеют значимый уровень и могут наблюдаться вне фаз полета, связанных с большими линейными перегрузками и угловыми частотами вращения планера. Высокая чувствительность к экстремальным изменениям таких параметров выявлена только для вибрационного диагностического фактора состояния радиально упорного подшипника – составляющей вибраций ШПС_{ВД}, «всплески» интенсивности которой четко отслеживали локальные экстремумы параметров n_y и ω_r .

Подобное отслеживание для составляющей ШПС_{ВД} обнаружено и при выполнении самолетом разворотов на больших углах атаки. Оно наблюдалось при даче педали и ручки управления самолетом (РУС) по крену на больших углах атаки, в том числе, на петле.

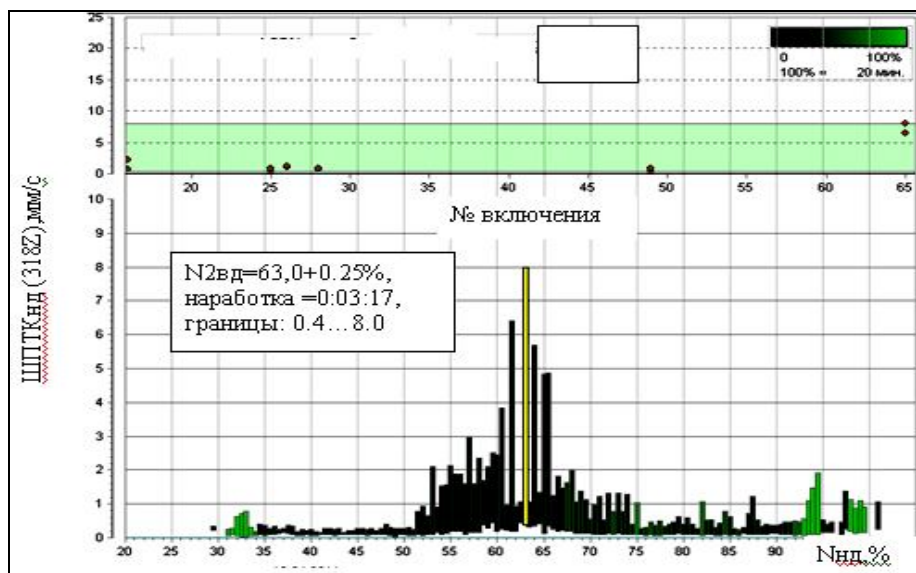
Для каждого из обследованных вибрационных диагностических факторов состояния подшипников МРС, МРТК, ШПС_{ВД}, ШПТКВД, ШПТКНД, ШПВО_{ВД} испытываемого ТРДДФ в процессе его подконтрольной эксплуатации предусматривалось автоматизированное получение вибрационных моделей нормально работающего двигателя.

Указанные модели представляют собой графические последовательности пределов зафиксированных в полете максимальных и минимальных значений соответствующего вибропараметра в рабочем диапазоне частот вращения роторов $N2/N1$ двигателя с шагом 0,5% и уровнями наработки, соответствующих не превышению параметром границ конкретного поддиапазона. Примеры таких моделей, полученных при обработке записей 65-ти полетов представлены на рис. 5.

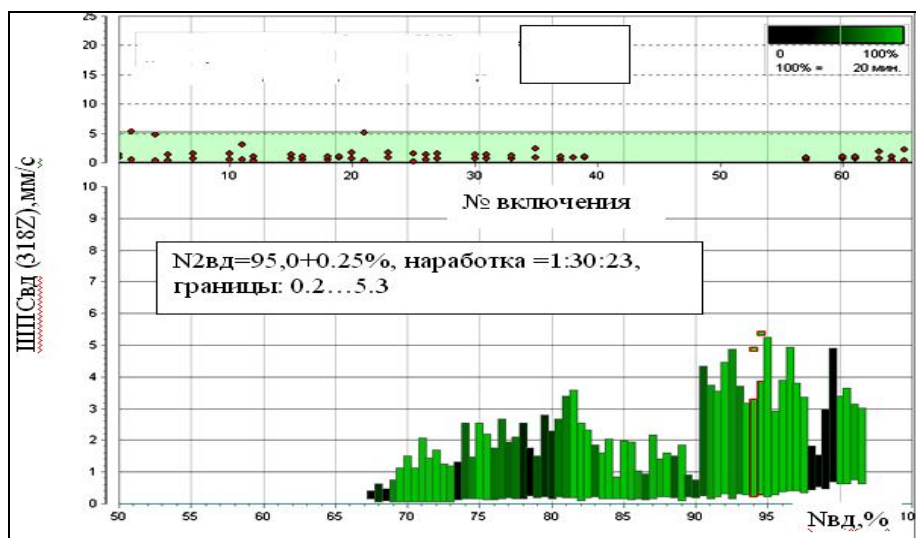
Вышеуказанные модели могут рассматриваться в качестве характеристик, позволяющих на основе натурного эксперимента назначать статистически обоснованные границы изменения конкретного диагностического признака, которые нецелесообразно превышать в эксплуатации.



а



б



в

Рис. 5. Вибромодели двигателя для МРТК (а), ШПТКНД (б), ШПСвд (в) (начало)

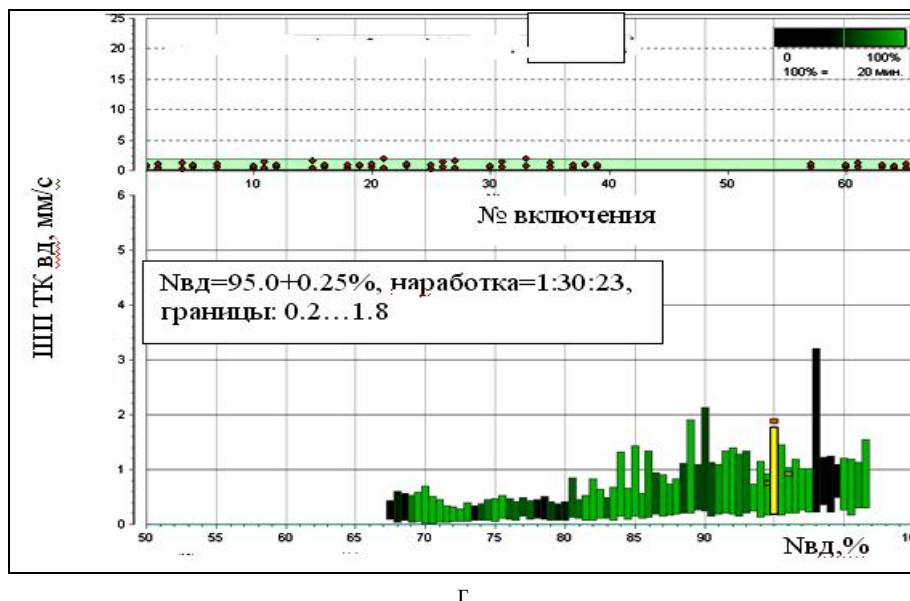


Рис 5..Вибромодели двигателя для МРТК (а), ШП_{ТК}НД (б), ШПС_{ВД} (в) и ШП_{ТК}ВД (г) с демонстрацией наработки и конкретных границ MIN-MAX вибропараметров по мере их автоматического включения в выделенный поддиапазон (окончание)

Заключение

1. Использование широкополосного вибросигнала в штатном месте измерения вибраций ТРДДФ маневренного самолета, позволило оценить проявление в эксплуатационных условиях вибрационных диагностических признаков состояния не только межроторного роликового, но и радиально упорных шариковых подшипников двигателя.

2. Все обследованные вибрационные диагностические признаки состояния подшипников ТРДДФ в условиях работы на маневренном самолете, как правило, возникают кратковременно, нередко имеют значимый уровень и могут наблюдаться вне фаз полета, связанных с большими линейными перегрузками и угловыми частотами вращения планера.

3. Показана возможность кратковременного доминирования в спектре вибросигнала исправного двигателя сепараторных составляющих вибраций, генерируемых межроторным и радиально упорным шариковым подшипником передней опоры ротора ВД.

4. Полученные результаты могут быть использованы при отработке и уточнении алгоритмов эксплуатационного контроля состояния двигателя и его подшипников по вибросигналу.

Литература

1. Назаренко, Ю.Б. Диагностика роторов и межроторного подшипника по виброскоростям на корпусах двухвальных турбореактивных двигателей. [Текст] / Ю.Б. Назаренко, Л.Ф. Светашова // *Авиационно-космическая техника и технология.* - 2009. - № 9/66. - С. 154 -159.
2. Динамика роторов двухвальных турбореактивных двигателей. Проблемы межроторного подшипника. [Текст] / М.Е. Колотников, Ю.Б. Назаренко, А.В. Иванов, Л.Ф. Светашова // *Научно-технический конгресс по двигателестроению. НТДК. 2008. Десятый междунар. салон: сб. тез.* - М., 2008. - С. 112.
3. Коровин, Б.Б. Виброактивность ТРДДФ с межроторным подшипником в эксплуатационных условиях. [Текст] / Б.Б. Коровин, О.Н. Былинкина, М.Ф. Кузьмин // *Авиационно-космическая техника и технология.* - 2011. - № 9/86. - С. 124 - 133.
4. Былинкина, О.Н. К диагностике состояния межроторного подшипника по вибросигналу. [Текст] / О.Н. Былинкина, Б.Б. Коровин, Е.В. Брычева // *Авиационно-космическая техника и технология.* - 2011. - № 10/87. - С. 127 - 132.
5. Былинкина, О.Н. Программно-аппаратный комплекс для летно-прочностных испытаний авиационных ГТД нового поколения. [Текст] / О.Н. Былинкина, Б.Б. Коровин, А.А. Стасевич // *Авиационно-космическая техника и технология.* - 2005. - № 9/25. - С. 56 - 60.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: доктор технических наук, начальник сектора И.В. Егоров, ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, Россия.

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЯВЛЕННЯ ВІБРАЦІЙНИХ ДІАГНОСТИЧНИХ ПРИЗНАКІВ СТАНУ ПІДШИПНИКІВ ТРДДФ ПІД ЧАС ЕКСПЛУАТАЦІЇ НА МАНЕВРОВОМУ ЛІТАКУ

О.М. Билинкіна, Б.Б. Коровін, А.О. Стасевич

В результаті вібрографування ТРДДФ з міжроторним підшипником в силовій схемі на маневровому літаку з допомогою інтелектуального датчика на гнучкий кераміці, встановленого в штатному місці заміру вібрацій на проміжному корпусі двигуна, оцінені вібрації, генеровані найбільш навантаженими підшипниками двигуна в експлуатаційних умовах. Виявлені умови роботи двигуна, при яких сепараторні складові вібрацій міжроторного роликового і радіально-упорного підшипників домінують в спектрі вібросигналу. Продемонстровані особливості проявлення вібраційних діагностичних ознак стану підшипників при виконанні пілотажної фігури «колокол», в перевернутому польоті, при розворотах літака на великих кутах атаки і в керованому штопорі.

Ключові слова: міжроторний підшипник, радіально-упорний підшипник, вібраційний діагностичний признак, складова спектра, сепаратор, гармоніка, маневровий літак, контроль.

PECULIARITIES OF VIBRATION DIAGNOSTICS SIGNES MANIFESTATION FOR AFTERBURNING TURBOFAN BEARINGS WHILE OPERATING IN HIGH MANEUVERABLE AIRPLANE

O.N. Bylinkina, B.B. Korovin, A.A. Stasevich

Vibration tests of afterburning turbofan with an intershaft bearing in design was conducted with the help of intellectual flex ceramic pickup mounted in standard engine vibration measurement place. Engine vibration components, excited by bearings in operating conditions of high maneuverable airplane, were appreciated. Engine modes and flight conditions with the bearings separator component predominated in vibration spectrum have being displayed. Peculiarities of vibration diagnostics signes for engines bearings were demonstrated in different flight conditions.

Key words: intershaft bearing, ball bearing, vibration diagnostic sign, spectrum component, separator, harmonic, high maneuverable airplane, monitoring.

Билинкіна Ольга Николаевна – начальник сектора НИО-3 ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Жуковский, Россия, e-mail: flysim-lii@mtu-net.ru.

Коровин Борис Борисович – доктор технических наук, начальник лаборатории НИО-3 ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Жуковский, Россия, e-mail: flysim-lii@mtu-net.ru.

Стасевич Аркадий Александрович – ведущий инженер лаборатории НИО-3 ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», Жуковский, Россия, e-mail: flysim-lii@mtu-net.ru.

УДК 621.43.056+519.6

В.А. БОГУСЛАЕВ¹, Д.А. ДОЛМАТОВ²¹ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ ДЕТАЛИЗИРОВАННОЙ КИНЕТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ПРИ ВОЗДУШНОМ ГОРЕНИИ КЕРОСИНА

Статья содержит анализ существующих методик фильтрации генерального баланса реакций воздушного горения углеводородов, входящих в состав керосина. Доказана неинвариантность скоростных коэффициентов чувствительности отдельных компонент и интегральных характеристик процесса относительно начальных условий и температуры среды. Предложена универсальная методика фильтрации механизма, основанная на совместной оценке традиционной чувствительности, крипто-нестационарных эффектов, энергетического и скоростного вклада каждой реакции по компонентам среды, включая промежуточные реагенты.

Ключевые слова: кинетическая схема, коэффициент чувствительности, критерий фильтрации, скорость реакции, начальные условия

Общие принципы фильтрации генерального баланса реакций

Математическое моделирование горения углеводородных топлив в настоящее время невозможно без детализации химической кинетики процесса, основанной на максимальном приближении модели к реальному физическому объекту. Существующие упрощенные методы, использующие интегральную реакцию горения либо концепцию предпламенной и запламенной кинетической схемы [1, 2] весьма неплохо зарекомендовали себя при моделировании детонационного горения и других объектов с превалированием газодинамической составляющей процесса, однако требования (в том числе эмиссионные ограничения), предъявляемые к организации изобарных и политропических пламен в современных тепловых двигателях и других устройствах, делают невозможным достижение поставленных задач при использовании настолько грубого описания физической химии процесса. Вместе с тем вычислительная ресурсоемкость математических моделей, использующих полный генеральный баланс горения керосина и других топлив с углеродным числом более 6, остается за пределами возможностей наиболее мощных вычислительных станций. Другим фактором, делающим использование полного баланса нецелесообразным, является неразлично малый вклад некоторых реакций в общую организацию физического процесса и формирование характеристик пламени. Таким образом, задача формирования кинетической схемы горения путем критериальной фильтрации генерального баланса остается весьма акту-

альной как с теоретической, так и с прикладной точки зрения.

Широко распространен метод фильтрации, основанный на вычислении скоростных коэффициентов чувствительности компонент смеси либо скорости распространения пламени по константам скорости реакции [3, 4]. Абсолютная и относительная чувствительность компонент определяется как

$$E_{i,j}^{abs} = \frac{\partial c_i}{\partial k_j}, \quad (1)$$

$$E_{i,j}^{rel} = \frac{k_j}{c_i} \frac{\partial c_i}{\partial k_j} = \frac{\partial \ln c_i}{\partial \ln k_j}, \quad (2)$$

где c_i – концентрация i -го реагента;

k_j – константа скорости j -ой реакции.

Помимо концентрации компонент, аналогичным способом рассчитывается чувствительность скорости горения и некоторые другие параметры. На рис. 1 представлена чувствительность скорости распространения ламинарного пламени в метано-воздушной смеси к отдельным реакциям кинетической схемы [3]. Как видно из рисунка, даже для сравнительно простого по структуре гомогенного пламени относительная чувствительность скорости распространения не является константой относительно начальных и граничных условий, существенно завися от коэффициента избытка воздуха и от других величин (на графике не указано). В рамках исследования пламен до настоящего времени не проводилось полноценных численных экспериментов по изучению влияния интегральных характеристик пламени на чувствительность компонент к константам отдельных реакций.

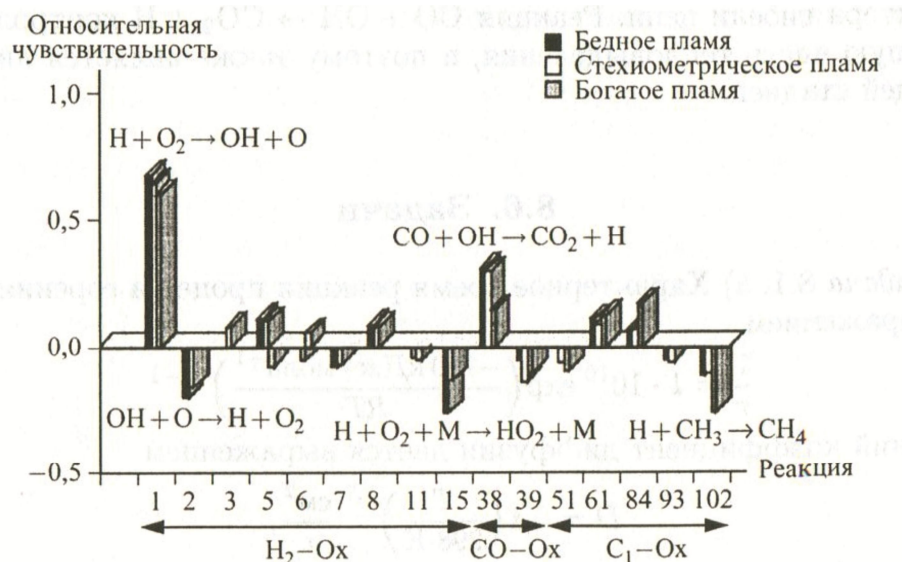


Рис. 1. Коэффициенты чувствительности скорости распространения ламинарного метано-воздушного пламени для различных α

Объект исследования, результаты которого представлены на рис.1, с точки зрения теории двигателей следует отнести скорее к модельным задачам, поскольку большинство пламен в ГТУ являются турбулентными либо переходными и в связи с этим должны обладать нелинейной зависимостью характеристик, включая чувствительность кинетики, от условий в реакционной зоне.

Первоочередной задачей исследования методов фильтрации кинетических схем является установление характера зависимости чувствительности компонент к различным реакциям и разработка критериев отсеки малозначительных реакций. В качестве объекта исследования выбраны турбулентные пламена метано-воздушного и керосино-воздушного типа.

Скоростная чувствительность компонент при различных условиях горения

Математическая модель для определения коэффициентов чувствительности представляет собой систему уравнений, построенную по кинетическим уравнениям генерального баланса реакций:

$$v_{\Sigma i} = \frac{dc_i}{dt} = f_i(k_j, c_p), \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial k_j} \left(\frac{dc_i}{dt} \right) = \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial c_i}{\partial k_j} \right) = \frac{\partial}{\partial k_j} f_i(k_j, c_p), \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial c_i}{\partial k_j} \right) &= \left(\frac{\partial f_i}{\partial k_j} \right)_{c_i, k_{n \neq j}} + \\ &+ \sum_{p=1}^{i_{\max}} \left(\frac{\partial f_q}{\partial c_p} \right)_{c_{p \neq i, k_q}} \left(\frac{\partial c_p}{\partial k_q} \right)_{k_q \neq j} \end{aligned} \quad (5)$$

и окончательно

$$\frac{\partial E_{i,j}^{\text{abs}}}{\partial t} = \left(\frac{\partial f_i}{\partial k_j} \right)_{c_i, k_{n \neq j}} + \sum_{p=1}^{i_{\max}} \left(\frac{\partial f_q}{\partial c_p} \right)_{c_{p \neq i, k_q}} E_{p,q}^{\text{abs}}, \quad (6)$$

где $i_{\max}$ — число компонент в генеральном балансе. Решая систему уравнений (6), получим численные значения $E_{i,j}^{\text{abs}}$, легко преобразуемые в $E_{i,j}^{\text{rel}}$, причем для установившегося горения можно принять

$$\frac{\partial E_{i,j}^{\text{rel}}}{\partial t} = 0. \quad (7)$$

Выбрав в качестве контрольного параметра концентрацию CH_2O , было проведено численное исследование поведения решений системы (6) для метано-воздушного и керосино-воздушного турбулентного пламени. В качестве варьируемого параметра для смеси $\text{CH}_4 + \text{O}_2 + \text{N}_2$ была выбрана эффективная температура зоны горения, соответствующая различным характерным зонам пламени. Для керосино-воздушного пламени был проведен расчет при различных значениях среднего начального диаметра каплей d_0 . Предварительное задание значений концентраций характерных реагентов как функций температуры и оценка суммируемых производных по медианным значениям концентраций в настоящей работе не использовались, поскольку при постановке задачи в форме системы уравнений (6) и соблюдении условия (7), т.е. отсеки внешних нестационарных явлений при сохранении влияния кривонестационарных эффектов собственно горения, данные упрощения не являются необходимыми. Результаты расчетов в виде значений относительных коэффициентов чувствительности представлены на рис. 2, 3.

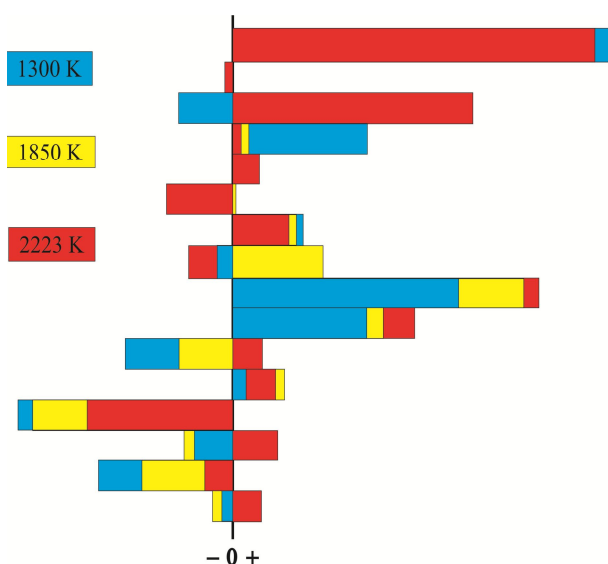


Рис. 2. Относительная чувствительность CH_2O в различных температурных зонах стехиометрического метано-воздушного пламени

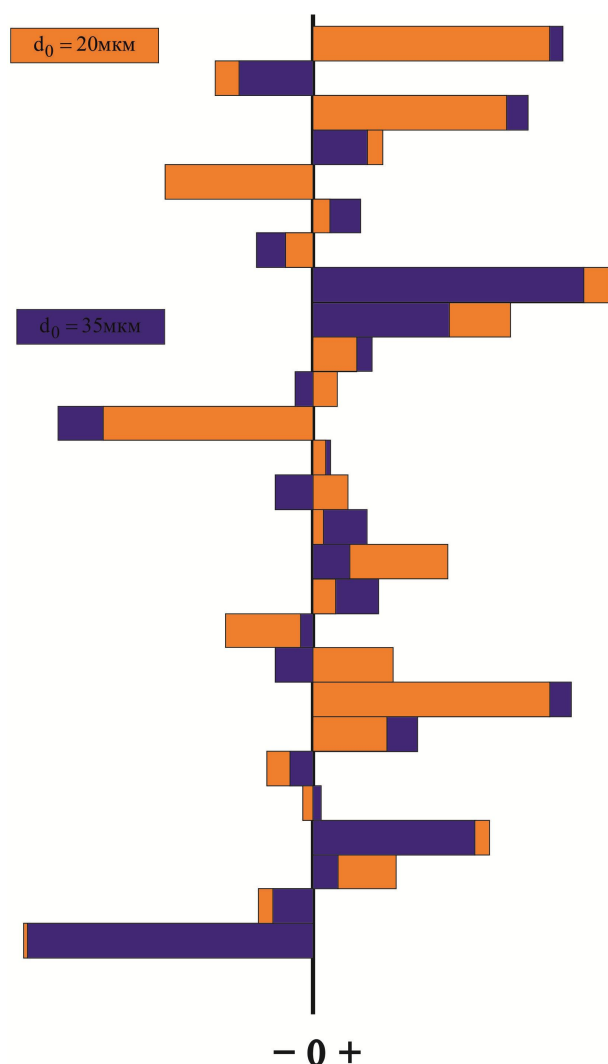


Рис. 3. Относительная чувствительность CH_2O при различном начальном диаметре капель в стехиометрическом керосино-воздушном пламени

Как нетрудно видеть из рис. 2 и 3, начальные условия и параметры среды протекания реакции оказывают существенное влияние на чувствительность коэффициентов вплоть до смены знака относительной чувствительности, что означает обращение воздействия реакции на производство-расходование компонента. Очевидно, полученная для фиксированных условий кинетическая схема реакций может быть неприменима для пламени с другими характеристиками или иного участка того же реакционного объема с отличными характеристиками. Кроме того, критерии фильтрации генерального баланса по $E_{i,j}^{\text{rel}}$ в настоящее время достаточно произвольны в области выбора контрольных величин и не отражают в достаточной мере взаимосвязь химической кинетики с чувствительностью процесса в целом. Для усовершенствования метода фильтрации необходимо дополнительное ужесточение критериев фильтрации и введение дополнительных функциональных зависимостей, отражающих влияние изменения параметров в зависимости от времени и вдоль проточной части исследуемого объекта.

Анализ путей реакции и резольвентный метод оценки чувствительности

Известен метод анализа путей развития реакций [5], основанный на изучении процентного вклада каждой реакции в производство-расходование каждой компоненты с последующим интегрированием по всей зоне реакции. Затем на основании полученных данных строится кинетическая схема с calorическими эффектами реакций в многомерном пространстве, чья размерность равна общему числу реагентов, включая начальные и конечные компоненты смеси. На основании исследования проекций полученной функции на условные плоскости, образованные концентрациями отдельных компонент, делается вывод о значимости каждого реагента для формирования кинетики процесса в целом. Заключение при этом основывается на оценке средней условной площади проекций функции на все плоскости при варьировании исключаемого/учитываемого компонента в области собственных допустимых значений.

Данный метод для проточных реакторов обладает двумя существенными недостатками. Во-первых, для генерального баланса горения керосина вычисление путей развития реакции даже на первом этапе связана с неопределенностью приоритетов кинетической схемы, не могущей быть разрешенной без определения концентраций и температур – т.е., до решения основной системы уравнений сплошной среды, для упрощения которой и применяется

фильтрация генерального баланса. Во-вторых, высокая разветвленность процесса делает практически невозможной оценку вклада реакций без заметного огрубления результата, основанного на различного рода допущениях относительно концентраций прочих реагентов.

С учетом вышеизложенных фактов, разработана метода фильтрации генерального баланса с поставленными требованиями к точности и универсальности требует такого усовершенствования методики выбора контрольных параметров, которое бы позволило производить выборку компонент без предварительного задания побочных концентраций и исключило бы эмпирику при определении коэффициентов и концентраций. Очевидно, что для этого необходимо учесть количество элементарных реакций с участием компонента и вероятностное распределение концентраций.

На основании анализа результатов численных и натурных экспериментов по поведению концентраций компонент как функций элементарных реакций представляется целесообразным предложить интегральный критерий значимости компонента-реакции в форме функционала κ_{ij} , который в дальнейшем будет именоваться К-резольвентой:

$$\kappa_{ij} = \alpha_{\Theta} \Theta_{ij} + \alpha_{\Phi} \Phi_i + \alpha_K K_{ij}, \quad (8)$$

где Θ_{ij} – слагаемое, учитывающее дисперсионную термическую стабильность чувствительности i -го компонента по j -й реакции,

$$\Theta_{ij} = \frac{(T_{\max} - T_{\min}) \int_{T_{\min}}^{T_{\max}} \left(\frac{\partial E_{i,j}^{\text{rel}}}{\partial T} \right)^2 dT}{\sqrt{[E_{i,j}^{\text{rel}}(T_{\max})]^2 - [E_{i,j}^{\text{rel}}(T_{\min})]^2}}; \quad (9)$$

Φ_i – слагаемое, учитывающее энергетическую долю реакций с участием i -го компонента в общем балансе энергий процесса,

$$\Phi_i = \sum E_{i,p}^{\text{rel}} \bar{Q}_p, \quad (10)$$

суммирование по всем реакциям с участием i -го компонента; $\bar{Q}_p$ – относительный calorический эффект p -ой реакции, приведенный к суммарному calorическому эффекту реакций смеси Q_{Σ} ,

$$\bar{Q}_p = \frac{Q_p}{Q_{\Sigma}}; \quad (11)$$

K_{ij} – слагаемое, учитывающее быстроту j -ой реакции и общий порядок скорости производства/расходования i -й компоненты в целом,

$$K_{ij} = \frac{k_{\{J_{\max}\}} \left(\sum \frac{k_{\max}}{k_{n_i}} \right)^J}{k_j \left(\frac{k_{\max}}{k_{\min}} \right)^N}, \quad (12)$$

суммирование по всем реакциям с участием i -го компонента; $k_{\max}$ и $k_{\min}$ – максимальная и минимальная константы скорости среди всех реакций генерального баланса; $k_{\{J_{\max}\}}$ – максимальная константа среди реакций, входящих в БПР i -го компонента; N – общее число реакций в генеральном балансе; J – число реакций в БПР i -го компонента; α_{Θ} , α_{Φ} , α_K – весовые коэффициенты; $T_{\min}$ и $T_{\max}$ – минимальная и максимальная температура в реакционной зоне.

К-резольвента может быть найдена в аналитическом виде для любой реакции и любого компонента и является функцией только кинетических, calorических и стохастических параметров процесса. Для выбраковки реакции необходимо и достаточно, чтобы все К-резольвенты для этой реакции (т.е., все К-резольвенты с данным значением второго индекса) были меньше некоторого установленного предельного значения ε_K .

Согласно численным экспериментам, применение К-резольвенты в качестве фильтрационного критерия позволяет сократить генеральный баланс реакций на 75 – 81 % при максимальной погрешности получаемых результатов численного моделирования не выше 0,3% по сравнению с экспериментом, что значительно превосходит точность существующих методов на основе относительных коэффициентов чувствительности. Дальнейшие исследования предполагают уточнение вида функциональной зависимости κ_{ij} от основных и второстепенных параметров и решение вопроса устойчивости данной величины к возмущениям различного рода.

Литература

1. Абдуллин, А.Л. Моделирование процессов горения и управление экологическими и энергетическими характеристиками тепловых двигателей и энергоустановок [Текст] : дис. ... докт. техн. наук: 05.07.05 / А.Л. Абдуллин. – Казань, 2004. – 309 с.
2. Faeth, J.M. Evaporation and combustion of sprays [Text] / G.M. Faeth // Prog. Energy combustion Sci., 1984. – № 9:1. – P. 43 – 47.
3. Варнатц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ [Текст] / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 352 с.

4. Eggels, R.L. *Mathematically reduced reaction mechanisms applied to adiabatic flat hydrogen/air flames [Text]* / R.L. Eggels, L.P.H. Goey // *Combustion and Flame*, 1995. – P. 559 – 570.

5. Jones, W.P. *Global reaction schemes for hydrocarbon combustion [Text]* / W.P. Jones, R.P. Lindstedt // *Combustion and Flame*, 1988. – Vol. 73. – P. 233 – 242.

Поступила в редакцию 30.05.2012

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

МЕТОД ФОРМУВАННЯ ДЕТАЛІЗОВАНОЇ КІНЕТИЧНОЇ СХЕМИ ПОВІТРЯНОГО ГОРІННЯ КЕРОСИНУ

В.О. Богуслаєв, Д.А. Долматов

Стаття містить аналіз існуючих методик фільтрації генерального балансу реакцій повітряного горіння вуглеводнів, що входять у склад керосину. Доведено не інваріантність швидкісних коефіцієнтів чутливості окремих компонент та інтегральних характеристик процесу щодо початкових умов та температури середовища. Запропоновано універсальну методику фільтрації механізму, засновану на спільній оцінці традиційної чутливості, криптостационарних ефектів, енергетичного та швидкісного вкладу кожної реакції за компонентами середовища, враховуючи проміжні реагенти.

Ключові слова: кінетична схема, коефіцієнт чутливості, критерій фільтрації, швидкість реакції, початкові умови.

METHOD OF THE DETAILED KINETIC SCHEME FORMATION FOR AIR GAS COMBUSTION

V.A. Boguslaev, D.A. Dolmatov

The article consists the analysis of existing general balance filtration methods for air combustion of hydrocarbons that apply to gas. There is established that velocity sensitivity coefficients, both for concentration and flame integral characteristics, aren't invariant about initial conditions and domain temperature. The universal filtration methodic which based on combined evaluation of the traditional sensitivity, crypto transient effects, energy and velocity partial influence of each material including intermediate components, is developed.

Key words: kinetic scheme, sensitivity coefficient, filter criteria, reaction velocity, initial conditions

Богуслаєв Вячеслав Александрович – д-р техн. наук, проф., почетный президент ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина.

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

UDC 621.455.32

M. GUYOT¹, S. DENISE¹, M. DUDECK², P. CLAUDE³,
L. DUSSEAU⁴, F. SAIGNE⁴, M. BERNARD⁵

¹ *Groupe d'Etude de la Matière Condensée, Université de Versailles Saint-Quentin, France*

² *Institut Jean le Rond d'Alembert, Université Pierre et Marie Curie (Paris 6), Paris, France*

³ *UFR d'Ingénierie, Université Pierre et Marie Curie (Paris 6), Paris, France*

⁴ *Institut d'Electronique du Sud, Université Montpellier 2 - CNRS, France*

⁵ *Sup'Sats Association, Université Montpellier 2, France*

MICRO HALL EFFECT THRUSTER FOR NANOSATELLITE PROPULSION

A micro Hall effect thruster is proposed as electric propulsive system for CubeSats nanosatellites. A μ -PPI delivering a continuous axial thrust of 0.1mN with a power of a few W has been recently defined. It will be used on the nanosatellite Robusta-3 (3kg) from the University of Montpellier 2. The obtained thrust will allow to accelerate the deorbitation or to compensate the drag atmospheric effect in low orbits or to change the orbit of a CubeSat. The drag effect is analysed for Robusta-1 (1kg) from Space Track org. data and by numerical simulations. The μ -PPI thruster is under development.

Key words: nanosatellite, propulsion, Hall effect thrusters, plasma propulsion.

Introduction

The recent launch of seven Cubesats by a Vega European launcher in Feb. 2012 confirms the interest of many countries to nanosatellites following the specifications of CubeSats. Among these 7 CubeSats, there was Robusta-1 developed by the University of Montpellier-1 (France). The drag effect for the future ROBUSTA-3 (3 units) set in a circular orbit at 700km, will be very weak. It can be estimated at more 100 years that is non compatible with the French law (LOS) intending to limit the large quantity of debris in space (atmospheric reentry of all new objects within 25years after the end of their mission).

A micro-Hall Effect Thruster (named μ -PPI) from the laboratory GEMaC of the University of Versailles Saint-Quentin (France) is proposed for the deorbitation of ROBUSTA-3. This new HET thruster with permanent magnets is in the series of previous PPI thrusters developed by the laboratory GEMaC. The characteristics of this new μ -PPI have been studied in order to answer to new requirements for the deorbitation of the Robusta-3. The μ -PPI is described but not yet manufactured and tested in a vacuum chamber.

1. CubeSats nanosatellites

CubeSats specifications have been suggested in 1999 by the California Polytechnic State University (Cal Poly) and Stanford University (R.Twiggs). The purpose of these miniaturized satellites (1kg, 1dm3,

1W) is mainly to allow the launch of educational satellites for students with a low cost and to contribute to research in space. The Cubesats are extracted from the launcher by a Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD) mechanism developed and built by Cal Poly. The first CubeSat was launched in 2003 from Plesetsk, Russia with six CubeSats (Danish AAU CubeSat and DTUSat, the Japanese CubeSat XI-IV and CUTE-1, the Canadian Can X-1, and the US triple-CubeSat Quakesat). Since 2003, many CubeSats have been sent in space with success (in 2005, 2007, 2010, 2011). Recently, seven CubeSats have been set in space on 13th of February 2012 by a VEGA launcher in the frame of a European programme (ESA) and also with the maiden flight of a VEGA. Different European countries are participating to this programme (Poland, Italy, Hungary, Spain, Romania and France with Robusta-1).

ROBUSTA-1 a 1U Cubesat was entirely designed and manufactured by University Montpellier 2 (UM2) students, both undergraduate and graduate [1,2]. This project derives from the CNES' call for proposal, EXPRESSO (EXpérimentations et PROJets Etudiants dans le domaine des Systèmes Orbitaux et des ballons). The mission consisted in measuring, in flight, the shift of electrical parameters (voltages and currents), due to space radiations, on two types of electronic devices, the LM124 (quad operational amplifiers) and the LM139 (quad voltage comparators). Vega placed Robusta and 6 other Cubesats on an elliptical orbit. Atmospheric drag at perigee is strong enough to cause the re-entry of the

satellites within 2,5 years. However, University Montpellier 2 and CNES are considering to launch new projects and in particular a 3U cubesat which raises the question of end of life deorbiting in the framework of the French Law on Space Operations (LOS).

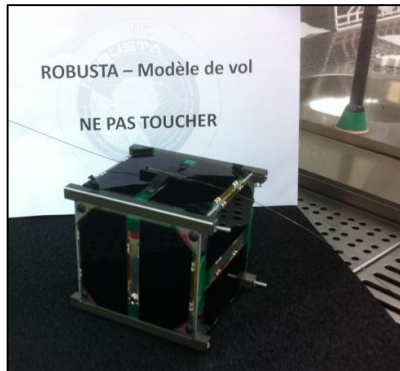


Fig. 1. Nanosatellite Robusta-1 (CubeSat)

The new French Robusta programme includes a nanosatellite Robusta-3 developed by the UM2 Centre de Technologie Spatiale SOLARIUM. Robusta 3 will be manufactured as a combination of three elementary elements (10cmx10cmx30cm, 3 kg) and launched on a LEO orbit at an altitude of 700km.

2. Micro thrust

The first orbits of the seven Cubesats after the launch from VEGA (13th Feb. 2012) are with an apogee around 1 461 km and a perigee around 328 km. The drag on the atmosphere conduct to a fall of the apogee as plotted on figure 2 from data of Space Track org. (USA) and an analysis from Sup'Sat association (Univ. Montpellier2). The lifetime of the CubSats is estimated to be 2.5 years

In high altitude the deorbitation of a CubeSat by atmospheric is too long as plotted on figure 3 with results from the DAS/NASA simulation and a Cowell-Runge-Kutta simple simulation (UPMC) [3] using the model of atmosphere from D.A.Vallado [4] with 28 exponential successive layers.

After a set of numerical simulations of the trajectories of Robusta-3, it appeared that an axial thrust of $T=0.1\text{mN}$ associated to a drag on the lower layers of the atmosphere of Earth is convenient for a acceptable/raisonable deorbitation. This thrust is applied along the direction of the orbit of the nanosatellite. The thruster is fired when the nanosatellite is located on its orbit with an abscisse x greater than x_{chord} as reported on the figure 4. The x axis has to be specified in space for a practical application mainly in relation with the Sun facing for energy collection. The thruster is set on the face of the third element to produce a constant thrust along the axis of Robusta-3.

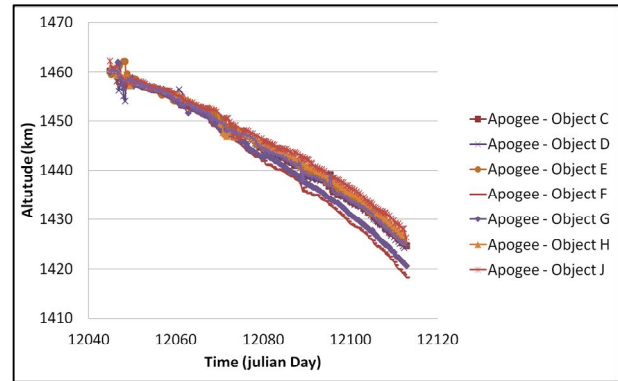


Fig. 2. Time evolution of the apogee altitudes of the Cubesats (Source – SpaceTrack and Sup'Sats association)

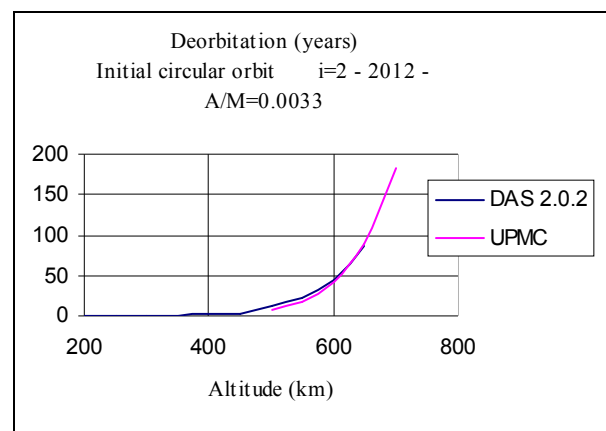


Fig. 3. Deorbitation after an initial circular orbit ($i = 2^\circ$, cross section/mass = 0.003)

The figure 5 shows the number of days for a deorbitation with a thrust of 0.1mN, the number of days with a run of the thruster, for different values of x_{chord} between 200 km and 600 km, the consumption of ergol (Xenon) by the electric micro thrusters.

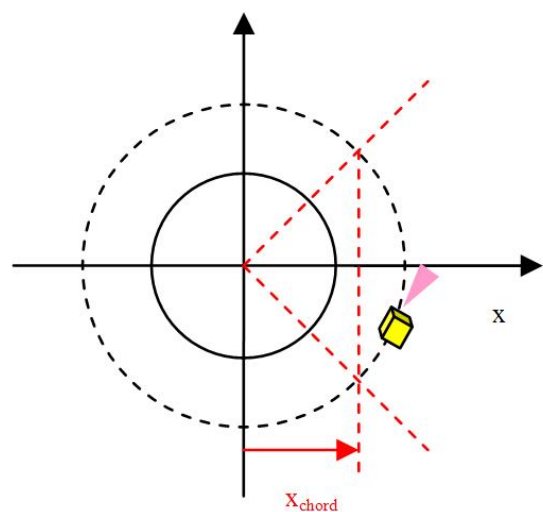


Fig. 4. Location where the thrusters is running ($x > x_{\text{chord}}$)

The deorbitation time is 427-1 048 days: when the x chord location increases, the flight duration is longer due to a long use of the natural atmospheric drag.

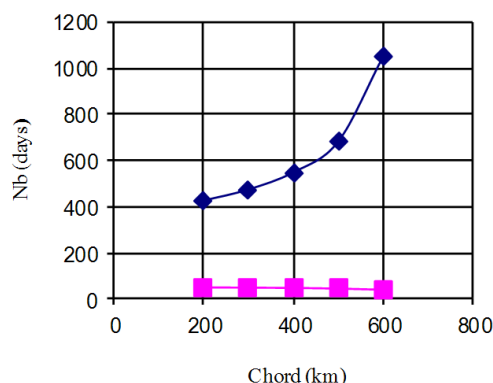


Fig. 5. Number of days for the deorbitation (in blue) and number of days of thrust (in red) for different values of x_{chord} ($T=0,1\text{mN}$)

3. Hall Effect Thrusters (HET)

Electric propulsion concept for spacecraft has been first suggested by Robert Goddard (1905). Stationary plasma thrusters (SPT) also named electron drift thrusters, Morozov type thrusters, Propulseurs par Plasma pour Satellites (PPS) are Hall Effect Thrusters (HET). The basic idea of a HET is the use of cathode-anode plasma discharge in a dielectric annular chamber. In this chamber the propellant is ionized by electron impact that it requires an external magnetic field to trap the electrons. However, only electrons are magnetized (electron Larmor radius lower than the dimension L of the chamber - ion Larmor radius $\gg L$). A quasi axial electric field is generated by the fall of electron mobility in the region where the magnetic field is maximum. The propellant is injected through the bottom of the chamber and the produced ions are extracted by an electric field. In presence of the crossed $E \times B$ field, the electrons present an azimuthal drift velocity. This concept of HET allows a high specific impulse due to the velocity of the ions (15-20km/s) and a minimization of the propellant consumption for a asked mission in space. However, the mass flow rate is generally small and the level of thrust is not very large. The time required for the change of orbit is long. The performances of HET are well adapted to maintain the satellites in geostationary orbits and also in future for interplanetary journeys. The first HET in space was the Meteor meteorological satellite (two SPT-60, URSS, 1972). After this first use, a few hundred of SPT (from Fakel/ Russia) were used on Russian satellites or on European satellites. HET are developed in a wide range of size and electric power. In laboratories, the HET are from a few tens of W (58W: SPT-25/Fakel/Russia) to a few hundred of W (PPS300 from Snecma / France, Alta/Italy, PPI/France, IHET-

300 from Rafael Space System, Israel, KM32, 150W-400W: Keldysh Research Inst./Russia and Astrium), to 20kW (BHT20k from Busek /USA, T-220 from Pratt&Whitney /USA, 25kW: SPT290 from Fakel/Russia, PPS20k/France) and 50kW (USA).

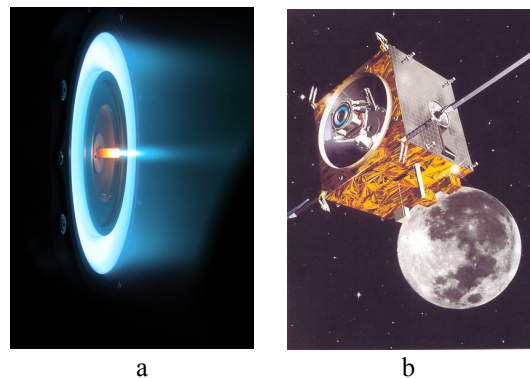


Fig. 6. Hall effect thrusters:
a – PPS20k-ML (20kW, 1N) Project HYPER FP7-Space; b – Smart-1 ESA mission with a PPS1350-G (Snecma - Safran Group)

SMART 1 was successfully sent to a Lunar orbit (Sept.2003-Nov.2004) thanks to a PPS1350G ($T=88\text{mN}$, $I_{sp}=1650\text{s}$) from Snecma-Safran Group, France) with a propellant (Xenon) consumption of only 80kg.

4. μ -PPI Hall effect thruster

The above considerations led us to define a Hall effect thruster (HET) able to deliver a thrust of about 0.1 mN.

To our knowledge, such a thruster does not exist. In the past years, we designed and tested a new concept for HET built around permanent magnets: the PPI (Petit Propulseur Innovant) [5, 6].

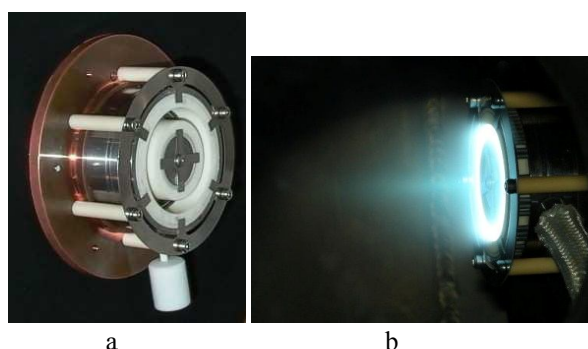


Fig. 7. PPI (200W): a – S_0 ;
b – test in NExET facility (ICARE - CNRS / Orléans)

Such a PPI delivers a 10 mN thrust under a 1 mg.s^{-1} Xe flow and need a 200 W electrical power (figure 7) [5, 6]. More recently, owing to the fact that the efficiency of an HET depends on the channel

surface/volume ratio, we decided to increase the channel width h , at constant mean diameter d and maximum magnetic field. Most of the published HET exhibit almost the same ratio, $h/d \sim 0.16$. Starting from a PPI with the conventional $h/d = 0.16$, we modified the thickness of the insulating ceramics, and so we obtained 3 different channel widths h_0 , $2h_0$ and $3h_0$, i.e. as d remains the same, we got 3 different channel cross sections, S_0 , $2S_0$ and $3S_0$. The 3 versions have been recently tested in the NExET facility at the laboratory ICARE (CNRS-Orléans-France). The main result is: the larger the channel the better the performances [7].

Our project is to deorbit a 3 module set (as for Robusta-3), the μ -PPI and its accessories occupying only a part (less than 50%) of one CubeSat. But the major constraint will be the available electrical power, say about 2 W. From the above simulations, a good compromise would be to build a 2W μ -PPI delivering about 0.1 mN thrust. These requirements are about 1 % of the characteristic of our standard PPI. One way to reach this could be to reduce the channel cross section by a factor of one hundred, while maintaining the same ion density and kinetic energy. Starting from one of our PPI, we will reduce d and h by a factor 10 [8,9]. This will lead to a μ -PPI smaller than 1 cm³, with a weight of a few grams. While quite small, this is mechanically feasible, as well the soft iron magnetic circuit, as the permanent magnets and the insulating ceramics. Numerical simulations (FEMM) show that the correct order of the magnetic field can be obtained by using SmCo permanent magnets. Several configurations will be tested to optimize the amplitude and profile of the magnetic field.

The discharge current of the μ -PPI of the thrust is deduced from the axial thrust (0.1mN) if one assumes a discharge voltage of 300V and estimated values for the divergence plume efficiency and for the part of voltage used to accelerate the Xenon ions. The Xe neutral flow rate is obtained from an estimation of the ionization efficiency. However, if a μ -PPI with a reduce channel section by 1/100 compared to a nominal PPI is mechanically feasible and if the asked level of magnetic field can be generated by permanent magnets, tests in vacuum chamber is strongly necessary. A micro-balance is under development. The thermal behaviour of the μ -PPI will be studied.

Conclusion

Using the experience in Hall effect thrusters and in small thrusters (PPI), a μ -PPI is proposed for the deorbitation of Robusta-3 3U CubeSat which is included in the future programme of the University Montpellier 2. This μ -PPI could be also used for other missions in space as rendezvous or drag compensation to increase the time of CubeSats in space.

Acknowledgment

Thanks to Christophe Bonnal (CNES) for fruitful discussions

References

1. *Technologie spatiale [Text] // Pour la Science. – № 404. – Juin 2011. – P. 76.*
2. *CNESMAG Juillet [Electronic resource]. – 2011. – P. 8. – Access mode: <http://www.cnes-multimedia.fr/cnesmag/interactif/index42.html>. – 12.03.2012 y.*
3. *NASA Headquarters [Electronic resource]. – Access mode: http://next.nasa.gov/alsj-average_g.html. – 12.03.2012 y.*
4. *Vallado, D. Fundamentals of Astrodynamics and Applications [Text] / D. Vallado // 3rd Edition by the Microcosm Press. – 2007. – P. 45 – 51.*
5. *Patent FR 0705658 France, Dispositif d'éjection d'ions à effet Hall [Text] / M. Guyot, P. Renaudin, V. Cagan, C. Boniface. – 2007.*
6. *New Concepts for Magnetic Field Generation in Hall Effect Thrusters [Text] / M. Guyot and others // Proc. Space Propulsion, Heraklion, Greece, 5 – 9 May 2008.*
7. *Impact of channel width on Hall thruster discharge properties [Text] / S. Mazouffre, A. Lejeune, K. Dannenmayer and others // Papers of 32th Int. Electric Propulsion Conf., Wiesbaden, Germany, 11-15 Sept. 2011.*
8. *Deorbitation of the nanosatellite Robusta [Text] / F. Kebe, B. Peev, M. Dudeck and others // Papers of 3rd Int. Conf. on Space Propulsion, Bordeaux, France, 7 – 10 May 2012.*
9. *Guyot, M. La propulsion électrostatique pour les satellites. Application au nanosatellite Robusta-3 [Text] / M. Guyot, S. Denise, L. Dusseau // Papers of 8^{ème} Conf. Société Française d'Electrostatique, Cherbourg-Octeville, France, 3 – 5 Juillet 2012.*

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: канд. техн. наук, ст. научн. сотр. кафедры № 401 А.В. Лоян, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского, «ХАИ», Харьков, Украина.

МИКРОХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

М. Гийо, С. Дениз, М. Дудек, П. Клод, Л. Дуссо, Ф. Сэнь, М. Бернар

Микроускоритель Холловского типа предлагается использовать в качестве электрореактивной двигательной системы для наноспутников CubeSats. μ -PPI двигатель, обеспечивающий непрерывную тягу в 0,1 мН мощностью несколько Вт, был недавно спроектирован. Предполагается его использование на наноспутнике Робуста-3 (3 кг) из Университета Монпелье 2. Развиваемая двигателем тяга позволит ускорить вывод спутника с орбиты либо компенсировать сопротивление атмосферы на низких орбитах либо изменить орбиту CubeSat. Компенсационное действие было проанализировано для спутника Робуста-1 (1 кг) методом численного моделирования. μ -PPI двигатель находится на стадии разработки.

Ключевые слова: наноспутник, двигатели, Холловский двигатель, плазменные двигательные установки.

МІКРОХОЛЛОВСЬКИЙ ДВИГУН ДЛЯ НАНОСПУТНИКІВ

М. Гійо, С. Деніз, М. Дудек, П. Клод, Л. Дусс, Ф. Сень, М. Бернар

Мікроприскорювач Холловського типу пропонується використовувати як електрореактивну рухову систему для наносупутників CubeSats. μ -PPI двигун, забезпечуючий безперервну тягу в 0,1 мН потужністю кілька Вт був недавно спроектований. Передбачається його використання на наносупутнику Робуста-3 (3 кг) з Університету Монпельє 2. Розвиваєма двигуном тяга дозволить прискорити виведення супутника з орбіти або компенсувати опір атмосфери на низьких орбітах або змінити орбіту CubeSat. Компенсаційне дію було проаналізовано для супутника Робуста-1 (1 кг) методом чисельного моделювання. μ -PPI двигун знаходиться на стадії розробки.

Ключові слова: наносупутник, двигун, Холловський двигун, плазмові рухові установки.

Guyot Marcel - Doctor, Directeur de recherche émérite /CNRS, Groupe d'Etude de la Matière Condensée, Université de Versailles Saint-Quentin, Versailles Saint-Quentin, France, e-mail: guyot@physique.uvsq.fr.

Denise Stéphane - Ingénieur /CNRS, Groupe d'Etude de la Matière Condensée, Université de Versailles Saint-Quentin, Versailles Saint-Quentin, France, e-mail: denise@physique.uvsq.fr.

Dudeck Michel - Doctor, Professor, Institut d'Alembert, Université de Paris 6, Paris, France, e-mail: michel.dudeck@upmc.fr.

Claude Pierre - Doctor, Maître de Conférences, UFR d'Ingénierie, Université de Paris 6, Paris, France, e-mail: pierre.claude@upmc.fr.

Dusseau Laurent - Doctor, Professor, Institut d'Electronique du Sud, Université de Montpellier 2 – CNRS Montpellier, France, e-mail: aurent.dusseau@ies.univ-montp2.fr.

Saigne Frédéric - Doctor, Professor, Institut d'Electronique du Sud, Université de Montpellier 2 – CNRS Montpellier, France, e-mail: frederic.saigne@ies.univ-montp2.fr.

Bernard Muriel - Doctor, Sup'Sats Association, Université de Montpellier 2, Montpellier, France, e-mail: bernardmuriel@hotmail.com.

UDC 621.455.32

A. CENIAN¹, A. CHERNUKHO¹, H. RACHUBIŃSKI¹, A. DO²,
M. LINO da SILVA², M. DUDECK³

¹*The Szwedalski Institute of Fluid – Flow Machinery Polish Academy of Sciences, Poland*

²*Institute for Plasmas and Nuclear Fusion, Instituto Superior Tecnico, Portugal*

³*Institut Jean le Rond d'Alembert, Université Pierre et Marie Curie (Paris 6), France*

ENERGY DEPOSITION ON THE INNER SURFACES OF A HALL EFFECT THRUSTER FOR SATELLITE

Hall effect thrusters are used for space propulsion. The energy deposition on the inner surfaces of Hall effect thruster is analysed. Using a PIC MC 1D-3V model, the ion and electron exchanges of energy by bombardments are estimated in presence of a potential sheath near the surfaces and an electron secondary emission. Moreover, simple expressions are deduced from the classic theory of non collisional potential sheath but without electron secondary emission. A 3D ray-tracing method to determine the radiation energy deposition on the wall from visible and VUV optical ranges is presented.

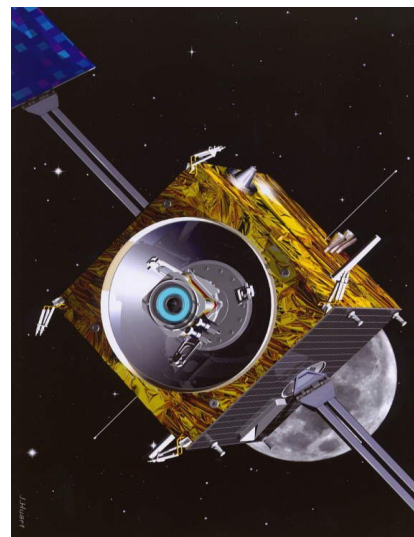
Key words: satellite, propulsion, Hall effect thrusters, plasma propulsion.

Introduction

The analysis of the thermal behaviour of the inner surfaces of a Hall effect thruster is performed with different approaches. A PIC-MC model is developed for the energy deposition from electron and ion and a tracing-ray method is proposed for the prediction of the spectral-dependent radiative fluxes impacting the surfaces. These two analyses are under development. First results are presented.

1. Hall Effect Thrusters (HET)

A Hall effect thruster HET is a electric thruster. The propellant is ionized by electron emitted by an external cathode and trapped by an external and radial magnetic field. Only electrons are magnetized and a quasi axial electric field is generated by the fall of electron mobility in the region of the chamber where the magnetic field is maximum. The HET is characterized by a $E \times B$ sustained plasma discharge. The propellant (Xenon) is injected through the bottom of the chamber and the ions (Xe^+) are extracted by the electric field. In presence of the crossed $E \times B$ field, the electrons present an azimuthal drift velocity. HET delivers a high specific impulse due to the velocity of the ions (15-20km/s) and then allows a minimization of the propellant consumption, but the level of thrust is not very large and the time required for the change of orbit is long. The performances as specific impulse (around 1800s) are well adapted to maintain the satellites in geostationary orbits and also in future for interplanetary missions.



ESA Crédit

Fig. 1. Smart-1 ESA mission with a PPS1350-G (Snecma - Safran Group)

SMART 1 was successfully sent to a Lunar orbit (Sept.2003-Nov.2004) thanks to a PPS1350G ($T=88mN$, $Isp=1650s$) from Snecma-Safran Group, France) with a propellant (Xenon) consumption of only 80kg.

2. Ion and electron energy deposition (PIC-MC model)

The energy deposition at the probe surface was studied in a system with cylindrical symmetry, related to an infinitely long cylindrical probe, $2r_p$ in diameter,

immersed in a continuum, electro-positive plasma [6]. For the sake of simplification, the whole plasma volume is separated into two different zones: Sheath-Pre-Sheath (SPS) zone and a ring-shaped volume around it (referred to hereafter as plasma bulk zone) – see Fig.2. The motion of charged particles in both zones is described by the MC trajectories.

The concentration of charged particles in the plasma bulk zone is kept constant by assuming that the particles reflect specularly at the boundaries i.e. at the boundary with the SPS zone and at an external boundary given by r_b (radius of plasma bulk zone). Maxwell distributions were generally assumed as the initial conditions, but other distributions may be easily introduced as well. As the simulations continue, the charged particle distribution changes drastically. Initially, the charged particles are uniformly distributed in the whole considered space, i.e. plasma bulk and SPS zones. Later, the charged particle densities begin to decay in the close vicinity of the probe, due to the constant flux towards the probe and absorption (followed by recombination) or secondary electron emission (see next chapter) on the probe surface. On the other hand, there is a continuous thermal influx of charged particles from the plasma bulk zone to the SPS zone. This flux is simulated by the creation of a particle entering the SPS zone, with the same velocity as the particle from the plasma bulk zone which was reflected from the border with the SPS zone. When a particle is crossing the same boundary but from the SPS side, it is removed from the simulation.

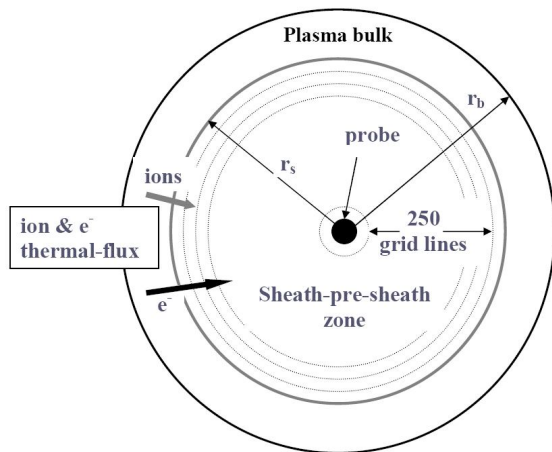


Fig. 2. Scheme of the considered zones in the PIC-MC model; 250 radial grid lines are presented by dotted circles

Hence, the charged particles are specularly reflected at the $r = r_b$ boundary in the bulk plasma zone. Whenever a particle from the bulk plasma zone approaches the $r = r_s$ boundary it is specularly reflected

back to the zone but the twin-particle continues also its movement in the SPS zone i.e. an additional particle is generated in that zone. The particles are neglected when approaching the $r = r_s$ boundary from the SPS side. The described procedure makes it possible to keep the charged particle density (ionization degree) in the plasma bulk zone constant, and it also enables us to determine the thermal flux from the plasma bulk to the SPS zone.

The charged-particle MC trajectories in the SPS zone are determined by the Newtonian equations for particles motion in electric and magnetic fields. It is possible to take into account both the axial-field of the DC plasma column (if such exist) as well as the radial field generated by the probe-bias and the space-charge density (through the Poisson equation evaluated in 250 grid points) – see Fig. 1. The potential is derived from the integral form of Poisson equation:

$$E_i \cdot S_i = 4\pi \sum_{n=1,i} [Q_{+n} - Q_{-n}], \quad (1)$$

where E_n - the radial field value at the n -th grid point,

$S_n = 2\pi r_n l$ - the surface of the n -th grid element of radius r_n ;

Q_{+n} (Q_{-n}) - the ion (electron) charge accumulated in the n -th grid element.

It should be noted that the surface S_n the charges Q_{+n} and Q_{-n} as well as other extensive quantities are calculated per unit length in the model.

The electrons on their way to the probe take part in different collision processes with the Xe atoms. Cross section for the elastic collisions are from Hayashi [3], for the excitation processes from Sydorenko [2] and for the step ionization from Phelps [4]. The electron-electron collision processes are ignored. The process of secondary electron emission was described using the general phenomenological model of SEE described by Sydorenko [2].

In this work an energy deposition at the probe surface immersed in the Xe plasma of the ion thruster under conditions described in [5] and the effect of various secondary electron emission (SEE) is investigated (see also [6]). Figure 2 presents the power deposited per probe length of 1 cm, with various (elastic, true and total) and without SEE processes. One sees that SEE processes lead to decrease of energy deposition. The elastic processes are more efficient in the power reduction.

The axial magnetic field also leads to substantial reduction of deposited power – see Fig.4. Electrons deflected on their route to the probe collide with its surface significantly less frequently. This research will be extended for an analysis of the plasma energy deposition on the insulated walls of the channel of Hall thrusters.

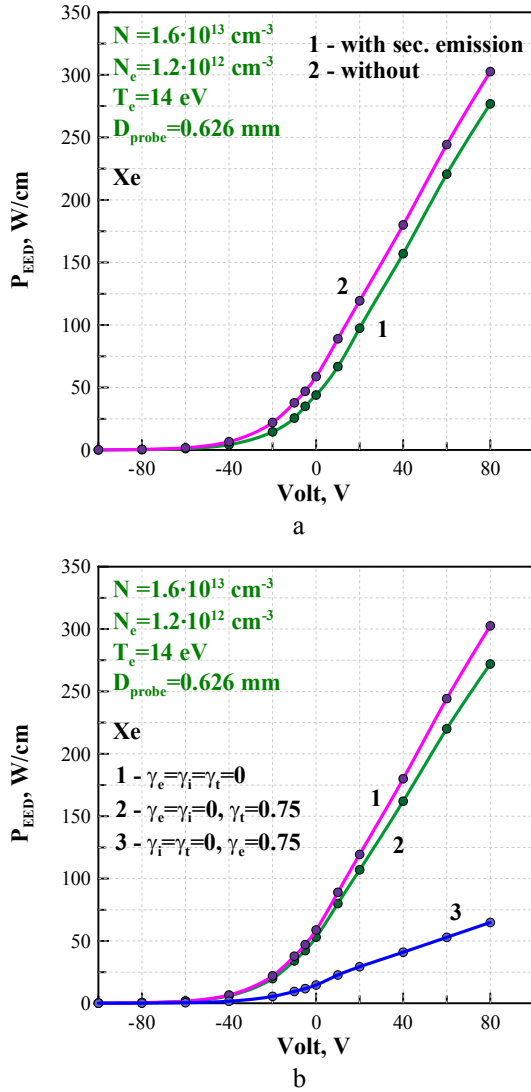


Fig. 3. Electron energy deposition on probe surface (a) with (for surface covered by boron nitride ceramics) and without secondary electron emission; (b) for elastic and true SEE processes

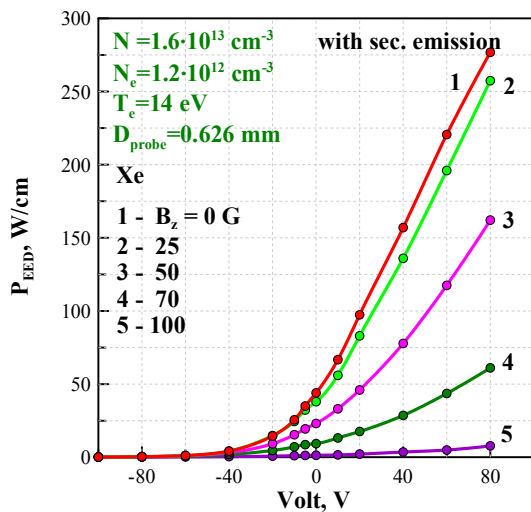


Fig. 4. Influence of axial magnetic field on electron energy deposition on probe surface

2. Ion and electron energy deposition (Langmuir model)

A simple model of energy deposition on the inner surfaces of a HET is based on a non collisional potential sheath and a Maxwellian distribution of the charged particles (electrons and ions). No secondary electron emission by electron impact and complete neutralizations of electrons and ions at the surface are assumed. Moreover and in order to simplify the description, a plane surface and a uniform plasma (out of the sheath) is considered. Then, the energy deposition by unit of surface and time of a charged particles j is expressed as:

$$\phi_j = \int_{v_x} \int_{v_y} \int_{v_z} v_z \frac{1}{2} m_j v^2 f(v_w) dv_x dv_y dv_z, \quad (2)$$

with $v^2 = v_x^2 + v_y^2 + v_z^2$, v_x, v_y are varying from $-\infty$ to $+\infty$ and v_z from a minimum value which is function of the electric charge of j , potential of the surface and plasma potential. The z axis is normal to the surface. A two temperatures model is assumed (T_e, T_i). For a positive surface potential, the energy deposition ϕ_e from electrons is:

$$\phi_e = \frac{1}{2\pi^2} n_{e0} m_e \left(\frac{2\pi k T_e}{m_e} \right)^{3/2} \left(\frac{e\Phi}{2kT_e} + 1 \right), \quad (3)$$

and for a negative surface potential:

$$\phi_e = \frac{1}{2\pi^2} n_{e0} m_e \left(\frac{2\pi k T_e}{m_e} \right)^{3/2} e^{\frac{e\Phi}{kT_e}}, \quad (4)$$

Φ is the difference between the potential of the surface and the plasma potential. This energy deposition has been calculated with n_{e0} (plasma density outside the plasma sheath) from [7].

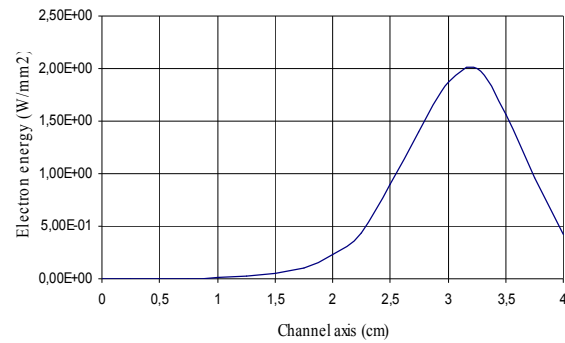


Fig. 5. Energy deposition from electrons along the channel axis

3. Radiative fluxes

Electronic levels and transitions for neutral Xe and ionized XeII (NIST atomic spectra database) have been introduced in the line-by-line code SPARTAN (IST

Lisbonne). This code allows the calculation of radiative properties of Xe in thermal non equilibrium at low-pressure and high temperatures assuming in a first step a Boltzmann distribution at a characteristic temperature. The spectra is calculated (see Fig.6 with an apparatus function of 10 Å for a better visualization of the spectrum lines) using the plasma parameters at the channel exit of a PPS100-ML HET ($n_n = 5.5 \times 10^{12} \text{ cm}^{-3}$, $n_i = 2.8 \times 10^{11} \text{ cm}^{-3}$, $T_e = 11.5 \text{ eV}$ [7]). The neutral xenon is mainly in the VUV range (1000-2000Å) with a line at 7200 Å (near-IR range). However, there is today a lack of data for a part of the VUV range. The Xe^+ emission is mostly in the visible region (4000-7000 Å).

Radiative transfer towards the inner walls is treated according to the ray-tracing approach taking into account the symmetry over the zenithal angle of the annular channel of the thrusters. The length of each ray is calculated and for each ray path the equation for radiative transfer is solved with emission and absorption in the plasma discharge.

The figure 7 presents the rays (3D) impacting a point in the external channel wall.

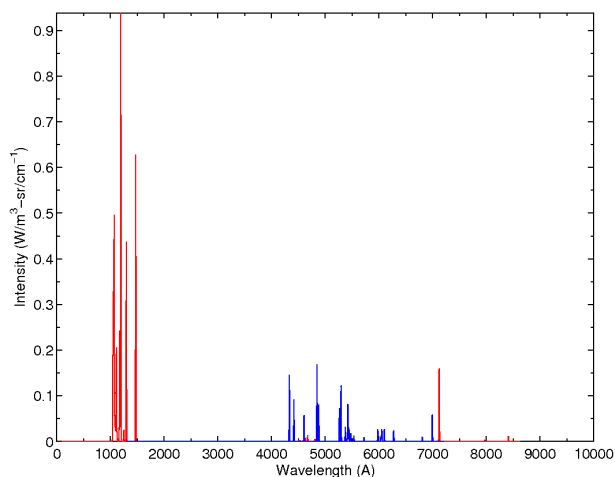


Fig. 6. Spectra from neutral Xenon (red) and ionized Xenon (blue) at the exit of a PPS100-ML

The ray tracing method has been used to determine the energy deposition on the inner surface in first using the assumption of a Boltzmann distribution [8]. The flux of energy will be calculated without this assumption of equilibrium.

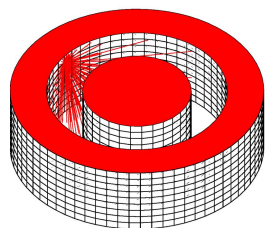


Fig. 7. 3D representation of the rays impacting a point at the external HET channel wall

Acknowledgments

This research has been performed in the frame of the Groupement de Recherche CNRS/CNES/ Snecma /Universités 3161 “Propulsion par plasma dans l’espace”.

Conclusion

It was shown that the discussed PIC MC model described in Ref. 1 and verified using measured IV characteristics of Langmuir probe immersed in the well described plasma can be applied to study plasma under conditions close to that in ion thrusters. It was found that SEE processes lead to decrease of energy deposition. The elastic processes are more efficient in the power reduction. It was observed that the axial magnetic field influences probe characteristics and power deposition more significantly than radial field. The axial field deflects all electrons approaching probe and leads to substantial reduction of deposited power.

Ray tracing method is a powerful method for the determination of the radiative flux on surfaces. It will be used for the calculation of the flux of energy on the inner surfaces in VUV-visible optical range using a 3D method and non equilibrium conditions.

References

1. *Particle-In-Cell Monte Carlo (PIC-MC) modeling of Langmuir probes in an Ar plasma* [Text] / A. Cenian, A. Chernukho, A. Bogaerts and other // *J. Appl. Phys.* – 2005. – № 12. – P. 310–320.
2. Sydorenko, D. *Particle-in-Cell Simulations of Electron Dynamics in Low Pressure Discharges with Magnetic Fields* [Text]: Ph.D. dissertation; 2006 / D. Sydorenko; Univ. of Saskatchewan, – Saskatoon, 2006.
3. Hayashi, M. *Calculation of swarm parameters in xenon at high E/N by a Monte Carlo simulation method* [Text] / M. Hayashi // *J. Appl. Phys.* – 1983. – № 4. – P. 581–590.
4. Phelps, A.V. *Compilation of electron cross sections used at JILA* [Electronic resource] / A.V. Phelps. – Access mode: ftp://jila.colorado.edu/collision_data/electron_neutral/electron.txt – 15.10.1997. – 12/03/2012y.
5. Boeuf, J.-P. *Low frequency oscillations in a stationary plasma thruster* [Text] / J.-P. Boeuf, L. Garrigues // *J. Appl. Phys.* – 1988. № 7. – P. 3541–3554.
6. *Energy deposition at the probe surface under plasma conditions typical for ion thruster* [Text] / A. Cenian, A. Chernukho, H. Rachubiński, M. Dudeck // *Papers of 32nd Int. Electric Propulsion Conf., Wiesbaden, Germany, 11–15 Sept. 2011.* – P. 861–2011.
7. Garrigues, L. *Modélisation d’un propulseur à plasma pour satellites* [Text]: Ph.D dissertation; 28 Oct. 1998 / L. Garrigues; Univ. Paul Sabatier, – Toulouse, 1988.

8. Lino da Silva, M. VUV Radiation in a Hall Effect Thruster Used for the Positioning of Geostationary Satellites [Text] / M. Lino da Silva, M. Dudeck,

S. Zurbach // Papers of 32nd Int. Electric Propulsion Conf., Wiesbaden, Germany, 11 – 15 Sept., 2011. – IEPC-2011-280.

Поступила в редакцию 5.06.2012

Рецензент: канд. техн. наук, ст. научн. сотр. кафедры № 401 А.В. Лоян, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского, «ХАИ», Харьков, Украина.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ВНУТРЕННИЕ ПОВЕРХНОСТИ ХОЛЛОВСКОГО УСКОРИТЕЛЯ

А. Сеньян, А. Чернухо, Х. Рачубински, А. До, М. Лино да Силва, М. Дудек

Двигатели, принцип работы которых основан на эффекте Холла, используются в качестве двигательных установок для космических аппаратов. В работе анализируется выделение энергии на внутренние поверхности Холловского ускорителя. Используя метод крупных частиц (модель 1D-3B), моделируется взаимодействие электронов и ионов с учетом вторичной электронной эмиссии в пристеночных границах. Для определения распределения радиационной энергии в видимом и ультрафиолетовом оптических спектрах на стенки ускорителя использовался метод 3D-трассировки лучей.

Ключевые слова: спутник, двигательная установка, Холловский ускоритель, плазма.

ЕНЕРГЕТИЧНИЙ ВПЛИВ НА ВНУТРІШНІ ПОВЕРХНІ ХОЛЛОВСЬКОГО ПРИСКОРЮВАЧА

А. Сеньян, А. Чорнухи, Х. Рачубінські, А. До, М. Ліно да Сілва, М. Дудек

Двигуни, принцип роботи яких заснований на ефекті Холла, використовуються як рухові установки для космічних апаратів. У роботі аналізується виділення енергії на внутрішні поверхні Холловського прискорювача. Використовуючи метод великих частинок (модель 1D-3B), моделюється взаємодія електронів та іонів з урахуванням вторинної електронної емісії в пристінкових кордонах. Для визначення розподілу радіаційної енергії у видимому й ультрафіолетовому оптичних спектрах на стінки прискорювача використовувався метод 3D-трассування променів.

Ключові слова: супутник, рухова установка, Холловський прискорювач, плазма.

Cenian Adam – Doctor, Professor, The Szwalski Institute of Fluid – Flow Machinery, Polish Academy of Sciences, Gdansk, Poland, e-mail: cenian@imp.gda.pl.

Chernukh O Andrey – Specialist, The Szwalski Institute of Fluid – Flow Machinery, Polish Academy of Sciences, Gdansk, Poland, e-mail: chernukh@itmo.by.

Rachubiński H. – PhD student, The Szwalski Institute of Fluid – Flow Machinery, Polish Academy of Sciences, Gdansk, Poland, e-mail: hrachubinski@imp.gda.pl.

Do Alexandre – student, Instituto de Plasmas e Fusao Nuclear, Instituto Superior Tecnico, Lisbon, Portugal, e-mail: alexandre.do@etu.upmc.fr.

Lino da Silva Mario – Doctor, Assistant Researcher, Instituto de Plasmas e Fusao Nuclear, Instituto Superior Tecnico, Lisbon, Portugal, e-mail: mlinodasilva@mail.ist.utl.pt.

Dudeck Michel – Doctor, Professor, Institut d'Alembert, Université de Paris 6, Paris, France, e-mail: michel.dudeck@upmc.fr.

УДК 62.671

M. LINO DA SILVA¹, A. CHIKHAOU², A. SMITH³¹*Institute for Plasmas and Nuclear Fusion, Instituto Superior Tecnico, Lisbonne, Portugal*²*Université de Provence, Marseille, France*³*Fluid Gravity Eng., PO10 7BT Emsworth, UK*

DEVELOPMENT OF A KINETIC SHOCK-TUBE FOR PLANETARY EXPLORATION

The preparation of new Planetary exploration missions needs an adequate planning of the critical Entry, Descent and Landing (EDL) sequences. The planetary entry phase occurs at hypersonic velocities, and the aerodynamic configurations, and the thermal protections of a spacecraft have to be properly tailored. In support of the upcoming European planetary exploration missions, the European Space Agency is funding the development of a new shock-tube facility at the Instituto Superior Tecnico of Lisbonne. The characteristics of this new large facility will be described in this work.

Key words: atmospheric entry, entry plasmas, shock-tube.

Introduction

The Entry, Descent and Landing (EDL) phase is generally viewed as the most critical stage of a Planetary exploration mission. The design of a space capsule, tailored for such missions, must accommodate constraints which depend on the aerothermal properties of the shock-induced plasma that is created during the entry phase. Namely, the spacecraft thermal protections must be able to withstand the severe thermal loads (convective and radiative) that impact their surface during the whole entry phase. The development of predictive CFD codes, capable of supporting the design of such space vehicles, therefore depends on the availability of a reliable aerothermal database. These databases are in turn obtained and validated from experiments in ground-test facilities which reproduce this kind of shocked entry plasmas.

Shock-tube facilities are capable of simulating entry plasmas for a large range of entry velocities (5-10 km/s and above). Different measurement techniques (such as emission and absorption spectroscopy, microwave interferometry, etc.) are deployed for allowing a better qualitative and quantitative understanding of the physical-chemical processes in such a kind of plasmas, and supporting the validation of aerothermal databases. Such facilities are therefore essential for enabling access to space.

At European level, the piston-free shock-tube TCM2 from the University of Provence (Marseilles, France) had been utilized for the support of European space exploration programs. However, the decommissioning of this facility, as well as the necessity of producing novel aerothermal

databases for superorbital entry flows (entry speeds above 10km/s), put forward the necessity for a higher-performance facility of such a kind. The European Space Agency decided to fund a competitive bid for the construction of such a facility, which was won by an international consortium led by the Instituto Superior Técnico of Lisbon, Portugal, and grouping other institutions (Fluid Gravity Eng., UK, Université de Provence, France, Ingénierie et Systèmes Avancés, France, ISQ International, Portugal, Moscow Institute for Physics and Technology, Russia, Shock Waves Laboratory, Germany, University of Manchester, UK, Université Blaise Pascal, France, and Université Paris VI, France). This work describes the rationale that was considered for the design of this new high-performance facility, which has been named ESTHER (European Shock-Tube for High Enthalpy Research).

Section 1 describes the performance design of the facility, which led to its geometrical configuration, and Section 2 describes the mechanical design of the shock-tube. Finally Section 3 briefly outlines the design of the hosting laboratory.

1. Shock-Tube Performance Design

The ESTHER Shock-Tube design is tailored for the obtention of superorbital shock velocities (around 10km/s).

For this kind of velocities to be within reach, one may consider a single-stage design (high-pressure –HP– driver section and low-pressure –LP– driven test section). However, as the shock-speed depends on the HP/LP ratio, and given that the LP value is typically a

fixed parameter (around 1-0,1 mbar), reaching such high-speeds requires a very large HP value (in the kbar range), which poses many practical and engineering constraints. The shock-tube equation (Eq. 1) relates the P_2/P_1 ratio (from which the shock speed M_s can be derived) to the HP/LP ratio (P_4/P_1), for a constant area Shock-Tube ($A_4/A_1=1$):

$$\frac{P_4}{P_1} = \frac{P_2}{P_1} \left[1 - \frac{(\gamma_4 - 1) \frac{a_1}{a_4} \left(\frac{P_2}{P_1} - 1 \right)}{\sqrt{2\gamma_1} \sqrt{2\gamma_1 + (\gamma_1 + 1)} \left(\frac{P_2}{P_1} - 1 \right)} \right]^{\frac{2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}}. \quad (1)$$

Alternatively, a two-stage (double-diaphragm) design can be considered. In a two-stage configuration, an additional stage is added between the driver and driven sections, with a gas at an intermediary pressure. This allows reaching higher shock-pressures in the driven section (at a cost of a lower runtime, due to the fast travelling contact surface that follows the shock-wave. One may apply Eq 1. In the two-stage approach in order to derive this conclusion. The shock-tube diagram for a double-stage configuration is presented in Fig. 1.

Another possibility for obtaining higher shock speeds is having a decreasing cross-sectional area from the driver to the test section. In this second case, the relationships for obtaining the shock P_2/P_1 ratio, and hence the shock speed M_s , as proposed by Allen and White [1], are slightly more complicated. We start by determining the Mach number M_{3a} in the fully expanded region of the driver section (post-diaphragm opening). This can be iteratively determined as a function of the area ratio A_4/A_1 between the driver and the test sections (in a single stage configuration):

$$\frac{A_4}{A_1} = \frac{M_e}{M_{3a}} \left[\frac{2 + (\gamma_4 - 1) M_{3a}^2}{2 + (\gamma_4 - 1) M_e^2} \right]^{\frac{\gamma_4 + 1}{2(\gamma_4 - 1)}}. \quad (2)$$

We then introduce the equivalence factor g , as proposed by Restler [2]:

$$g = \left\{ \sqrt{\frac{2 + (\gamma_4 - 1) M_{3a}^2}{2 + (\gamma_4 - 1) M_e^2}} \left[\frac{2 + (\gamma_4 - 1) M_e}{2 + (\gamma_4 - 1) M_{3a}} \right] \right\}^{\frac{2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}}. \quad (3)$$

And the shock P_2/P_1 ratio can then be obtained according to Eq. 4:

$$\frac{P_4}{P_1} = \frac{P_2}{P_1} g^{-1} \left[1 - \frac{u_2}{a_1} \frac{a_1}{a_4} \frac{\gamma_4 - 1}{2} g^{\frac{\gamma_4 - 1}{2\gamma_4}} \right]^{\frac{2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \quad (4)$$

with

$$\frac{a_1}{u_2} = \frac{\gamma_1 + 1}{2} \frac{M_s}{M_s^2 - 1}. \quad (5)$$

Where we can define the shock-speed M_s defined as a function of P_2/P_1 :

$$M_s = \sqrt{\frac{\gamma_1 - 1}{2\gamma_1} \left(1 + \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1} \frac{P_2}{P_1} \right)}. \quad (6)$$

The examination of these relationships shows that a variable cross-section may increase shock velocities to a maximum of 15-20%. Indeed, shock speeds drastically increase with a decreasing cross-sectional area from the driver to the test section, but the increases become less marked and eventually stagnate as the A_4/A_1 ratio reaches infinity.

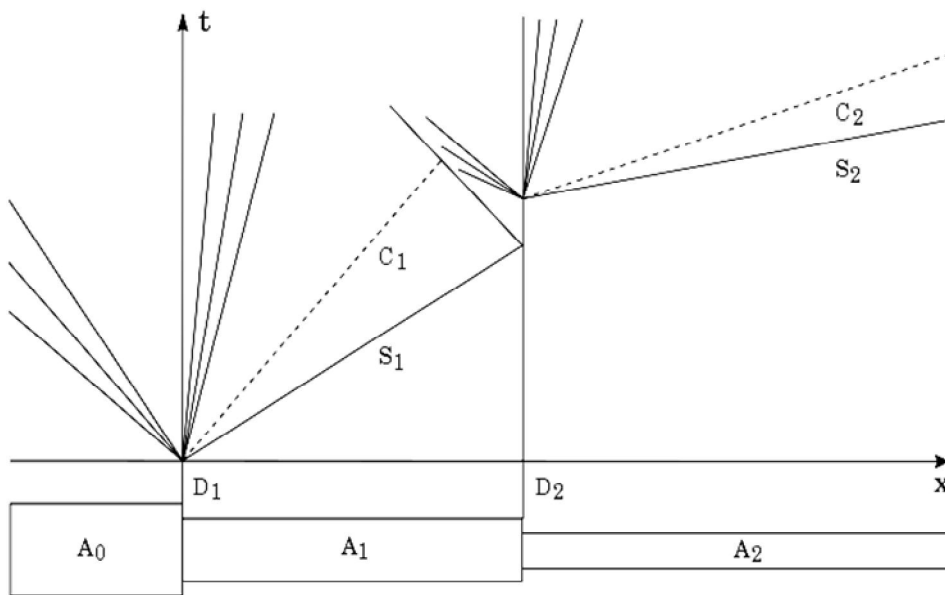


Fig. 1. Shock diagram for a two-stage shock-tube

The optimization study, carried out using the aforementioned relationships, has led to the general guidelines regarding the design for ESTHER, allowing it to reach shock velocities in excess of 10km/s.

- Driver section with final pressures up to 250bar+. The rise in pressure is obtained through the ignition of a stoichiometric H_2/O_2 mixture, diluted in He in order to avoid detonations. The final temperature is estimated to be 2800K, according to experience from other experiments in high-pressure combustion (a chemical equilibrium calculation yields a slightly higher value of 3000K).

- Maximum area ratio limited to 6, as higher values have diminishing returns in terms of shock speeds, and lead to impractically large driver sections.

2. Shock-Tube Mechanical Design

The constraints set-up from the performance design lead to the following specifications for the different sections of the ESTHER shock-tube:

High Pressure Driver Section

250bar, internal diameter 200mm, outer diameter 360mm, internal length 1.5m,

Nominal mixture 70%He, 20%H₂, 10%O₂

Initial pressure 10 to 50 bar.

- High pressure Ignition and safety system.
- Combustion gas preparation system and induction system including mixing, storage, valves, probes and gauges.
- Gasket system with rupture pressures 60 to 250+ bar.

Compression Tube (or second stage)

- Internal diameter 100mm, outer diameter 0,160mm, length 5m

- Initial pressure ~0,1-0,5 bar.
- Gasket system with rupture pressures 5 to 25 bar.

Working Section

Internal diameter 80mm, outer diameter 0,140mm, length 4m from diaphragm to window. the total internal length to the dump tank is 5,4m

Initial pressure ~10 to 1000Pa.

- Pumping system (1 sets 1 primary, 2 molecular pumps to give a minimum pressure of 10^{-8} mbar during cleaning procedures, and to ensure known initial test gas composition.
- Working gas preparation and induction system including probes and gauges.
- Windows (UV/VUV transparent) and window mounting system.
- Shock speed / pressure measurement system.
- Diaphragm to dump tank

Dump Tank

Diameter: 0,8m, Length: 1,2m

- Post window section lead in tube to dump tank.
- Pressure range, vacuum to 2bar pressure post shot.

Due to the severe pressure and mechanical constraints incurred during operational mode, the ESTHER Shock-Tube will be manufactured in duplex and super-duplex low-carbon steel, which provide very good mechanical resistance, including resistance to fatigue. Low-carbon steel also has the advantage of providing protection against corrosion effects from Hydrogen, which will be utilized in this facility.

A 3D view of the final design for the ESTHER Shock-Tube is presented in Fig. 2.

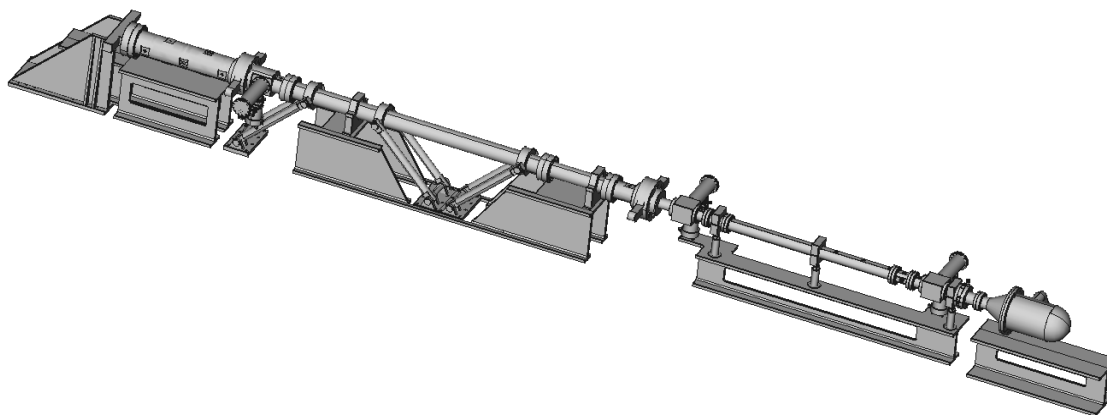


Fig. 2. 3D View of the ESTHER Shock-Tube

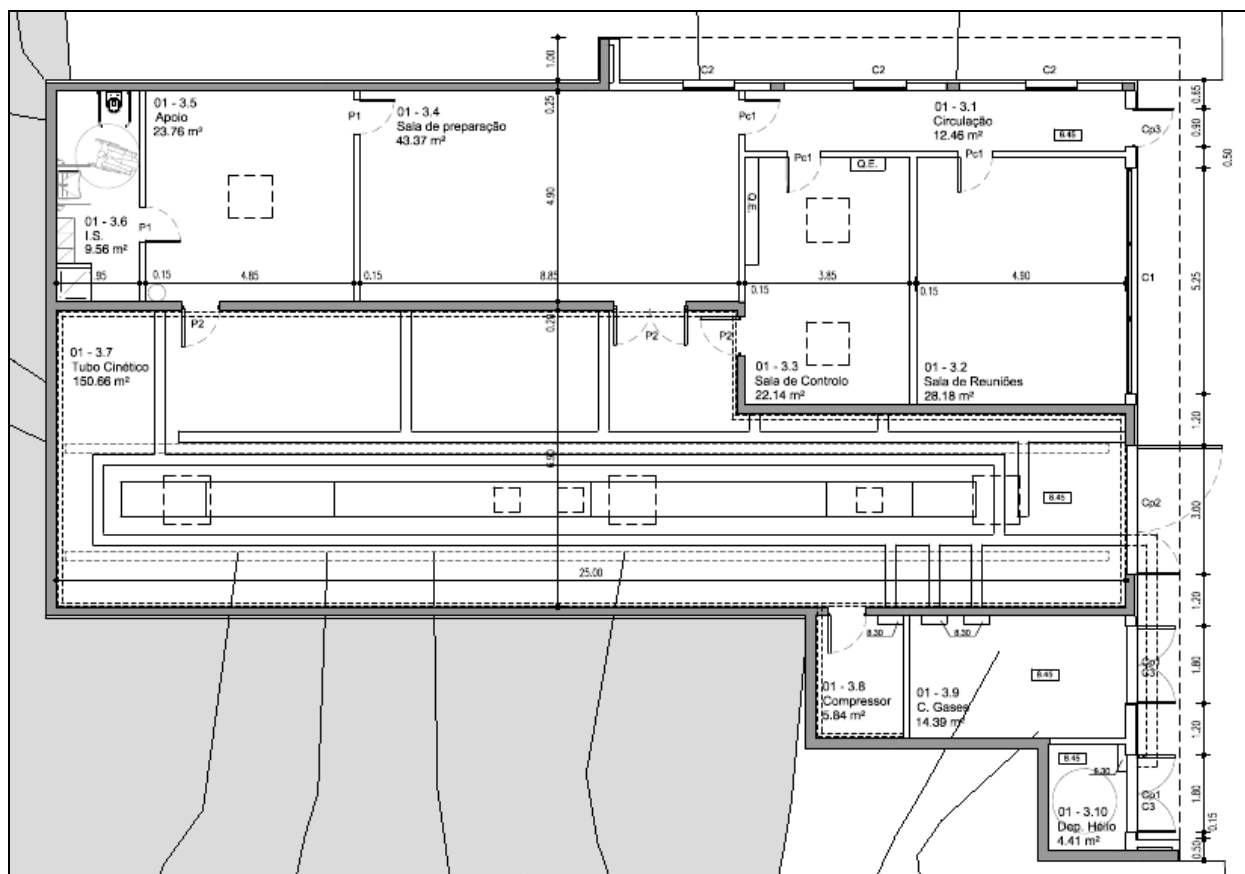


Fig. 3. Architecture plan for the ESTHER hosting building.

3. Hosting Laboratory

The hosting laboratory for the ESTHER facility, located in the IST campus of Sacavém, in the outskirts of Lisbon, is currently under construction.

The hosting laboratory has been designed according to the safety regulations for facilities with the presence of hydrogen. As such, the hosting laboratory is semi-buried, and blast panels are placed on the roof in order to accommodate for any accidental ignitions of hydrogen. Furthermore, the experimental hall is segregated from the control room where the shock-tube is operated remotely. Blast doors isolate the experimental hall (which will be ATEX compliant) from the other rooms with the presence of humans.

The architecture plan of the hosting building is presented in Fig. 3.

The slab where the shock-tube is to be placed has also been the subject of a careful study, so as to prevent as much as possible any transmission of the shock-tube vibrations (during operation) to the experimental hall itself, where the optical diagnostics are to be placed. The slab itself has been dimensioned with a large inertia (about 40Tonne, and is placed over a series of anti-seismic pads (see Fig. 4) who prevent the transmission of low-frequency vibrations to the rest of the building.

Acknowledgments

This work has been carried out by an international consortium led by the Institute for Plasmas and Nuclear Fusion, Instituto Superior Técnico, under the scope of the European Agency project “Kinetic Shock-Tube for planetary exploration”.



Fig. 4. Current construction status of the shock-tube slab.

References

1. *Alpher, R.A. Flow in shock tubes with area change at the diaphragm section [text] / R.A. Alpher, D. White // J. Fluid Mech. – 1958. – № 3. – P. 457 – 470.*

2. *Resler, E.L. The production of high temperature gases in shock tubes [text] // E.L. Resler, S. Lin, A. Kantrowitz // J. Appl. Phys. – 1952. – № 23. – P. 1390 – 1399.*

Поступила в редакцию 5.06.2012

Рецензент: канд. техн. наук, ст. научн. сотр. кафедры № 401 А.В. Лоян, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского, «ХАИ», Харьков, Украина.

РАЗРАБОТКА КИНЕТИЧЕСКОЙ УДАРНОЙ ТРУБЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАНЕТ

М. Лино да Силва, А. Чикхаоуи, А. Смит

Для подготовки новых планетарных разведывательных миссий необходимо проводить адекватное моделирование критических условий запуска, спуска и посадки космических аппаратов на планету. Фаза входа в атмосферу планеты происходит при гиперзвуковых скоростях, поэтому тепловая защита космических аппаратов с точки зрения аэродинамики должна быть очень верно сконструирована. В поддержку предстоящих европейских планетарных разведывательных миссий Европейское космическое агентство финансирует разработку новой ударной трубы в Instituto Superior Tecnico в г. Лиссабон. Характеристики этого объекта приведены в этой работе.

Ключевые слова: вход в атмосферу, плазма, ударная труба.

РОЗРОБКА КІНЕТИЧНОЇ УДАРНОЇ ТРУБИ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ПЛАНЕТ

М. Ліно да Сілва, А. Чікхаоуї, А. Сміт

Для підготовки нових планетарних розвідувальних місій необхідно проводити адекватне моделювання критичних умов запуску, спуску і посадки космічних апаратів на планету. Фаза входу в атмосферу планети відбувається при гіперзвукових швидкостях, тому тепловий захист космічних апаратів з точки зору аеродинаміки повинен бути дуже вірно сконструйований. На підтримку європейських планетарних розвідувальних місій Європейське космічне агентство фінансує розробку нової ударної труби в Instituto Superior Tecnico у м. Лісабон. Характеристики цього об'єкта наведені в цій роботі.

Ключові слова: вхід в атмосферу, плазма, ударна труба.

Lino da Silva Mario - Doctor, Assistant Researcher in Instituto de Plasmas e Fusao Nuclear, Instituto Superior Tecnico, Lisbon, Portugal, e-mail: mlinodasilva@mail.ist.utl.pt.

Chikhaoui Aziz - Doctor, Professor; IUSTI, Université de Provence; Marseille, France, e-mail: aziz-chikhaoui@polytech.univ-mrs.fr.

Smith Arthur – Doctor; Fluid Gravity Engineering LTD; Farnborough, UK, e-mail: fge@fgel.demon.co.uk.

УДК 536.5.087.92

И.Т. ГУБАЙДУЛЛИН, Т.П. АНДРЕЕВА, А.С. СКЛАДЧИКОВ

ОАО Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Россия

ОПТИЧЕСКАЯ ПИРОМЕТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ

Представлены основные результаты работ по созданию многоканальной оптической пирометрической системы для контроля рабочих лопаток турбины высокого давления. Оптическая пирометрическая система ОПС-2010 установлена на газогенераторе двигателя ПД-14 и обеспечивает одновременное, непрерывное термометрирование всех рабочих лопаток 1 и 2 ступени турбины высокого давления в процессе стендовых испытаний. Интеграция оптической пирометрической системы ОПС-2010 со стендовой автоматизированной системой испытаний снижает затраты на препарирование турбины и на обработку результатов измерений. Обмен цифровыми данными по локальной вычислительной сети посредством технологии OPC-сервера обеспечивает однозначную временную «привязку» пирометрических данных к основным режимным параметрам газогенератора. Для эксплуатации газотурбинных двигателей по техническому состоянию предлагается применение нового технического средства - интеллектуального пирометрического модуля, интегрированного с бортовыми системами управления, контроля и диагностики по информационным каналам.

Ключевые слова: преобразователь, пирометрический, оптический, турбина, рабочие лопатки, термометрирование, диагностика, наработка.

Введение

Зарубежный и отечественный опыт показывает, что более половины мирового парка газотурбинных двигателей (ГТД), газотурбинных установок (ГТУ), выводятся из эксплуатации из-за дефектов горячей части. Учитывая значительный «удельный вес» стоимости турбины в общей стоимости газогенератора (ГГ), с целью обеспечения сроков службы, ресурсов, производители и эксплуатанты вынуждены проводить плановые регламентные работы для поддержания приемлемого технического состояния авиационной техники. Очередные плановые или внеочередные регламентные работы обуславливают периодический временный вывод ГТД, ГТУ из эксплуатации. Вынужденный технологический простой дорогостоящего технического объекта (пассажирский, транспортный самолет, энергетическая установка, и др.) приводит значительным экономическим издержкам и ухудшает коммерческую эффективность эксплуатации ГТД, ГТУ [1].

Одним из наиболее нагруженных компонентов горячей части ГГ являются лопатки рабочего колеса первой ступени турбины высокого давления (ТВД). Объективная и своевременная оценка температуры рабочих лопаток (РЛ) ТВД является одной из приоритетных задач контроля и диагностики. Единственным и безальтернативным средством получения достоверной измерительной информации о текущей

мгновенной температуре РЛ являются бесконтактные средства оптической пирометрии (СОП). Именно уникальные возможности СОП обуславливают неистощаемый интерес специалистов двигателестроительных фирм в России и за рубежом [2,3,4].

На решения задачи создания эффективных, малозатратных в эксплуатации СОП направлены усилия зарубежных и отечественных исследователей, специалистов ряда фирм, научно-исследовательских институтов, исследовательских центров [5,6,7].

Зарубежными разработчиками и производителями авиационных СОП в разные годы являлись фирмы США, Великобритании, Франции: International Harvester Company, Kollsman Instrument Corporation, Land Pyrometers Ltd., Land Turbine Sensors Inc., Land Infrared Ltd., Smiths Industries Ltd., Negretty and Zambra (Aviation) Ltd., Vanzetti Infrared and Computer Systems Inc., Rosemount Aerospace Inc., Rolls-Royce Ltd., General Electric Company, Pratt Whitney Aircraft, United Technologies Corporation, NASA Levis Research Centre.

В последние годы на рынке производителей СОП для авиационных и стационарных двигателей активно продвигается продукция фирм: Auxitrol S.A. (Франция), BF Goodrich Aerospace, Land Instruments International (транснациональная корпорация Великобритании, США, Италия, Франция), Rotadate Ltd. (Великобритания) [8].

В отечественной промышленности разработкой авиационных СОП занимались ВНИИ ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва [9], ряд моторостроительных предприятий, ОАО УНПП «Молния» (ФГУП УНПП «Молния») г. Уфа [10 - 13].

1. Основные характеристики многоканальной оптической пирометрической системы

С целью сокращения затрат на препарирование РЛ ТВД, облегчения расшифровки и интерпретации результатов термометрирования разработана и применяется новая современная оптическая пирометрическая аппаратура, представляющая собой многоканальную автоматизированную компьютеризованную систему измерения.

ОПС обеспечивает измерение температуры в

диапазоне 700-1150 °С и не требует дополнительного препарирования термопарами РЛ ТВД.

Выдача сигналов в стендовую автоматизированную систему управления и сбора данных более высокого уровня (АСУ ТП «Парус-9М») осуществляется через ОПС-сервер АСУ с частотой обновления данных 100Гц.

Схема установки экспериментального образца ОПС на ГТ представлена на рис. 1 и включает в себя: термостойкие вибропрочные оптические зонды, визирующие рабочие лопатки 1 и 2 ступеней ТВД, оптические пирометрические преобразователи, мультиплексный интерфейсный блок, компьютер промышленного применения со специализированным программным обеспечением (СПО) для обработки цифровых сигналов и передачи потребителям верхнего уровня через сетевой интерфейс Ethernet и бортовой интерфейс ARINC 429.

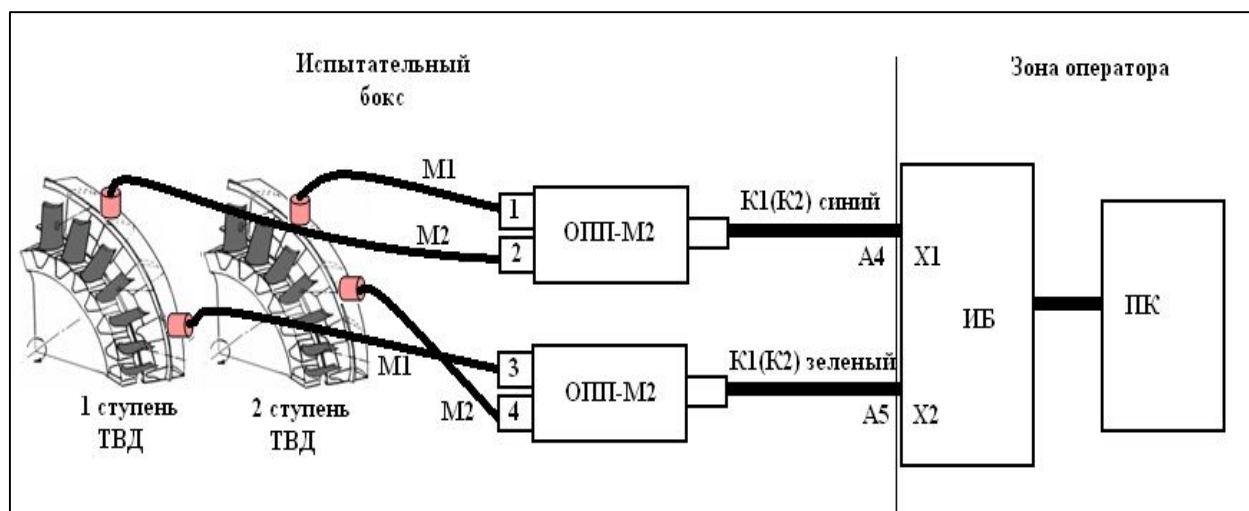


Рис. 1. Схема установки многоканальной оптико-электронной пирометрической системы на стенд для испытаний газогенератора:

М1, М2 – гибкие волоконные световоды оптических зондов;

ОПМ-М2 – оптический пирометрический преобразователь;

К1 (К2), К1 (К2) – кабели соединительные для аналоговых сигналов;

ИБ – интерфейсный блок для преобразования аналоговых сигналов в цифровую форму;

ПК – портативный компьютер со специализированным программным обеспечением

Система осуществляет:

- прием и аналого-цифровое преобразование, последующую обработку широкополосных зашумленных сигналов в реальном масштабе времени;

- передачу в реальном масштабе времени электрических сигналов штатным потребителям по стандартному сетевому интерфейсу Ethernet;

- визуализацию, документирование (архивирование) принятых электрических сигналов в виде файлов, накопление и хранение данных на энергонезависимой памяти вычислителя.

- Обработка сигналов позволяет формировать помехоустойчивые оценки соответствующие:

- средней температуре поверхности всех РЛ;
- средней пиковой температуре всех РЛ (средней

- по входным или выходным кромкам в зависимости от направления визирования объектива);

- пиковой температуре одной заданной РЛ;

- частоте вращения ротора.

Система ОПС-2010 установлена на газогенераторе 100ГГ-01(020) двигателя ПД-14 и обеспечивает непрерывный мониторинг температурного режима РЛ 1 и 2 ступени ТВД в процессе стендовых испытаний.

2. Результаты испытаний системы ОПС на газогенераторе двигателя ПД-14

Вычисляемые температуры лопаток и показания термопар фиксируются системой сбора данных верхнего уровня АСУ ТП «ПАРУС –9М» и представляются в сводной периодической распечатке регистрируемых параметров, включая основные режимные параметры ГТ.

На рис. 2 представлен скриншот основного окна графического интерфейса пользователя, отобра-

жающего сигналы, получаемые от двух оптических зондов на режиме, близком к режиму «малого газа».

В верхней части окна отображен текущий («мгновенный») частотный спектр широкополосного сигнала пирометрического преобразователя, сформированный с помощью вычислительной процедуры – быстрого преобразования Фурье (БПФ).

В средней и нижней части окна отображаются эпюры температуры всех РЛ в виде замкнутых круговых и разомкнутых линейных осциллограмм.

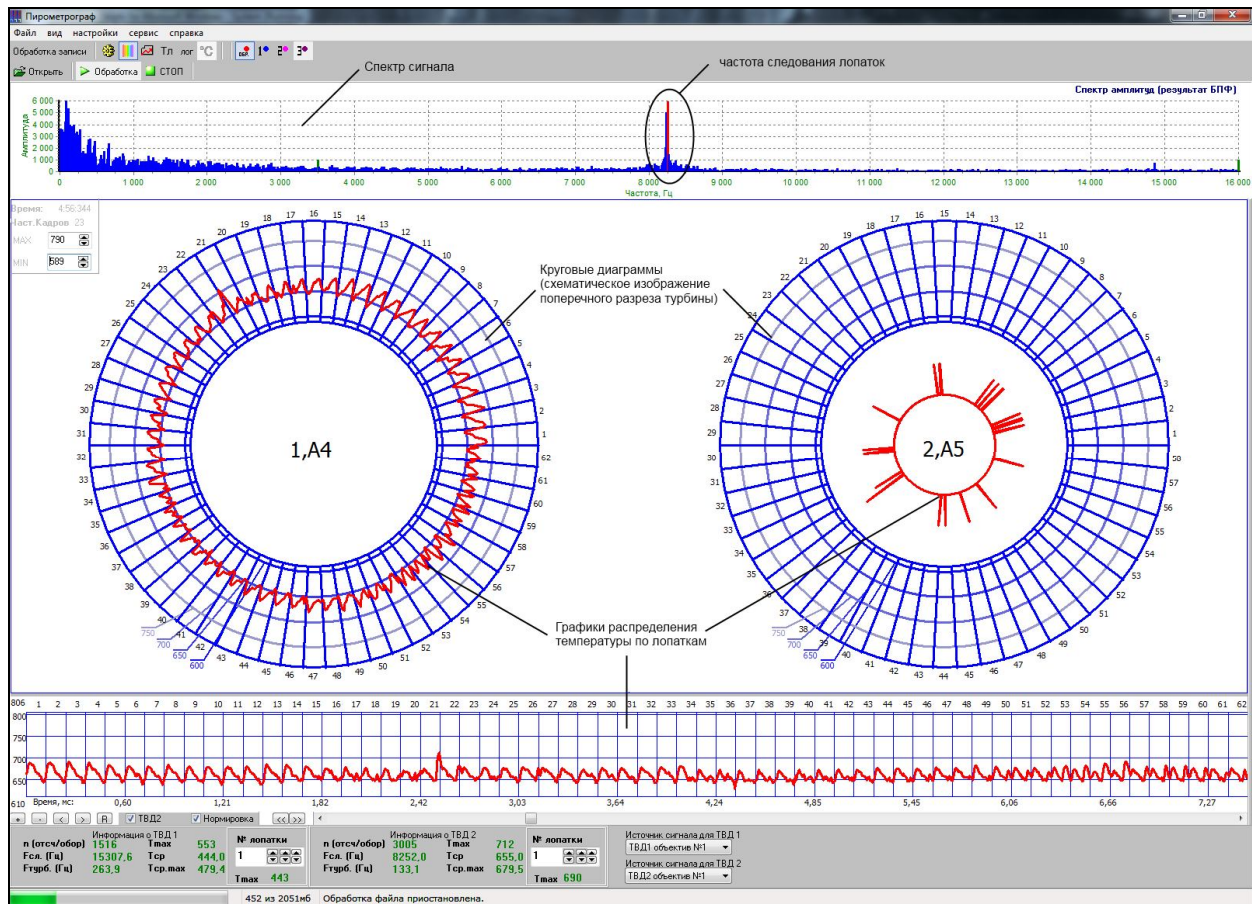


Рис. 2. Скриншот экрана компьютера с основным окном графического интерфейса пользователя на режиме «малый газ»

3. Перспективы применения оптических пирометрических систем для диагностики двигателя

Стратегия развития авиационных ГТД предусматривает обеспечение системной безопасности силовой установки летательного аппарата (ЛА) и эксплуатацию ГТД по фактическому техническому состоянию. Реализация стратегии предполагают «интеллектуализацию» всех подсистем ГТД и информационную интеграцию с бортовой системой управления, контроля и диагностики двигателя типа FADEC.

Основной методологической проблемой диагностирования состояния лопаток по данным прямого измерения остается адекватная интерпретация результатов измерения и прогнозирование будущих состояний ТВД.

Для диагностики температурного состояния РЛ ТВД предлагается применять интеллектуальный пирометрический модуль (ИПМ), который интегрируется по каналам информационного обмена (КИО) с бортовыми системами управления, контроля и диагностики.

Наиболее целесообразным представляется реализация ИПМ на основе использования данных

прямого измерения пирометрическим каналом и расчетных данных поля температур полученной от встроенной быстросчетной математической модели теплонапряженного состояния лопаток турбины. Такой модуль может быть выполнен в виде унифицированной конструкции (модуля) для различных типов двигателей [14, 15]. В состав ИПМ, представленной на рис. 3 входят:

- многоканальный оптико-электронный преобразователь температуры поверхности рабочих лопаток турбины;
- электронный блок с модулями преобразователей сигналов и вычислителя (встроенного процессора) со специальным прикладным обеспечением.

Следует особо отметить, что прямое измерение посредством оптического пирометрического преобразователя позволяет определить фактическое температурное состояние любой лопатки [7, 16].

Это позволяет:

- устанавливать ограничения на предельно допустимые температуры как металла РЛ, так температуры термозащитного покрытия (ТЗП) РЛ, задать технически и экономический обоснованный запас по температуре газа перед турбиной и контролировать изменение текущего запаса по отношению к параметрам Redline;

- учитывать термоциклическую повреждаемость рабочих лопаток (в том числе ТЗП), обусловленную динамикой пространственных градиентов температурных полей РЛ;

- учитывать деформации (вытяжки) РЛ, влияющие на величину радиального зазора ТВД;

- оптимизировать расход охлаждающего воздуха, отбираемого на охлаждение ТВД на крейсерском режиме, с учетом изменения критериальных параметров газового потока (изменение числа Re);

- осуществлять комплементарное комплексирование информации от ОПС с информацией от иных штатных бортовых измерителей (термопар, датчиков частоты вращения, температуры газа, давлений), режимных параметров двигателя для взаимосвязанного (перекрестного) контроля работоспособности отдельных подсистем.

По данным прямых измерений и вычисляемым данным осуществляется:

- идентификация и коррекция коэффициента передачи измерительного тракта;
- контроль теплонапряженного состояния каждой РЛ;
- расчет расхода и остатка ресурса РЛ, ТВД с учетом режимов работы ГГ, включая учет малоциклового усталости материала РЛ [17, 18].

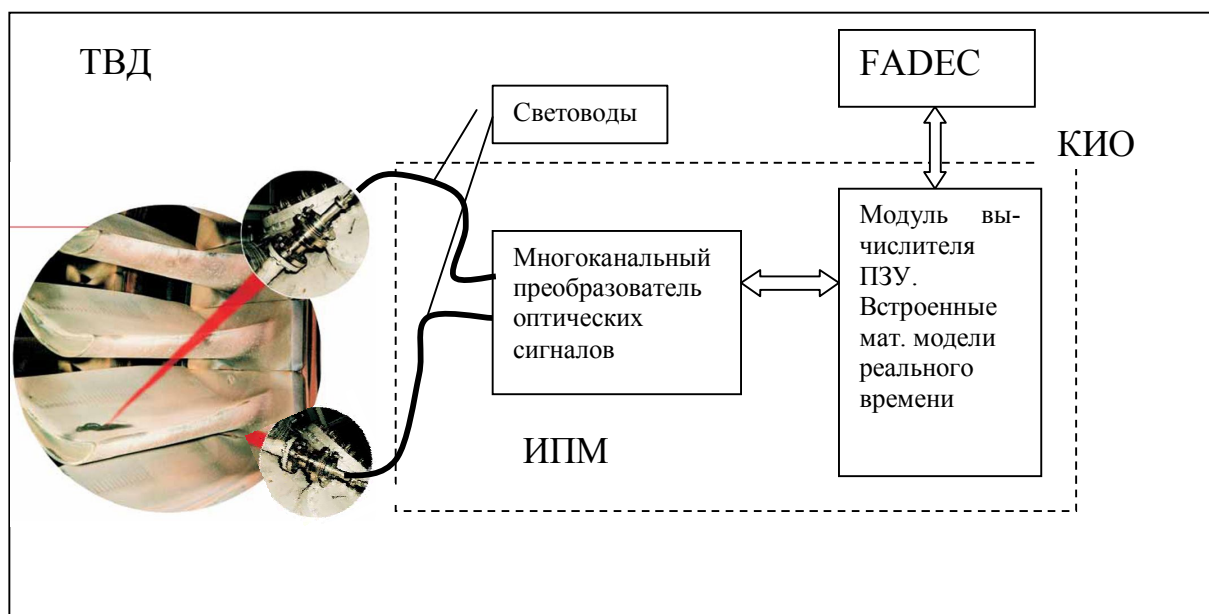


Рис. 3. Структура интеллектуального пирометрического модуля

Параметры выходного сигнала ОПП содержат информацию, часть которой приходится на очень малые составляющие (слабые почти шумовые компоненты) и могут присутствовать в латентном виде. Тем не менее, подобные слабые компоненты являются специфичными индикаторами для выявления неисправностей на ранних стадиях (дефектов РЛ,

неустойчивой работы камеры сгорания, компрессора) и заслуживают тщательного анализ и детектирования [15].

Основным недостатком авиационных СОП, сдерживающим их широкое применение, является временной дрейф (постепенный медленный уход) коэффициента передачи измерительного канала из –

за загрязнения наружной поверхности линзы объектива, износа оптических компонентов [19]. Это негативное свойство, присущее предыдущему поколению оптико-электронной аппаратуры, на современном этапе может быть скомпенсировано комплексом мероприятий, включающим конструкторско-технологические, алгоритмические решения, направленные на интеллектуализацию аппаратуры. Одним из перспективных вариантов решения является сочетание аппаратных средств, встроенных математических моделей реального времени и периодическая коррекция выявленных дрейфов.

Интеграции авиационных СОП в состав штатных бортовых систем контроля, диагностики ГТД позволяет привлечь дополнительные информационные ресурсы для парирования дрейфа коэффициента передачи ОПС.

На рис. 4 представлен фрагмент реализации выходного сигнала ОПС на интервале времени равном одному обороту ротора турбины с указанием абсолютных значений температур.

Из данных на рис. 4. следует, что абсолютные значения температур изменяются от 733°C (отметка «Х») до 797°C (отметка «Г»). Разность абсолютных значений температур (64 °C) показывает текущую величину мгновенного градиента температурного поля на данном режиме работы ГТ по траектории сканирования пятна визирования объектива.

Изменения этой разности во времени можно использовать для оценки термоциклической нагрузки на РЛ, для выявления изменений в радиальном направлении эпюры температурного поля на выходе из камеры сгорания.

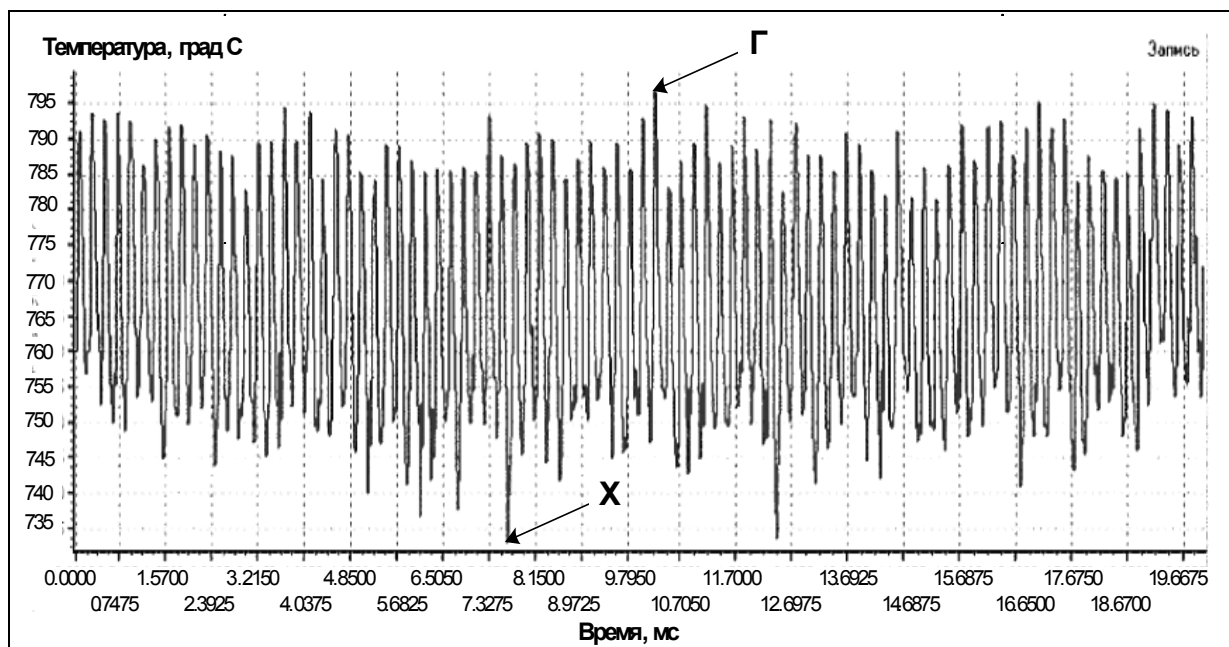


Рис. 4. Фрагмент реализации выходного сигнала на интервале времени равном одному обороту ротора турбины

Заключение

1. Оптико-пирометрическая система ОПС-2010 обеспечивает непрерывный мониторинг температуры рабочих лопаток первой и второй ступеней турбины высокого давления в процессе стендовых испытаний. Технические характеристики разработанной системы позволяют применять ее на различных ГТД, ГТУ для решения аналогичных задач.

2. Для реализации стратегии эксплуатации авиационных ГТД по техническому состоянию необходима разработка методик и алгоритмов адекватного учета наработки наиболее напряженных компонентов – РЛ ТВД.

3. Для преодоления барьеров, стоящих на пути применения СОП в качестве штатных бортовых устройств, требуется значительная наработка в составе различных типов ГТД, ГТУ и осознание специалистами уникальных возможностей оптико-электронных пирометрических систем.

Литература

1. Иноземцев, А.А. Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник [Текст] / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 5. – 187 с.

2. Использование пирометра для контроля температурного состояния рабочих лопаток турбины двигателя НК-8 [Текст] / А.Н. Ведин, А.А. Ковалев, А.А. Корноухов, Г.С. Перевозкин, В.В. Тетерин // *Авиационная промышленность*. – 1978. – № 2. – С. 33.
3. Расчетное и экспериментальное исследование температурного состояния рабочей лопатки турбины [Текст] / К.М. Исаков, А.А. Пантелеев, В.А. Трушин и др. // *Изв. вузов. Авиационная техника*. – 1976. – № 1. – С. 141 – 146.
4. Перспективы развития систем регулирования температурного режима ГТД [Текст] / И.Т. Губайдуллин, В.В. Дунаев, М.Т. Валеев // *Авиационная промышленность*. – 1978. – № 1. – С. 28 – 29.
5. New instrumentation for advanced turbine research [Text] / S. Walters // *Mechanical Engineering*. – 1983. – 105, № 2. – P. 43 – 51.
6. Lenagh, T. Turbine Blade Pyrometer Retrofit Design [Text] / T. Lenagh, D. Myhre, J. Scholz // *AIAA paper 2000-3135*. – 11 p.
7. Августиневич, В.Г. Результаты исследований пирометрического канала управления температуры лопаток ГТД [Текст] / В.Г. Августиневич, А.Н. Саженьков // *Сборник трудов ЦИАМ N1260*. – М., 1989. – С. 593 – 599.
8. Измерение температуры быстроходных вращающихся турбинных лопаток с использованием пирометра [Текст] / Т. Танигучи, К. Санбонсуги, Й. Озаки, А. Норимото // *ASME paper GT2006-90247*. – 10 p.
9. Многоканальный оптический пирометр и его апробация при стендовых испытаниях газогенераторов [Текст] / В.В. Бородако, П.А. Бухитаб, Б.И. Минеев, В.Б. Романов, В.Б. Сахаров // *Мир измерений*. – 2012. – № 4. – С. 54 – 57.
10. Саженьков, А.Н. Опыт внедрения и доводки оптико-электронной аппаратуры для измерения температуры лопаток турбины ГТД [Текст] / А.Н. Саженьков, В.А. Шипигушев, И.Т. Губайдуллин // *Сборник трудов ЦИАМ*. – N 1260. – М., 1989. – С. 647 – 652.
11. Изучение помпажа ГТД с помощью оптического пирометра [Текст] / В.Н. Еремин, М.Т. Валеев, И.Т. Губайдуллин, В.В. Дунаев, О.К. Полев // *Авиационная промышленность*. – 1982. – № 3. – С. 19 – 20.
12. Опыт применения пирометрических систем для контроля температуры рабочих лопаток турбины ГТД [Текст] / Т.П. Андреева, И.Т. Губайдуллин // *III МНТК Авиадвигатели 21 века*. – ЦИАМ, 2010. – С. 773 – 776.
13. Губайдуллин, И.Т. Состояние разработки, серийного производства и результаты применения оптико-электронных систем контроля температуры рабочих лопаток турбины авиационных ГТД [Текст] / И.Т. Губайдуллин, Т.П. Андреева, В.А. Шипигушев // *Материалы докладов МНТК Проблемы и перспективы развития двигателестроения*. – Самара, 2009. – С. 189 – 191.
14. Интеллектуальная оптико-электронная пирометрическая аппаратура со встроенной математической моделью реального времени для решения задач контроля и диагностики [Текст] / Е.В. Распопов, Г.Г. Куликов, В.А. Трушин, В.С. Фатилов, Т.П. Андреева, И.Т. Губайдуллин // *III МНТК Авиадвигатели 21 века*. – ЦИАМ, 2010. – С. 1589 – 1593.
15. Информационная технология интеграции интеллектуального пирометрического модуля в систему управления, контроля и диагностики (FADEC) ГТД [Текст] // Е.В. Распопов, Г.Г. Куликов, В.А. Трушин, В.С. Фатилов, Т.П. Андреева, И.Т. Губайдуллин // *Вестник УГАТУ*. – 2010. – Т. 14, № 3 (38). – С. 101 – 110.
16. Методика проведения испытаний средств оптической пирометрии ГТД с применением обработки данных на ЭВМ [Текст] / В.В. Дунаев, А.Г. Шатохин, Е.В. Рачкова, М.Ш. Валиуллина, И.Т. Губайдуллин, М.Т. Валеев // *Сборник трудов ЦИАМ*. – № 1154. – М., 1985. – С. 195 – 212.
17. Смита Индастриз Thinking Engine Health? – Think Smiths Industries [Text] // *Interavia*. – 1980. – № 8. – P. 429.
18. Пат. 6786635 В2, США. МПК 7, G01n 17/00 Turbine Blade (Bucket) Health Monitoring And Prognosis Using Neural Network Based Diagnostic Techniques In Conjunction With Pyrometer Signals./ Sukhwan Choi; заявитель и патентообладатель General Electric Company; заявлено 06.11.2002; опубл. 07.09.2004.
19. Метрологические аспекты загрязнения объекта оптического пирометрического преобразователя в процессе ресурсной наработки в эксплуатации [Текст] / И.Т. Губайдуллин, В.А. Шипигушев // *Материалы НТК «ДДТ – 2003»*. – Пенза, 2003. – С. 54 – 57.

Поступила в редакцию 2.06.2012

Рецензент: доктор физико-математических наук, профессор, зав. кафедрой Р.З. Бахтизин, Башкирский государственный университет, Уфа, Россия.

**ОПТИЧНА ПІРОМЕТРИЧНА СИСТЕМА ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ
ТЕМПЕРАТУРИ ПОВЕРХНІ ЛОПАТОК ТУРБІНИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА
ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА І ДІАГНОСТИКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ**

I.T. Губайдуллин, Т.П. Андреева, А.С. Складчиков

Представлені основні результати робіт із створення багатоканальної оптичної пірометричної системи для контролю робочих лопаток турбіни високого тиску. Оптична пірометрична система ОПС-2010 встановлена на газогенераторі двигуна ПД-14 і забезпечує одночасне, безперервне термометрування всіх робочих лопаток 1 і 2 ступені турбіни високого тиску в процесі стендових випробувань. Інтеграція оптичної пірометричної системи ОПС-2010 із стендовою автоматизованою системою випробувань знижує витрати на підготовку турбіни і на обробку результатів вимірювань. Обмін цифровими даними по локальній обчислювальній мережі за допомогою технології OPC-сервера забезпечує однозначну тимчасову «прив'язку» пірометричних даних до основних режимних параметрів газогенератора. Для експлуатації газотурбінних двигунів по технічному стану пропонується застосування нового технічного засобу -- інтелектуального пірометричного модуля, інтегрованого з бортовими системами управління, контролю і діагностики по інформаційних каналах.

Ключові слова: перетворювач, пірометричний, оптичний, турбіна, робочі лопатки, термометрування, діагностика, напрацювання.

**THE OPTICAL PYROMETRIC SYSTEM FOR MEASURING THE SURFACE TEMPERATURE
OF THE TURBINE BLADES OF GAS TURBINE ENGINE GAS GENERATOR
AND DIAGNOSTICS OF TECHNICAL CONDITION**

I.T. Gubaidullin, T.P. Andreeva, A.S. Skladchikov

Here are presented some results of the creation of optical pyrometric system OPS-2010 to control the most heat-stressed parts of the gas turbine engine (GTE) - rotor blades (RL), high-pressure turbine. OPS provides a measurement of temperature in the range 700-1150 °C. OPS-2010 System is installed on gas generator 100GG-01 (020) PD-14 engine and provides continuous monitoring of temperature turbine blades of 1 and 2 level high-pressure turbine in the test bench. Data provided by OPS-2010 system is very similar to the thermocouples measurement, and the calculated values at the stable turbine working mode. To implement the strategy for the operation and maintenance of the system to ensure safety of aircraft GTE proposed the use of intellectual pyrometric module that is integrated with the management of the system FADEC and to information channels diagnostic system, allowing to carry out monitoring of turbine blades and the calculation of residual life of each rotor blade.

Key words: converter, pyrometer, optical, board, intellectual pyrometric module, signal processing, diagnostics.

Губайдуллин Ирек Тимерьянович – ведущий инженер-конструктор, ОАО УНПП «Молния», Уфа, Россия, e-mail: molniya@molniya-ufa.ru.

Андреева Татьяна Петровна – канд. техн. наук, начальник сектора, ОАО УНПП «Молния», Уфа, Россия, e-mail: t-andr@yandex.ru.

Складчиков Андрей Сергеевич – инженер - конструктор, ОАО УНПП «Молния», Уфа, Россия, e-mail: molniya@molniya-ufa.ru.

УДК 629.036.2

А.Ф. ГОЛОВЧУК¹, Ю.І. ГАБРИЄЛЬ¹, Р.І. ГОЛОДНЯК²¹Уманський національний університет садівництва, Україна²Львівський національний аграрний університет, Україна

РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ ЕЛЕКТРОННО-КЕРОВАНОЇ ПАЛИВОПОДАЧІ ДИЗЕЛІВ І ГАЗОДИЗЕЛІВ

Розроблено конструктивну схему електронно-керованої паливоподачі дизельних двигунів, які встановлюються на більшості тракторів виробництва країн СНД, без суттєвої зміни їх конструкції. Визначено перелік необхідних давачів та виконавчих механізмів, що в сукупності дозволяють добитись успішного функціонування запропонованої електронної системи паливоподачі та підвищити техніко-економічні показники дизелів та газодизелів. Завдяки повністю електронному управлінню існує можливість взаємодії даної системи з додатковим обладнанням транспортного засобу, запобігати різного роду перевантаженням, можливість дистанційного керування частотою обертання двигуна та моніторингу поточних параметрів роботи двигуна.

Ключові слова: дизель, газодизель, всережимний регулятор, електронна система керування.

Вступ

У зв'язку із підвищенням ціни на пальне та ускладненням екологічної ситуації необхідно приділяти значну увагу покращенню техніко-економічних, динамічних та екологічних характеристик двигунів внутрішнього згоряння, що застосовуються на транспортних засобах. В Україні щороку зростає кількість автомобілів з дизелями, які використовуються в різних галузях народного господарства. Дизелі і газодизелі мають високі показники потужності та економічності, проте покращення техніко-економічних показників цих двигунів залишається актуальною проблемою.

Огляд публікацій

На техніко-економічні показники двигуна суттєвий вплив мають його режими роботи. Для забезпечення їх оптимальних значень необхідно добитись підвищення точності керування паливоподачею. Елементи паливної апаратури, які дозволяють реалізувати цю задачу, повинні бути відносно простої конструкції, ремонтпридатні та забезпечувати надійне регулювання паливоподачі залежно від режимів роботи двигуна. Для забезпечення лише зовнішньої швидкісної характеристики потрібні прямий, негативний коректор паливоподачі та корекція за тиском наддуву [1 – 5]. Якщо врахувати необхідність коректування за температурою палива та повітря, то механічні регулятори не зможуть в повній мірі виконати поставленої задачі [2, 6]. Вирішити її можливо завдяки електронній системі регулювання

паливоподачі, яка може враховувати багато вхідних факторів та, відповідно, керувати додатковим обладнанням двигуна [2, 7]. Електронний регулятор повинен зберігати основні конструктивні параметри своїх попередників задля полегшеного встановлення на двигун і введення в експлуатацію.

У зв'язку з вищезазначеним необхідно розробити такі системи регулювання паливоподачі дизельних і газодизельних двигунів, застосування яких не вимагають суттєвої зміни конструкції паливного насоса та самого двигуна, які були б простими в експлуатації, ремонті та обслуговуванні, мали можливість адаптуватись до зовнішніх факторів (стан двигуна, тиск та температура навколишнього середовища тощо). Добитись цього можливо шляхом удосконалення існуючих конструкцій всережимних регуляторів, якими зараз обладнано більшість двигунів виробництва країн СНД. Це удосконалення полягає у запровадженні електронного керування регулятором, що дозволяє добитись значно точнішої паливоподачі.

Для отримання оптимального балансу між потужністю двигунів, економічністю та мінімальним впливом на навколишнє середовище можна пристосувати звичайний дизель для роботи на суміші дизпалива та метану (газодизель) [8, 9].

На сьогоднішній день розроблено системи живлення дизелів на стисненому газі, котрі складаються з окремих ємностей для зберігання запасу газу, трубопроводів високого тиску, редукторів низького та високого тисків, триходового електромагнітного клапана, змішувача, механізму обмеження запальної дози палива, приводу управління регулятора і доза-

тора газу, електромагнітного клапана з фільтром [9]. Такі системи мають досить складну конструкцію, але не мають можливості точного регулювання подачі газу в залежності від режимів роботи та навантаження на двигун. Їх доцільніше використовувати на двигунах, котрі мають сталий режим роботи та відносно повільні зміни навантаження. Також в них відсутній механізм корекції складу суміші відносно відпрацьованих газів.

Для того, щоб можна було чітко реагувати на швидкі зміни роботи та різкі перепади навантаження існують системи живлення газодизелів, що оснащені електронними засобами контролю та керування. Вони є універсальними, оскільки забезпечують швидкість керування, точність дозування палива залежно від зміни навантаження. Такі системи є автономними в роботі, оскільки працюють згідно закладеної програми. Проте вони не можуть підлаштовуватись під певні, невизначені програмою, режими роботи двигуна. Крім того, у них відсутній зв'язок з корекцією дози дизпалива в певному діапазоні, необхідному для отримання оптимальних показників потужності та екологічності роботи двигуна. Слід зазначити також, про складність конструкції системи, оскільки із збільшенням кількості циліндрів двигуна зростає кількість редукторів-випарників, газових форсунок та клапанів керування. Це зумовлює необхідність кваліфікованого налаштування, діагностики та ремонту.

Пропонована система

Система електронно-керованої паливоподачі дизельних та газодизельних двигунів повинна забезпечувати поступлення дизельного палива залежно від режимів їх роботи, автоматично адаптуватись до зовнішніх факторів (навантаження на двигун, температурного режиму його роботи, тиску та температури навколишнього середовища тощо) та підлаштовуватись під них, швидко реагувати на різкі зміни навантаження, а також керувати процесом сумішоутворення залежно від складу відпрацьованих газів. Крім цього необхідно удосконалити існуючі конструкції систем живлення газодизельних двигунів. Воно полягає у запровадженні електронного керування регулятором подачі газу з використанням однієї форсунки, що дозволяє добитись значно точнішого дозування газу, спрощення системи живлення, зменшення часу реакції системи на зміну навантаження.

Для функціонування електронної системи паливоподачі необхідні наступні сигнали: частоти обертання двигуна; сигнал положення розподільного валу (фази газорозподілу); положення паливної рейки; положення педалі акселератора; швидкість руху транспортного засобу; тиску та температури повітря у

впускному колекторі; тиску та температури у газовій магістралі; масової витрати повітря; температури двигуна; лінії діагностичного зв'язку та лінії передачі даних. Як виконавчі засоби слід застосувати механізми: регулювання положенням паливної рейки; частотою відкриття газової форсунки; передпускового підігріву двигуна; керування положенням клапана рециркуляції відпрацьованих газів (опціонально); керування тиском наддуву (опціонально); включенням вентилятора охолоджуючої рідини (опціонально); включення стартера (опціонально).

Для керування положенням рейки паливного насоса високого тиску можна застосувати електромагніт, що керується за допомогою широтно-імпульсної модуляції. Визначення поточного положення рейки здійснюється за допомогою безконтактного датчика типу Холла. Блок управління можна виконати на основі 16-розрядного мікроконтролера сімейства dsPIC фірми Microchip, завдяки його доступності та можливості роботи в широкому температурному діапазоні, з підтримкою апаратних модулів ШІМ-модуляції та підтримкою CAN-шини.

Для того щоб автоматично управляти системою подачі газу необхідні наступні сигнали: частоти обертання колінчастого валу двигуна; положення розподільного валу, положення рейки паливного насоса, положення педалі акселератора, тиску та температури повітря у впускному колекторі, масової витрати повітря, температури двигуна, кількості кисню у відпрацьованих газах, лінії діагностичного зв'язку та лінії передачі даних. Як виконавчі засоби слід застосувати механізми: регулювання положенням рейки паливного насоса; керування клапаном редуктора випарника, та керування газовою форсункою. Конструктивна схема запропонованої системи керування газодизелем двигуна Д-240 зображена на рис. 1.

Використовуючи сигнал частоти обертання колінчастого валу разом із сигналом положення розподільного валу, блок управління має можливість вираховувати робочі цикли в окремих циліндрах (визначаючи положення розподільного валу відносно колінчастого валу). За допомогою масового витратоміра повітря коректується величина паливоподачі як газу, так і дизпалива. Значення тиску та температури повітря у впускному колекторі використовуються для корекції паливоподачі, а для двигунів оснащених турбокомпресором може використовуватись для управління тиском наддуву. Застосування клапану рециркуляції відпрацьованих газів разом із проміжним охолоджувачем дозволить суттєво знизити рівень NO_x у відпрацьованих газах [8]. Дросельна заслонка, що керується блоком управління дозволить підвищити ступінь рециркуляції відпрацьованих газів та покращити зупинку двигуна.

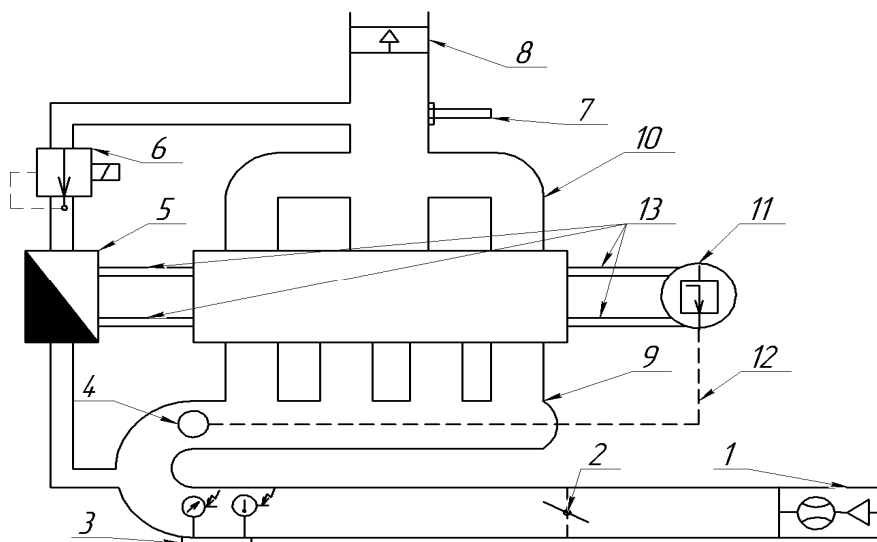


Рис. 1. Конструктивна схема електронної системи управління двигуном:

- 1 – масовий витратомір повітря; 2 – дросельна заслінка; 3 – датчик тиску та температури у впускному колекторі; 4 – газова форсунка; 5 – проміжний охолоджувач відпрацьованих газів; 6 – клапан рециркуляції відпрацьованих газів; 7 – лямбда-зонд; 8 – вимірювач димності відпрацьованих газів; 9 – впускний колектор; 10 – випускний колектор; 11 – газовий редуктор-випарник; 12 – газова магістраль низького тиску; 13 – магістралі охолоджуючої рідини двигуна

Для живлення двигуна газом можна використати газове обладнання відомої італійської фірми LOVATO, куди входить газовий балон з мультиклапаном та запорочним клапаном, редуктор-випарник з давачем температури охолоджувальної рідини та клапаном керування, трубопроводи низького та високого тисків, газова форсунка з клапаном керування, комплект проводів для підключення електричного обладнання газової апаратури та під'єднання живлення.

Висновки

Покращити техніко-економічні показники дизелів та газодизелів можливо шляхом використання системи живлення з автоматизованою паливоподачею.

Вирішення цієї задачі можливе за допомогою розробленої конструктивної схеми, яка дозволяє забезпечити електронне керування паливоподачею без суттєвої зміни конструкції двигуна.

В найближчій перспективі електронно-керованою паливоподачею можна обладнати більшість дизелів, що встановлені на тракторах виробництва країн СНД, які широко використовуються як в сільськогосподарському виробництві, так і в різних галузях промисловості.

Література

1. Крутов, В.И. Формирование внешней скоростной характеристики дизелей автотракторного и транспортного назначения с помощью корректоров [Текст] / В.И. Крутов, И.В. Леонов, В.И. Шатров // Двигателестроение. – 1989. – № 4. – С. 27 – 30.

2. Системы управления дизельными двигателями [Текст] / Перевод с немецкого. Первое русское издание. – М.: ЗАО «За рулем» 2004. – 480 с.

3. Блаженнов, Е.И. Новые элементы в автоматических регуляторах частоты вращения автомобильных дизелей [Текст]: учеб. пособие / Е.И. Блаженнов. – Ярославль, ЯПИ. – 1988. – 85 с.

4. Долганов, К.Е. Улучшение топливной экономичности и снижение дымности отработавших газов тракторного дизеля с турбонаддувом применением отрицательного корректирования топливоподачи [Текст] / К.Е. Долганов, Г.И. Остапенко // Двигателестроение. – 1983. – № 2. – С. 27 – 30.

5. Головчук, А.Ф. Дорожные испытания трактора Т-150К с ограничителем дымления [Текст] / А.Ф. Головчук, К.С. Долганов, Н.И. Самусь // Двигателестроение. – 1980. – № 11. – С. 44 – 46.

6. Пат. US4583506. Electronically controlled type governor for diesel engines [Diesel Kiki Co.] / Okamoto; Kenji, 1986.

7. Регулятор частоты обертання дизеля з програмно-вимірювальним комплексом / Патент на винахід № 21481 / Національний транспортний університет // Лісовал А.А., Костиця С.В., Гуменчук М.І. / 15.03.2007, бюл. №3.

8. Zheng, Ming. Diesel engine exhaust gas recirculation – a review on advanced and novel concepts [Text] / Ming Zheng, Graham T. Reader, J. Ga-ry Hawley // Energy Conversion and Management. – 2004 – № 45. – Р. 883 – 900.

9. Грицук, И.В. Улучшение топливной экономичности транспортного дизеля путем конвертации его в газодизель [Текст] / И.В. Грицук, Д.С. Адров // Двигатели внутреннего сгорания. – 2007. – № 2. – С. 88 – 91.

Надійшла до редакції 8.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедри «Транспортні технології» Є.Ю. Формальчик, НУ «Львівська політехніка», Львів, Україна.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ЭЛЕКТРОННО-УПРАВЛЯЕМОЙ СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПОДАЧИ ДИЗЕЛЕЙ И ГАЗОДИЗЕЛЕЙ

А.Ф. Головчук, Ю.И. Габриэль, Р.И. Голодняк

Разработано конструктивную схему электронно-управляемой топливоподачи дизельных двигателей, которые устанавливаются на большинство тракторов производства стран СНГ, без существенного изменения их конструкции. Определен перечень необходимых датчиков и исполнительных механизмов, которые в совокупности позволяют добиться успешного функционирования предлагаемой электронной системы топливоподачи и повысить технико-экономические показатели дизелей и газодизелей. Благодаря полностью электронному управлению существует возможность взаимодействия данной системы с дополнительным оборудованием транспортного средства, предотвращать разного рода перегрузкам, возможность дистанционного управления частотой вращения двигателя и мониторинга текущих параметров работы двигателя.

Ключевые слова: дизель, газодизель, всережимный регулятор, электронная система управления.

DEVELOPMENT OF STRUCTURAL CHART ELECTRONIC-GUIDED FUEL SUPPLY DIESEL AND GAS-DIESEL ENGINES

A.F. Golovchuk, Yu.I. Gabriel, R.I. Golodnyak

The structural chart of electronic-guided fuel supply of diesel engines, which are set on most tractors of production of countries of the CIS is worked out, with no significant changes in their structure. The list of necessary sensors and executive mechanisms is certain, that in all allow to obtain the successful functioning of the offered electronic system of fuel supply and promote the technical and economical indexes of diesels and gas-diesel engines. Thanks to fully electronic management is interoperability of the system with additional equipment of the vehicle, to prevent various kinds of congestion, remote controlled engine frequency rotation and monitoring current parameters of the engine.

Key words: diesel, gas-diesel, all-speed governor, electronic-guided system.

Головчук Андрій Федорович – доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри тракторів, автомобілів та ремонту машин Уманського національного університету садівництва, Україна, e-mail: andriy@golovchuk.com.ua.

Габрієль Юрій Ігорович – аспірант Уманського національного університету садівництва, Україна, e-mail: yuriygabriel@gmail.com.

Голодняк Руслан Іванович – старший викладач кафедри тракторів і автомобілів Львівського національного аграрного університету, Україна, e-mail: rgolodnyak@gmail.com.

УДК 629.179.13

М.В. ШЕВЧЕНКО, С.В. ЕПИФАНОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОЦЕНИВАНИЕ ТЯГИ С УЧЕТОМ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ И ИЗМЕНЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГТД**

Рассмотрена распространенная методика контроля тяги авиационных ГТД в эксплуатации. Выявлены погрешности данной методики в условиях изменения технического состояния ГТД. Для решения проблемы увеличения погрешностей определения параметра тяги при изменении технического состояния ГТД рассмотрена процедура, основанная на использовании линейного преобразования исходных данных для нахождения главных компонент и последующем построении регрессионной модели на главных компонентах, позволяющая получить устойчивые смещенные оценки. В качестве объекта исследования рассмотрен ГТД с пятью измеряемыми параметрами и двадцатью тремя параметрами, характеризующими изменение технического состояния. С помощью нелинейной поузловой модели исследуемого объекта и имитатора погрешностей измерений смоделированы дефекты проточной части и соответствующие значения измеряемых параметров. Получены оценки отклонения тяги и на основании их сравнения с результатами, полученными с помощью нелинейной модели, определены погрешности оценивания. Выявлено преимущество предлагаемого метода регрессии на главных компонентах перед известной методикой.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель (ГТД), диагностирование, тяга, статистическая оценка, главные компоненты.

Список обозначений

А – параметр расхода через СА турбины;
 G – массовый расход;
 Н – матрица коэффициентов влияния;
 М – математическое ожидание;
 n – частота вращения;
 Р – тяга;
 p – давление;
 Т – температура;
 У – измеряемые параметры проточной части;
 δ – относительное отклонение параметра;
 π – степень повышения давления;
 η – КПД;
 μ – коэффициент расхода;
 σ – коэффициент восстановления полного давления, среднеквадратическое отклонение;
 θ – параметры характеристик узлов;
 φ – коэффициент скорости;
 МСА – международная стандартная атмосфера.

К – компрессор;
 Н – сечение невозмущенной атмосферы;
 пр – приведенное значение параметра;
 СД – каскад среднего давления;
 С1 – реактивное сопло внутреннего контура;
 С2 – реактивное сопло наружного контура;
 Т – турбина;
 т – топливо;
 Σ – суммарное значение;
 0 – значение параметра в исправном состоянии.

Введение

Современные стратегии эксплуатации газотурбинных двигателей основываются на информации об их текущем техническом состоянии. При эксплуатации вследствие приработки или износа деталей техническое состояние двигателя изменяется, что отражается в изменении характеристик узлов. В результате изменяются параметры рабочего тела (давление, температура и скорость), а также интегральные параметры двигателя. Для турбореактивных двигателей последними являются тяга и удельный расход топлива, значения которых влияют на такие характеристики самолета, как максимальная допустимая взлетная масса, длина разбега и дальность полета. При определении технического состояния двигателей необходимо знать эти интегральные параметры, однако они не измеряются непосредственно, их значения необходимо оценивать.

Список индексов

* – параметр торможения потока;
 В – каскад вентилятора, сечение за вентилятором;
 В1 – сечение за вентилятором по внутреннему контуру;
 В2 – сечение за вентилятором по внешнему контуру;
 ВД – каскад высокого давления;
 вх – вход в компрессор;
 в – воздух;
 г – газ;

Известно несколько методов, позволяющих при диагностировании оценивать параметры двигателя в условиях недостатка измерений. Во введении к работам [3] и [4] нами ранее проанализированы подобные методы и показано, что ни один из них не решает проблему определения отклонений не измеряемых параметров двигателей в условиях изменения технического состояния.

Известен и широко применяется практически метод дополнительной регулировки положения рычага управления двигателем (РУД) в эксплуатации на основании зависимости так называемого параметра тяги (в зарубежной литературе – overall pressure ratio (OPR)) от режима работы двигателя. Таким образом обеспечивается заданная тяга на взлете и контролируется удельный расход топлива.

Данная работа посвящена исследованию влияния изменения технического состояния ГТД на эффективность этой методики, а также исследованию преимуществ перед ней предложенного в работе [3] метода регрессии на главных компонентах.

1. Постановка задачи

В работе [3] нами представлена процедура оценивания (косвенных измерений) не измеряемых параметров, которая основана на детальном анализе корреляционной структуры системы и выделении ее главных компонент. Рассмотрена история развития метода, его геометрическая интерпретация для простейшего случая двух измеряемых и трех неизвестных параметров. Представлен алгоритм оценивания тяги ТРДД на одном режиме, основанный на методе главных компонент. Данный алгоритм опробован на данных, полученных с помощью нелинейной модели ГТД для четырех дефектов без учета погрешностей измерений. Погрешности оценки тяги лежали в пределах 1%.

В данной работе предлагается исследовать предложенный в работе [3] алгоритм оценивания тяги для более широкого круга дефектов, наиболее часто встречающихся на практике, для нескольких режимов работы двигателя, с учетом погрешности измерительной системы, чтобы оценить точность полученных результатов и сравнить ее с точностью метода, применяющегося на практике в настоящее время.

1.1. Методика, применяемая для контроля тяги в эксплуатации, и влияние дефектов проточной части на ее точность

Для контроля технического состояния двигателя используется значение внутренней тяги. Ее изменение в эксплуатации не представляется возмож-

ным, поэтому для контроля тяги используют безразмерный параметр тяги, значение которого в простейшем случае (для ТРД с нерегулируемым сужающимся соплом) определяется следующим выражением:

$$\bar{P}_R = \frac{P_T^*}{P_{ВХ}^*}. \quad (1)$$

Для ТРДД с нерегулируемым соплом без смешения потоков

$$\bar{P}_R = \frac{P_{ЭКВ}^*}{P_{ВХ}^*}, \quad (2)$$

где

$$P_{ЭКВ}^* = \frac{P_T^* \cdot F_{C1} + P_{В}^* \cdot F_{C2}}{F_{C1} + F_{C2}}. \quad (3)$$

В технической и эксплуатационной документации вся информация по контролю тяги указывается в виде значений параметра тяги $\bar{P}_R$. Для этого разработчик ГТД на этапе стендовых испытаний опытных двигателей должен для партии двигателей (не менее пяти) в эксплуатационном диапазоне режимов определить на стенде зависимость параметра тяги от отношения

$$\left(\frac{P_C}{P_H} \right)_{отн} = \left(\frac{P_C}{P_H} \right) / \left(\frac{P_{C0}}{P_{H0}} \right), \quad (4)$$

где P_C – суммарная тяга двигателя;

P_{C0} – номинальное значение максимальной (взлетной) тяги двигателя в стендовых условиях (на земле, при $M_H = 0$, $\sigma_{ВХ} = 1$, МСА);

P_{H0} – атмосферное давление при МСА на уровне моря.

При летных испытаниях двигателя разработчик ГТД и разработчик самолета совместно оценивают поправочные коэффициенты к этой зависимости и принятым номинальным значениям параметра тяги на всех требуемых режимах полета при разных высотах и числах Маха.

В дальнейшем эти зависимости входят в программное обеспечение системы управления, и с их помощью осуществляется контроль тяги. В случае отсутствия автоматической системы управления контроль тяги осуществляется техническим персоналом на основании номограмм, внесенных в руководство по эксплуатации.

Рассмотрим конкретный пример применения этой методики. В дальнейшем в качестве примера будем использовать трехвальный турбореактивный двухконтурный авиационный двигатель без смешения потоков. С помощью нелинейной поузловой термогазодинамической модели была получена

дроссельная характеристика параметра тяги в диапазоне режимов от 0,9 до 1,1 «максимального» при заданных базовых характеристиках узлов. Затем задано смещение характеристик различных узлов и построены дроссельные характеристики параметра тяги для двигателя с различными «дефектами» проточной части. Смещения характеристик соответствуют следующим формулам:

– для расхода воздуха

$$\delta G_i = \frac{(G_i \cdot \sqrt{T_i} / p_i)}{(G_i \cdot \sqrt{T_i} / p_i)_0}, \quad (5)$$

– для параметра расхода через турбину

$$\delta A_i = \frac{(A_i \cdot \sqrt{T_i} / p_i)}{(A_i \cdot \sqrt{T_i} / p_i)_0}, \quad (6)$$

– для КПД

$$\delta \eta_i = \frac{\eta_i}{\eta_0}. \quad (7)$$

Для моделирования различных дефектов задавались следующие смещения характеристик:

– состояние №1 – засорение компрессора:

$$\delta \eta_{\text{в}} = -0,01, \delta G_{\text{кзд пр}} = -0,01, \delta \eta_{\text{кзд}} = -0,01, \\ \delta G_{\text{кзд пр}} = -0,01, \delta \eta_{\text{кзд}} = -0,01;$$

– состояние №2 – прогар соплового аппарата ТВД:

$$\delta A_{\text{твд}} = +0,01, \delta \eta_{\text{твд}} = -0,02, \delta A_{\text{тсд}} = +0,01, \\ \delta \eta_{\text{тсд}} = -0,01, \delta A_{\text{тв}} = +0,01;$$

– состояние №3 – прогар жаровой трубы КС:

$$\delta \sigma_{\text{кс}} = -0,02, \delta \eta_{\text{г}} = -0,02, \delta \eta_{\text{твд}} = -0,01;$$

– состояние №4 – дефекты сопел:

$$\delta \varphi_{\text{с1}} = -0,01, \delta \mu_{\text{с1}} = -0,01, \\ \delta \varphi_{\text{с2}} = -0,01, \delta \mu_{\text{с2}} = -0,01,$$

– состояние №5 – дефект входного устройства:

$$\delta \sigma_{\text{вх}} = -0,01.$$

Полученные результаты представлены на рис.1, из которого видно, что используемая на практике методика при дефектах входного устройства и сопел дает значительные погрешности. Для состояния №4 погрешность перерегулирования тяги составляет 2,6%. В случае, если дефекты сопла и воздухозаборника возникают совместно, погрешность перерегулирования тяги увеличивается.

Значит, для определения значения тяги в эксплуатации недостаточно использовать зависимость параметра тяги от режима работы двигателя – требуется также учитывать влияние изменения технического состояния. Для этого необходимо разработать соответствующий алгоритм.

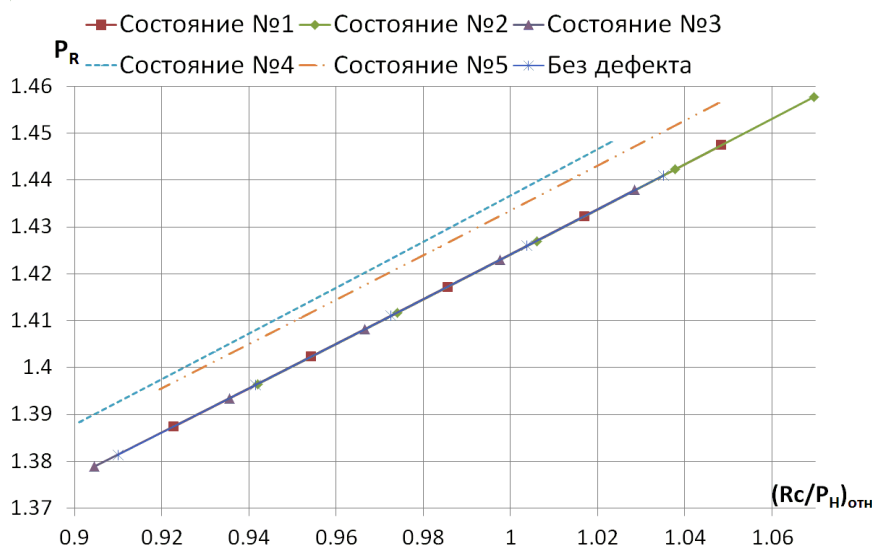


Рис. 1. Зависимость параметра тяги от режима работы двигателя.

1.2. Исходные данные

Техническое состояние узлов рассматриваемого двигателя описывается $m = 23$ параметрами $\vec{\theta}$, относительные отклонения $\delta \vec{\theta}$ которых характеризуют изменение технического состояния узлов. Признаками состояния являются относительные отклонения $\delta \vec{Y}$ $n=5$ измеряемых параметров от нормальных значений.

Шестой измеряемый параметр (в данной работе суммарная степень повышения давления в компрессоре) используется как аргумент модели нормального состояния.

Связь признаков состояния с параметрами технического состояния узлов описывается линейной моделью

$$\delta \vec{Y} = H \cdot \delta \vec{\theta}, \quad (8)$$

где H – ($n \times m$) – матрица коэффициентов влияния (МКВ), которая для режима $\pi_{КС} = 21$ представлена в табл. 1.

В формуле (8)

$$\delta Y_i = \frac{Y_i - Y_0}{Y_0}; H_{ij} = \frac{Y_i - Y_0}{Y_0 \cdot \delta \theta_j}.$$

Индекс i соответствует текущему состоянию объекта.

В последней строке табл. 1 приведены коэффициенты влияния $\bar{C}'$ параметров технического состояния узлов на тягу. Для определения отклонения тяги уравнение (8) приобретает вид

$$\delta P = \bar{C}' \cdot \bar{\delta \theta}. \quad (9)$$

1.2.1. Моделирование погрешности измерительной системы

Для оценки работоспособности алгоритма, предложенного в работе [3], введем в каналы измерения шум, соответствующий нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием.

Сложим n случайных чисел r_i , используя стандартный генератор случайных чисел [2] в диапазоне $[0,1]$:

$$V = \sum_{i=1}^n r_i. \quad (10)$$

Таблица 1

Матрица коэффициентов влияния для режима $\pi_{КС} = 21$

	$\delta \sigma_{вх}$	$\delta G_{в пр}$	$\delta \eta_{в1}$	$\delta \eta_{в2}$	$\delta G_{ксл пр}$	$\delta \eta_{ксл}$	$\delta G_{квд пр}$	$\delta \eta_{квд}$	$\delta A_{твд}$	$\delta \eta_{твд}$	$\delta A_{тсд}$	$\delta \eta_{тсд}$
δT_T	-0,4749	0,0701	-0,0813	-0,0098	0,1282	-0,8103	0,0833	-0,7513	0,4587	-0,9816	0,0940	-0,7985
$\delta n_{в}$	-0,2290	-0,7135	0,0238	0,2538	0,0159	-0,0686	0,0064	-0,0592	0,5742	-0,1344	0,0056	-0,1048
$\delta n_{сд}$	-0,4781	0,2291	-0,0555	-0,0847	-0,5056	0,3697	-0,0109	0,1175	0,4636	0,0965	-0,3425	0,3835
$\delta n_{вд}$	-0,2486	0,0535	-0,0412	-0,0123	0,0354	-0,3664	-0,6375	0,5551	0,0578	0,6801	0,8955	-0,2862
δG_T	-0,5121	0,0959	-0,0623	-0,0414	0,1577	-0,9448	0,0959	-0,8678	1,5590	-1,2312	0,1037	-0,9923
δP	1,4506	-0,5305	0,0375	0,4499	0,0471	-0,2223	0,0210	-0,1955	1,4156	-0,3913	0,0192	-0,3068

Окончание таблицы 1

	$\delta A_{тв}$	$\delta \eta_{тв}$	$\delta \sigma_{ксл}$	$\delta \eta_{г}$	$\delta \sigma_{в_ксл}$	$\delta \sigma_{ксл_квд}$	$\delta \sigma_{твд_тсд}$	$\delta \varphi_{с1}$	$\delta \mu_{с1}$	$\delta \varphi_{с2}$	$\delta \mu_{с2}$
δT_T	-0,8518	-0,0135	-0,4019	0,0119	-0,3922	-0,5626	-0,8400	-0,0546	-0,0469	-0,0744	-0,0585
$\delta n_{в}$	-0,3373	0,2858	0,4610	-0,0006	-0,0229	-0,0444	-0,1162	0,1153	0,0990	0,4687	0,3690
$\delta n_{сд}$	0,4832	-0,0967	0,5441	0,0032	-0,4403	0,0887	0,0823	-0,0182	-0,0156	-0,0948	-0,0744
$\delta n_{вд}$	-0,2826	-0,0145	0,6562	0,0072	-0,2096	-0,2631	0,5832	-0,0217	-0,0188	-0,0441	-0,0347
δG_T	-1,0288	-0,0557	0,4953	-1,0317	-0,4404	-0,6510	-1,0554	-0,0844	-0,0725	-0,0467	-0,0365
δP	-0,7198	0,4972	1,0824	-0,0055	-0,0832	-0,1467	-0,3372	0,2036	-0,0223	1,8080	0,7860

Согласно центральной предельной теореме числа V образуют ряд значений, распределенных по нормальному закону. Эти числа тем лучше описывают нормальный закон, чем больше параметр n . На практике n принимают равным 6 или 12. Заметим, что закон распределения чисел V имеет математическое ожидание $m_V = n/2$ и и среднеквадратическое отклонение $\sigma_V = \sqrt{n/12}$.

С помощью формулы

$$q = (V - m_V) / \sigma_V. \quad (11)$$

нормализуем этот ряд. Получим нормализованный закон нормального распределения чисел

$$Q - m_z = 0, \sigma_z = 1.$$

Тогда для любого нормального распределения со средним m и среднеквадратическим отклонением σ случайное отклонение y , соответствующее указанному выше n случайным числам, получается из формулы

$$(y - m) / \sigma = z = \frac{(V - n/2)}{\sqrt{n/12}}. \quad (12)$$

Для генерирования шума, соответствующего нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием, $m=0$. Примем $n=12$ и подставим n и m в (12):

$$y = \sigma \cdot \left(\sum_{i=1}^{12} \xi_i - 6 \right). \quad (13)$$

В рассматриваемой задаче пять измерительных каналов: температура газа за турбиной, частоты вращения трех роторов и расход топлива. Среднеквадратические отклонения для них соответственно равны $\sigma_{T_t} = 0,2$; $\sigma_{n_b} = \sigma_{n_{сд}} = \sigma_{n_{вд}} = 0,05$; $\sigma_{G_t} = 0,5$.

Добавляя к каждому измеряемому параметру Y_i , полученному из нелинейной поузловой модели, величину погрешности y , получаем моделированные результаты измерений параметров двигателя.

1.2.2. Выбор исследуемых дефектов

В данной работе исследовался набор возможных дефектов отдельных узлов двигателя. Он был определен в работе [5] и в дальнейшем использован в различных исследованиях и проверках различных диагностических методов различными исследователями [6-10].

Рассмотренные дефекты являются наиболее часто встречающимися на практике. Они представлены в виде относительных отклонений характеристик узлов от исправного состояния (см. формулы (5), (6), (7)) в табл. 2.

Таблица 2

Типичные дефекты проточной части ГТД

№ дефекта	Узел с дефектом	Отклонение параметров состояния
1	В	$\delta G_{В пр} = -1,7\%$, $\delta \eta_{В1} = -0,4\%$, $\delta \eta_{В2} = -0,5\%$
2	В	$\delta G_{В пр} = -1\%$
3	КВД	$\delta G_{квд пр} = -1\%$, $\delta \eta_{квд} = -0,7\%$
4	КВД	$\delta \eta_{квд} = -1\%$
5	КВД	$\delta G_{квд пр} = -1\%$
6	ТВД	$\delta A_{твд пр} = +1\%$
7	ТВД	$\delta A_{твд пр} = -1\%$, $\delta \eta_{твд} = -1\%$
8	ТВД	$\Delta \eta_{твд} = -1\%$
9	ТВ	$\Delta \eta_{тв} = -1\%$
10	ТВ	$\delta A_{тв пр} = -1\%$, $\delta \eta_{тв} = -0,4\%$
11	ТВ	$\delta A_{тв пр} = -1\%$
12	ТВ	$\delta A_{тв пр} = +1\%$, $\delta \eta_{тв} = -0,6\%$
13	С1	$\delta \mu_{C1} = +1\%$
14	С2	$\delta \mu_{C2} = -1\%$
15	С2	$\delta \mu_{C2} = +2\%$

1.2.3. Выбор исследуемых режимов работы двигателя

В компрессоре исследуемого ТРДД установлены два клапана перепуска, положение которых зависит от режима работы двигателя. При открытии клапанов характеристики узлов терпят разрывы, т.к. геометрия проточной части изменяется скачкообразно. Чтобы исключить разрыв характеристик, в данной работе исследуется пять режимов, на которых все клапаны перепуска закрыты, в диапазоне «максимальный реверс» – «взлетный режим»:

- режим №1: $\pi_{КС} = 21$;
- режим №2: $\pi_{КС} = 20,5$;
- режим №3: $\pi_{КС} = 20$;
- режим №4: $\pi_{КС} = 19,5$;
- режим №5: $\pi_{КС} = 19$.

2. Решение поставленной задачи

2.1. Решение поставленной задачи с помощью метода главных компонент

Рассмотрим в качестве примера дефект № 15 (см. табл. 2) на режиме $\pi_{КС} = 21$. Соответствующая МКВ для данного режима представлена в табл. 1.

В исправном состоянии параметры двигателя имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} T_t &= 947.16 \text{ К}, n_b = 5336 \text{ об/мин}, \\ n_{сд} &= 9915 \text{ об/мин}, n_{вд} = 13836 \text{ об/мин}, \\ G_t &= 2441 \text{ кг/ч}, P = 61542 \text{ Н}; \end{aligned}$$

Значения признаков состояния для одного случайного измерения в качестве примера представлены в табл. 3.

Таблица 3

Значения признаков состояния для дефекта №15

δT_t	δn_b	$\delta n_{сд}$	$\delta n_{вд}$	δG_t	δP
-0,00085	0,00691	-0,00125	-0,00053	-0,00039	0,01479

В методе главных компонент исходная матрица системы H преобразуется в центрированную нормированную матрицу Z [1]:

$$Z = (H - \bar{H}) \cdot S \text{ или } Z_{ij} = (H_{ij} - \bar{H}_j) \cdot S_{jj}^{1/2} \quad (14)$$

где

$$\begin{aligned} H &= [\bar{H}_1 \dots \bar{H}_n]; \quad \bar{H}_j = \sum_{i=1}^n H_{ij} / n; \\ S &= \text{diag} \left(\frac{1}{S_{jj}} \right); \quad S_{jj} = \sum_{i=1}^n (H_{ij} - \bar{H}_j)^2. \end{aligned} \quad (15)$$

Центрирование позволяет уменьшить разброс результатов оценивания, а нормирование обеспечивает возможность использовать матрицу $(Z' \cdot Z)$ как корреляционную матрицу.

Центрированная нормированная матрица и соответствующая корреляционная матрица обладают рядом полезных свойств:

- сумма элементов каждого столбца матрицы Z равна нулю, а сумма квадратов элементов равна единице;

- сумма характеристических чисел λ_j корреляционной матрицы равна ее следу (сумме диагональных элементов) и равна рангу r [1];

- сумма квадратов всех элементов матрицы Z равна r ; назовем ее полной дисперсией переменных [1].

Главными компонентами называют систему ортогональных векторов $\bar{W}_j$ (направления которых совпадают с направлениями собственных векторов корреляционной матрицы системы), полученных с помощью преобразования:

$$\bar{W}_j = \gamma_{1j} \cdot \bar{Z}_1 + \gamma_{2j} \cdot \bar{Z}_2 + \dots + \gamma_{rj} \cdot \bar{Z}_r \quad (16)$$

или $W = Z \cdot \Gamma$.

Для этих векторов справедливо соотношение:

$$\sum_i \sum_j W_{ij}^2 = \sum_j \lambda_j = r \quad (17)$$

Таким образом, с помощью линейного преобразования исходных векторов $\bar{Z}_j$ формируются новые векторы $\bar{W}_j$, каждый из которых соответствует одному из характеристических чисел корреляционной матрицы. Модель (8) заменяется на альтернативную модель, связывающую $\delta \bar{Y}$ с $\bar{W}_j$. Влияние величины

главных компонент на функцию $\delta \bar{Y}$ уменьшается по мере уменьшения соответствующих характеристических чисел (это интерпретируют как то, что первые главные компоненты «объясняют» основную часть экспериментальных данных).

Поэтому можно использовать не все главные компоненты, а выбрать несколько первых из них. Это дает возможность понизить порядок системы (количество неизвестных главных компонент) и обеспечить однозначность решения задачи оценивания. Однако не существует универсальной процедуры выбора необходимого количества главных компонент. Как правило, выбирают столько главных компонент, чтоб они объясняли необходимую долю дисперсии (эта доля зависит от содержания решаемой задачи).

Применим формулы (14), (15) к представленной в табл. 1 матрице N и получим собственные числа и собственные векторы корреляционной матрицы $Z' \cdot Z$:

$$\bar{\lambda} = |11,4225 \quad 6,4695 \quad 3,4776 \quad 1,6303 \quad 0 \dots 0|;$$

$\bar{\gamma}_1 =$	$\bar{\gamma}_2 =$	$\bar{\gamma}_3 =$	$\bar{\gamma}_4 =$
0,2549	0,0612	-0,2591	-0,0125
-0,2112	-0,2746	-0,0263	-0,0062
0,2609	0,1583	0,0281	-0,1879
0,2108	0,2745	0,0107	0,0527
-0,0884	0,2890	-0,3250	0,0445
0,2104	-0,2080	0,2472	-0,0340
-0,1077	0,1854	0,4265	0,0876
0,2189	-0,2319	-0,1650	-0,0792
-0,1704	0,1942	0,1725	-0,4437
0,2188	-0,2331	-0,1684	-0,0449
0,0251	-0,0246	-0,5323	-0,0477
0,2103	-0,2290	0,2114	-0,0116
0,1694	-0,2854	0,2038	-0,0246
0,2145	0,2690	0,0098	0,0618
0,1281	-0,1179	-0,0481	-0,6620
0,1888	-0,1375	-0,0151	0,5369
0,2549	0,1656	-0,1519	0,0137
0,2391	-0,1716	0,2111	-0,0305
0,2186	-0,2332	-0,1688	-0,0443
0,2749	0,1254	0,0953	0,0463
0,2748	0,1256	0,0957	0,0466
0,2201	0,2559	0,0735	-0,0501
0,2200	0,2560	0,0737	-0,0504

Накопленная доля суммарной дисперсии независимых переменных для использования различных сочетаний собственных чисел, исходя из (17):

$\lambda_1/23$	$(\lambda_1+\lambda_2)/23$	$(\lambda_1+\lambda_2+\lambda_3)/23$	$(\lambda_1+\lambda_2+\lambda_3+\lambda_4)/23$
0,4945	0,7755	0,9319	1

В дальнейшем рассматриваем собственные векторы соответствующие характеристическим числам λ_1 , λ_2 , λ_3 и λ_4 , так как очевидно, что дисперсия во всех остальных направлениях равна нулю.

Подставляем найденную матрицу Γ , состоящую из вектор-столбцов $\bar{\gamma}_j$, в формулу (16) и находим матрицу W .

Далее используем приведенную нормированную регрессионную модель в виде:

$$\bar{y} = W \cdot \bar{b}, \quad (18)$$

где $\bar{y} = (\delta \bar{Y} - \delta \bar{Y}) / \sqrt{S_{yy}}$ – центрированный и нормированный вектор $\delta \bar{Y}$:

$$\delta \bar{Y} = \sum_{i=1}^m \delta Y_i / m; S_{yy} = \sum_{i=1}^m (\delta Y_i - \delta \bar{Y})^2.$$

Вектор $\bar{b}$ коэффициентов центрированной и нормированной регрессионной модели является ана-

логом вектора $\delta\bar{\theta}$ исходной модели (8), однако элементы вектора $\bar{b}$ не являются параметрами технического состояния узлов – это лишь формальные переменные, минимальный набор которых позволяет наилучшим образом описать изменения отклонений измеряемых параметров при изменении состояния двигателя.

Для получения оценок коэффициентов $\bar{b}$ применим к модели (18) метод наименьших квадратов:

$$\hat{\bar{b}} = (W^T \cdot W)^{-1} \cdot W^T \cdot \bar{y}. \quad (19)$$

Чтобы получить искомые оценки параметров $\delta\bar{\theta}$ регрессионной модели (8), необходимо рассмотреть формулу (18) и выражения для нормирования элементов Y_i и H_{ij} . Из (18) следует:

$$\bar{y} = W \cdot \bar{b} = Z \cdot \Gamma \cdot \bar{b} \quad (20)$$

Подставив выражения для $\bar{y}$ и Z в (20), получим:

$$\delta\bar{Y} - \delta\bar{Y} = \sqrt{S_{yy}} \cdot (H - \bar{H}) \cdot S \cdot \Gamma \cdot \bar{b}. \quad (21)$$

Из выражения (8) следует:

$$\delta\bar{Y} - \delta\bar{Y} = (H - \bar{H}) \cdot \delta\bar{\theta}. \quad (22)$$

Сравнивая (21) и (22), получим:

$$\delta\hat{\theta} = \sqrt{S_{yy}} \cdot S \cdot \Gamma \cdot \hat{\bar{b}}. \quad (23)$$

Тогда, в соответствии с (9) получим выражение для оценки отклонения тяги двигателя:

$$\delta P = \bar{C}^T \cdot \sqrt{S_{yy}} \cdot S \cdot \Gamma \cdot \hat{\bar{b}}. \quad (24)$$

Для рассматриваемого примера (табл. 3):

$$\hat{\bar{b}} = \begin{bmatrix} -0,04871; & 0,07532; & 0,27444; & 0,20693 \end{bmatrix}$$

Соответствующие элементы вектора $\delta\hat{\theta}$ представлены в табл. 4.

Оценка отклонения тяги, рассчитанная по формуле (9) с помощью полученных значений вектора $\delta\hat{\theta}$ – $\delta P_{\text{расч}} = 0,01177$.

С помощью нелинейной модели двигателя для рассматриваемого дефекта получено относительное отклонение тяги от ее значения в исправном состоянии: $\delta P = 0,01479$;

Таким образом, случайная погрешность определения отклонения тяги методом главных компонент для данного примера составила

$$\Delta = (\delta P - \delta P_{\text{расч}}) \cdot 100\% = -0,3\%.$$

Так как зашумленные показания измерительной системы – случайные величины, то и погрешность оценки тяги – случайная величина. Определим ее основные характеристики: математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение. Для этого воспользуемся методом имитационного моделирования: повторим расчет по описанному выше алгоритму десять тысяч раз, получим выборку оценок тяги и ее погрешностей и определим математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение. Для рассматриваемого дефекта

$$M(\Delta) = -0,289\%; \sigma(\Delta) = 0,037\%.$$

Полученные значения математических ожиданий погрешностей характеризуют смещения оценок, получаемых методом главных компонент. Эти смещения являются следствием сокращения размерности системы, которое необходимо для того, чтобы решить недоопределенную систему уравнений (8).

Подобным образом выполнены расчеты для пятнадцати дефектов на пяти режимах работы двигателя, описанных в разделе 1. Результаты представлены в табл. 5.

2.2. Решение поставленной задачи с помощью применяемой на практике методики

Рассмотрим пятнадцать описанных выше дефектов и построим зависимость параметра тяги от режима работы двигателя (см. рис.2), аналогичную представленной на рис. 1.

Анализ этой зависимости показывает, что погрешность определения отклонения тяги от заданной для первых тринадцати дефектов незначительна. Но для дефекта № 14 математическое ожидание погрешности составляет $M=1,3\%$, а для дефекта № 15 – $M=2\%$, со среднеквадратическим отклонением $\sigma=0,145\%$.

Математические ожидания и СКО погрешностей оценок методом главных компонент на том же режиме составляют:

для дефекта №14 $M=0,139\%, \sigma=0,0367\%$;

для дефекта №15 $M=-0,289\%, \sigma=0,0370\%$.

Таблица 4

Элементы вектора $\delta\hat{\theta}$

$\delta\hat{\theta}' =$	0,00125	-0,00109	0,00916	0,00297	0,00043	0,00004	0,00062	-0,00015	0,00032	-0,00013	-0,00029
-------------------------	---------	----------	---------	---------	---------	---------	---------	----------	---------	----------	----------

Окончание таблицы 4

-0,00002	-0,00015	0,00259	0,00018	-0,00019	0,00160	0,00021	-0,00015	0,00426	0,00497	0,00175	0,00222
----------	----------	---------	---------	----------	---------	---------	----------	---------	---------	---------	---------

Таблица 5

Точность оценки тяги в процентах

		Дефект №1	Дефект №2	Дефект №3	Дефект №4	Дефект №5	Дефект №6	Дефект №7	Дефект №8	Дефект №9	Дефект №10	Дефект №11	Дефект №12	Дефект №13	Дефект №14	Дефект №15
Режим №1	M	1,266	0,750	-0,127	-0,355	0,107	-0,663	0,088	-0,515	0,004	-0,012	-0,013	0,016	0,184	0,139	-0,289
	σ	0,0374	0,0371	0,0371	0,0374	0,0370	0,0372	0,0373	0,0369	0,0369	0,0373	0,0371	0,0369	0,0368	0,0367	0,0370
Режим №2	M	1,116	0,772	-0,121	-0,344	0,101	-0,675	0,110	-0,487	0,021	-0,005	-0,013	0,021	0,178	0,129	-0,490
	σ	0,0367	0,0367	0,0370	0,0367	0,0369	0,0371	0,0368	0,0367	0,0367	0,0369	0,0364	0,0367	0,0370	0,0367	0,0371
Режим №3	M	0,820	0,535	-0,171	-0,266	0,011	-0,604	0,160	-0,387	0,005	-0,085	-0,100	-0,021	0,174	0,105	-0,787
	σ	0,0381	0,0378	0,0377	0,0372	0,0374	0,0377	0,0381	0,0378	0,0377	0,0379	0,0381	0,0377	0,0378	0,0376	0,0373
Режим №4	M	0,609	0,380	-0,165	-0,365	0,091	-0,719	0,020	-0,505	-0,049	-0,067	-0,063	0,015	0,191	0,086	-0,917
	σ	0,0353	0,0352	0,0355	0,0356	0,0358	0,0354	0,0358	0,0353	0,0360	0,0356	0,0356	0,0351	0,0351	0,0355	0,0355
Режим №5	M	1,045	0,780	-0,239	-0,483	0,112	-0,532	-0,178	-0,652	-0,096	-0,143	-0,103	0,056	0,223	0,162	-0,587
	σ	0,0465	0,0468	0,0460	0,0465	0,0468	0,0470	0,0466	0,0467	0,0468	0,0468	0,0463	0,0468	0,0464	0,0462	0,0458

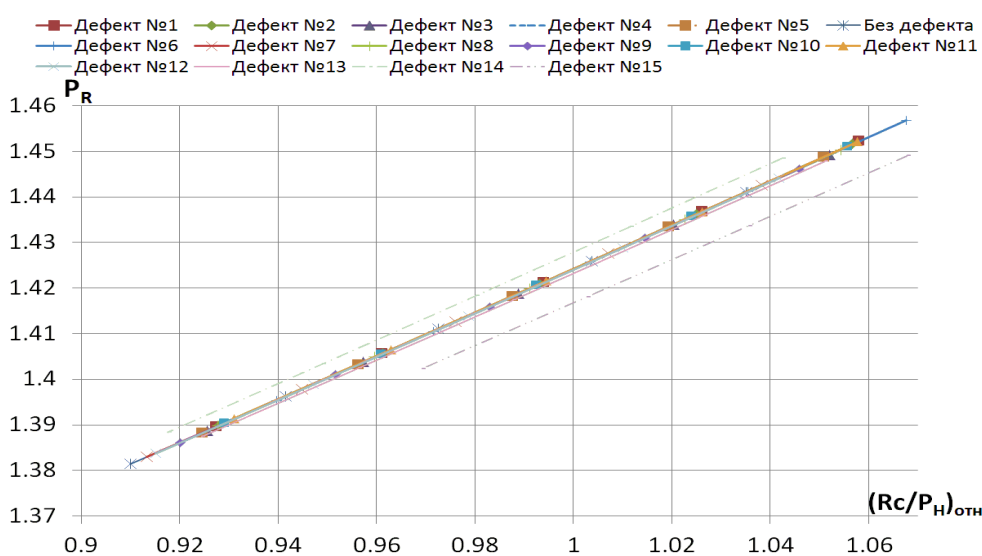


Рис. 2 Зависимость параметра тяги от режима работы двигателя для пятнадцати исследуемых дефектов

Выводы

Рассмотрена задача оценки тяги ГТД при изменении технического состояния двигателя и недостатке информации об этом изменении, обусловленном ограниченными возможностями измерительной системы.

Рассмотрен широко применяемый на практике метод контроля тяги в эксплуатации по номограммам параметра тяги. Для решения поставленной задачи предложено использовать метод регрессии на главных компонентах, который позволяет получить оценки тяги путем линейного преобразования имеющихся данных без потери информации.

Предложенный метод проверен с помощью нелинейной поузловой модели трехвального ТРДД с учетом погрешностей измерительной системы для пятнадцати различных дефектов на пяти режимах. Погрешность измерительной системы задавалась путем введения нормально распределенного шума в каналах измерения. Оценена точность полученных

результатов сравнением их с результатами, полученными с помощью нелинейной поузловой модели.

Сравнение результатов, полученных с помощью метода главных компонент, с результатами, полученными методом построения номограмм, показало, что точность метода главных компонент выше.

Полученные результаты свидетельствуют о работоспособности предложенного метода и позволяют рекомендовать его к практическому применению.

Литература

1. Дрейпер, Н. Прикладной регрессионный анализ [Текст]: в 2-х кн. кн.1: пер. с англ. / Н. Дрейпер, Г. Смит. – М.: Финансы и статистика, 1986. – 366 с.
2. Советов, Б.Я. Моделирование систем [Текст] / Б.Я. Советов, С.А. Яковлев Учебник для ВУЗов. – М.: Высшая школа, 1985. – 232 с.
3. Шевченко, М.В. Метод главных компонент в решении задачи косвенных измерений параметров ГТД [Текст] / М.В. Шевченко, С.В. Епифанов //

Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 9 (86). – С. 219 – 228.

4. Шевченко, М.В. Определение изменения параметров ГТД с использованием ридж-оценивания [Текст] / М.В. Шевченко, С.В. Епифанов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – №8(75). – С. 106–111.

5. Curnock, B. Steady– State Test Cases for Engine Deterioration [Text] / B. Curnock // OBIDICOTE Programme Work Package 4: Rolls Royce report. – Document Number DNS78608, 2001.

6. Dewallef, P. On–line aircraft engine diagnostic using a soft–constrained Kalman filter [Text] / P. Dewallef, O. Leonard, K. Mathioudakis // ASME paper: GT2004–53539 – 2006.

7. Mathioudakis, K. Turbofan performance deterioration tracking using nonlinear models and optimization

techniques / K. Mathioudakis, Ph. Kamboukos, A. Stamatis // Journal of Turbomachinery: Transactions of the ASME. – Oct 2002. – Vol 124. – P. 580– 587.

8. Mathioudakis, K. Gas turbine component fault detection from a limited number of measurements [Text] / K. Mathioudakis, Ph. Kamboukos, A. Stamatis // Proc. Instn Mech. Engrs. – 2004. – Vol. 218, Part A: J. Power and Energy. – P. 609–618.

9. Romessis, C. The use of probabilistic reasoning to improve least squares based gas path diagnostics / C. Romessis, Ph. Kamboukos, K. Mathioudakis // ASME paper: GT2006–90619 – 2006.

10. Romessis, C. Bayesian Network approach for gas path fault diagnosis [Text] / C. Romessis, K. Mathioudakis // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power: Transactions of the ASME. – Jan 2006. – P. 64 – 72.

Поступила в редакцию 30.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции авиационных двигателей Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНЮВАННЯ ТЯГИ З УРАХУВАННЯМ ПОГРІШНОСТЕЙ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ І ЗМІНИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГТД

М.В. Шевченко, С.В. Єпифанов

Розглянута розповсюджена методика контролю тяги авіаційних ГТД в експлуатації. Виявлені погрішності даної методики в умовах зміни технічного стану ГТД. Для вирішення проблеми збільшення погрішностей визначення параметра тяги при зміні технічного стану ГТД розглянуто процедуру, яка базується на використанні лінійного перетворення початкових даних для знаходження головних компонент і наступною побудовою регресійної моделі на головних компонентах, яка дозволяє отримати стійкі зміщені оцінки. В якості досліджуваного об'єкта розглянуто ГТД з п'ятьма вимірюваними та двадцятьма трьома параметрами, які характеризують зміну технічного стану. За допомогою нелінійної повузлової моделі досліджуваного об'єкта та імітатора похибок вимірювань змодельовані дефекти проточної частини та відповідні значення вимірюваних параметрів. Отримано оцінки відхилення тяги і на підставі їх порівняння з результатами, отриманими за допомогою нелінійної моделі, визначено похибки оцінювання. Виявлена перевага пропонованого методу регресії на головних компонентах перед існуючою методикою.

Ключові слова: газотурбінний двигун (ГТД), діагностування, тяга, статистична оцінка, головні компоненти.

GTE THRUST ESTIMATION TAKING INTO ACCOUNT THE MEASUREMENT SYSTEM FAULT AND TECHNICAL CONDITION CHANGING

M.V. Shevchenko, S.V. Yepifanov

The common method of aircraft GTE thrust control in operation is considered. The error of this method was revealed in case of changing the technical condition of the GTE. For solving the problem of increasing errors of thrust parameter depending on engine working mode nomogram in case of changing technical condition of GTE the principal component analysis with succeeding modeling the regression on principal components that allows estimating biased assessments is suggested and analyzed. The GTE with five metering parameters and twenty three parameters of technical condition was considered. The faults of the engine gas path were modeled using nonlinear component–based model. Using random-number generator under the normal distribution law the errors of metering system were simulated. The assessments of thrust deviation were obtained and were compared with nonlinear model results. The accuracy of assessments was estimated. The advantages of regression model on principal components over existent method were defined.

Key words: gas turbine engine (GTE), diagnostics, thrust, statistical assessment, principal components.

Шевченко Максим Владимирович – м.н.с. кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mv_shevchenko@ukr.net.

Епифанов Сергей Валерьевич – доктор техн. наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 681.3.06:518.54

В.Ф. МИРГОРОД¹, И.М. ГВОЗДЕВА², А.Г. БУРЯЧЕНКО¹, В.В. ДАНИЛОВ¹¹АО «Элемент», Одесса, Украина²Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КАНАЛОВ С ТРАНСЦЕНДЕНТНЫМИ ПЕРЕДАТОЧНЫМИ ФУНКЦИЯМИ

В работе предлагается подход к моделированию динамических процессов и измерительных каналов, математические модели которых в виде передаточных функций имеют трансцендентный и иррациональный характер. Эквивалентное представление таких математических моделей предлагается отыскивать в виде оператора Вольтерры, и для моделирования использовать методы решения интегральных уравнений Вольтерры II-го рода относительно невязки (ошибки) между входом и выходом. Численный алгоритм для нахождения ядра моделирующей системы состоит в отыскании результата последовательных сверток относительно резольвенты. Разработано и реализовано программно-алгоритмическое обеспечение для предлагаемого подхода. Решены в численном виде тестовые примеры идентификации иррационального ядра моделирующей системы по резольвенте, заданной массивом данных. Исследовано влияние шумов измерений.

Ключевые слова: математическая модель, интегральные уравнения, численное решение, идентификация.

Введение

Методы математического моделирования являются общепризнанным средством исследования процессов в сложных динамических системах. Проблемным вопросом является повышение адекватности математических моделей (ММ) на основе расширения круга форм математического описания таких процессов. Перспективным для использования являются интегральные уравнения (ИУ) Вольтерры II-го рода, имеющие большую общность по сравнению с традиционными ММ в виде обыкновенных дифференциальных уравнений.

Важная научно-прикладная задача состоит в разработке методов и средств нахождения численных решений ИУ указанного типа, используемых в качестве ММ процессов изменения состояния сложных динамических процессов.

1. Постановка проблемы и цель исследования

Теория ИУ детально разработана и представлена в известных работах [1 – 3]. Наибольшую значимость имеют прикладные работы [4 – 6], посвященные методам решения ИУ и их компьютерной реализации.

Перспективным направлением представляется установление решений уравнений, связывающих ядро и резольвенту ИУ, позволяющих решить ряд классов ИУ с различной правой частью. Недостаточно исследованными являются вопросы нахождения

численных решений ИУ, ядро которых не выражается в элементарных функциях. Математические модели процессов с ядром указанного вида соответствуют, как известно, дифференциальным уравнениям в частных производных. Для ряда задач моделирования изменения состояния ГТД по температурному каналу такая задача имеет важное прикладное значение, так как традиционные методы моделирования не позволяют достичь необходимого соответствия с экспериментальными данными.

Целью настоящей работы является разработка метода моделирования процессов изменения состояния сложных динамических объектов, представленных передаточными функциями в иррациональном и трансцендентном виде.

2. Основные результаты исследований

Рассматривается динамическая система, описание входа-выхода которой имеет вид оператора Вольтерры

$$y(t) = V_r \{f(t)\} = \int_a^t r(t,s)f(s)ds, \quad (1)$$

где ядро интегрального оператора является переходной функцией системы.

Если задано дифференциальное уравнение (ДУ) относительно $y(t)$ с правой частью в виде $f(t)$, или дифференциального оператора от $f(t)$, то соотношение (1) может быть получено известными способами.

Если ввести сигнал ошибки (невязки) в виде

$$e(t) = f(t) - y(t) = f(t) - \int_a^t r(t,s)f(s)ds,$$

то полученное соотношение совпадает с известным решением через резольвенту ИУ Вольтеры второго рода следующего вида

$$e(t) = f(t) - V_k \{e(t)\} = f(t) - \int_a^t k(t,s)e(s)ds. \quad (2)$$

Следовательно, ИУ (2) является эквивалентным представлением динамической системы, заданной соотношением (1).

Из приведенных выражений следует известное ИУ, которое связывает ядро и резольвенту

$$k(t,s) = r(t,s) + \int_s^t r(t,\lambda)k(\lambda,s)d\lambda. \quad (3)$$

Нахождение решения уравнения (3) дает возможность выполнить указанное эквивалентное преобразование. Из (3) следует необходимое решение для частного случая разностного ядра моделирования в изображениях вида

$$K(s) = R(s) / (1 - R(s)). \quad (4)$$

Нетрудно видеть, что (4) полностью совпадает с выражением для передаточной функции разомкнутой следящей системы, для которой изображение резольвенты является передаточной функцией замкнутой системы.

Если резольвента известна в аналитическом виде, то определение ядра для моделирования возможно путем нахождения оригинала с помощью обратного преобразования Лапласа от (4). Если же резольвенте задана в численном виде, то способ определения ядра следует из известного [3] соотношения перехода (4) в область оригиналов в виде ряда последовательных сверток

$$k(t) = r(t) + r(t)*r(t) + [r(t)*r(t)]*r(t) + \dots \quad (5)$$

Представление в оригиналах (5) соответствует разложению изображения (4) в степенной ряд.

В качестве примера рассмотрим соотношение (1), для которого резольвента имеет следующий вид

$$R(s) = 1 / (1 + \sqrt{s}), \quad r(t) = 1 / \sqrt{\pi t}. \quad (6)$$

Согласно (4) получаем точное аналитическое решение в виде

$$K(s) = 1 / \sqrt{s}, \quad k(t) = 1 / \sqrt{\pi t} - e^t [1 - \operatorname{erfc}(\sqrt{t})]. \quad (7)$$

Следуя [4], соотношение (1) в виде (6) описывают процесс индукционного или радиационного нагрева.

Для рассматриваемого примера решена в численном виде задача идентификации ядра моделирования по заданной выборке данных резольвенты согласно (5) в сопоставлении с известным точным

решением. Приемлемую точность обеспечивают 5...6 слагаемых в ряде (5). На рис. 1 представлен результат такой идентификации во временной области путем численной реализации разложения (5).

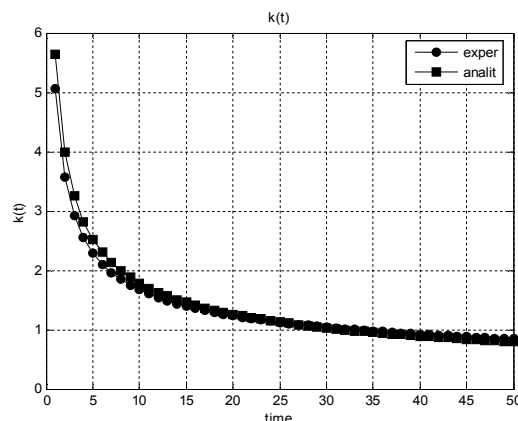


Рис. 1. Точное аналитическое ядро и результат приближения шестью слагаемыми ряда

На рис. 2 представлены спектры (АФЧХ) точных и приближенных решений.

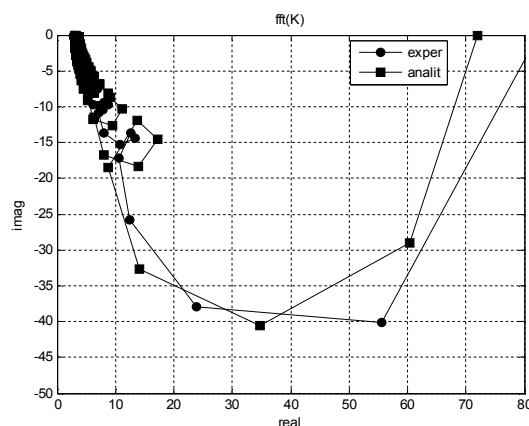


Рис. 2. Спектры точного аналитического ядра и результата приближения для примера

Как это следует из приведенных иллюстраций, совпадение спектров в низкочастотной области является удовлетворительным. Вопрос повышения точности определяется известными способами достижения компромисса между интервалом дискретизации данных и длиной выборки. Основные результаты и программно-алгоритмическое обеспечение для указанных примеров выполнено в среде MATLAB путем использования языка символьной математики.

Заключение

Предлагаемый подход к моделированию динамических систем может быть обобщен на более широкий круг задач. Имея данные эксперимента в виде переходной функции или АФЧХ, априори неизвестно, к какому классу динамических систем они отно-

сятся. Представления (1) – (4) и ряд (5) дают возможность получить в численном виде ядро для моделирования без его аппроксимации. Для физически реализуемых систем переходная функция стремится к нулю за конечное время, которое определяет длину выборки, а интервал ее дискретизации определяет точность воспроизведения высокочастотных составляющих.

Перспективы дальнейших исследований заключаются в распространении предлагаемого подхода на круг задач, в которых преобразование (1) задано в табличном виде.

Литература

1. Смирнов, В.И. Курс высшей математики [Текст] / В.И. Смирнов. – М.: Наука, 1974. – Т. 4, Ч. 1. – 336 с.
2. Забрейко, П.П. Интегральные уравнения

[Текст] / П.П. Забрейко, А.И. Кошелев, М.А. Красносельский. – М.: Наука, 1968. – 448 с.

3. Верлан, А.Ф. Справочник по интегральным уравнениям [Текст] / А.Ф. Верлань, В.С. Сизиков. – К.: Техника, 1986. – 700 с.

4. Методы и устройства интерпретации экспериментальных данных зависимостей при исследовании и контроле энергетических процессов [Текст] / А.Ф. Верлань, Б.Б. Абдусатаров, А.А. Игнатенко, М.А. Максимович. – К.: Наук. думка, 1993. – 258 с.

5. Миргород, В.Ф. Обобщение методов аналитического решения некоторых типов интегральных уравнений Вольтерра второго рода [Текст] / В.Ф. Миргород // Искусственный интеллект. – 2009. – № 3. – С. 68-80.

6. Миргород, В.Ф. Новые компьютерно-ориентированные формы математических моделей авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Ф. Миргород, В.М. Грудинкин // Искусственный интеллект. – 2008. – № 4. – С. 117-124.

Поступила в редакцию 27.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Положаенко, Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина.

МОДЕЛЮВАННЯ ВИМІРЮВАЛЬНИХ КАНАЛІВ З ТРАНСЦЕНДЕНТНИМИ ПЕРЕДАТНИМИ ФУНКЦІЯМИ

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева, А.Г. Буряченко, В.В. Данилов

У роботі пропонується підхід до моделювання динамічних процесів і вимірювальних каналів, математичні моделі яких у вигляді передатних функцій мають трансцендентний і ірраціональний характер. Еквівалентне подання таких математичних моделей пропонується відшукувати у вигляді оператора Вольтерри, і для моделювання використовувати методи рішення інтегральних рівнянь Вольтерри II-го роду відносно нев'язки (помилки) між входом і виходом. Чисельний алгоритм для знаходження ядра моделюючої системи складається у відшукуванні результату послідовних згорток щодо резольвенти. Розроблено й реалізоване програмно-алгоритмічне забезпечення для запропонованого підходу. Вирішені в чисельному виді тестові приклади ідентифікації ірраціонального ядра моделюючої системи по резольвенті, заданої масивом даних. Досліджено вплив шумів вимірів.

Ключові слова: математична модель, інтегральні рівняння, чисельне рішення, ідентифікація.

SIMULATION OF MEASURING CHANNELS WITH TRANSCENDENTAL TRANSFER FUNCTIONS

V.F. Mirgorod, I.M. Gvozdeva, A.G. Buryachenko, V. V. Danilov

In this paper an approach to modeling of dynamic processes and measuring channels is proposed. Mathematical models are presented in the form of transfer functions. They are transcendental and irrational nature. Equivalent representation of mathematical models are proposed to look in the form of a Volterra operator. You must use methods of solving Volterra integral equations of the II-nd kind with respect to residuals (errors) between the input and output. A numerical algorithm for finding the kernel of the simulation system is to find the result of successive convolutions with respect to resolution. Designed and implemented software and algorithmic support for the proposed approach. Solutions numerically test cases identify the irrational core of simulation system. This holds for the resolvent, given an array of data. The effect of noise measurements is investigated.

Key words: mathematical model, integral equations, numerical solution, identification.

Миргород Владимир Федорович – кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

Гвоздева Ирина Маратовна – доктор технических наук, ведущий научный сотрудник Одесского национального политехнического университета, Одесса, Украина, e-mail: onophenko@mail.ru.

Буряченко Анна Григорьевна – главный метролог АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: annaodessa2007@rambler.ru.

Данилов Всеволод Владимирович – ведущий программист ОАО «Элемент», Одесса, Украина, email: Odessa@element.od.ua.

7 – ОК знаходиться у стані прихованої відмови з причини втрати працездатності його елементів, ТС яких контролюється під час АПП;

8 – ОК знаходиться в стані прихованого пошкодження з причини пошкодження його елементів, ТС яких контролюється під час АПП;

9 – усунення відмов і пошкоджень під час АПП;

10 – усунення відмов елементів ОК, ТС яких контролюється безперервно;

11 – усунення пошкоджень елементів ОК, ТС яких контролюється безперервно;

12 – на ОК проводиться міжрегламентне ТО;

13 – ОК знаходиться в стані помилкової відмови, і на ній виконуються ремонтно-відновлювальні роботи.

Відповідно до цього графу станів можна виділити наступні переходи ОК з комплексною системою ТО та відповідні інтенсивності цих переходів:

(1–2) – перехід готового до роботи ОК на РТО

$$\tau_{\text{мрг}}^{-1};$$

(1–3) – перехід готової до роботи ОК на АПП

$$\tau_{\text{мпп}}^{-1};$$

(1–4) – пошкодження які контролюються під час РТО

$$\omega_{\text{рг}}^{\text{п}} = (1 - \gamma)\omega_{\text{рг}};$$

(1–5) – відмова елементів, ТС яких контролюється під час РТО

$$\omega_{\text{рг}}^{\text{в}} = \gamma\omega_{\text{рг}}, \omega_{\text{рг}} = b_{\text{рг}}\omega_{\Sigma};$$

(1–7) – відмова елементів, ТС яких контролюється під час АПП

$$\omega_{\text{пп}}^{\text{в}} = \gamma\omega_{\text{пп}}, \omega_{\text{пп}} = b_{\text{пп}}\omega_{\Sigma};$$

(1–8) – пошкодження які контролюються під час АПП

$$\omega_{\text{пп}}^{\text{п}} = (1 - \gamma)\omega_{\text{пп}};$$

(1–10) – відмова елементів, ТС яких контролюється безперервно

$$\omega_{\text{непр}}^{\text{п}} = \gamma\omega_{\text{непр}}, \omega_{\text{непр}} = b_{\text{непр}}\omega_{\Sigma};$$

(1–11) – пошкодження елементів, ТС яких контролюється безперервно

$$\omega_{\text{непр}}^{\text{п}} = (1 - \gamma)\omega_{\text{непр}};$$

(1–12) – перехід ОК на міжрегламентне ТО

$$\tau_{\text{мо}}^{-1};$$

(2–1) – перехід ОК після закінчення РТО в стан готовності до застосування за призначенням

$$\tau_{\text{рг}}^{-1};$$

(2–6) – відмова ОК в процесі РТО

$$\omega_{\text{рг}}^{\text{вкл}} + v_1, \omega_{\text{рг}}^{\text{вкл}} = 10^2 \dots 10^3 \omega_{\text{рг}};$$

(3–1) – перехід ОК після закінчення АПП в стан готовності до застосування за призначенням

$$(1 - \alpha)\tau_{\text{пп}}^{-1};$$

(3–9) – відмова ОК в процесі АПП

$$\omega_{\text{пп}}^{\text{вкл}} + v_1, \omega_{\text{пп}}^{\text{вкл}} = 10^2 \dots 10^3 \omega_{\text{пп}};$$

(3–13) – помилкова відмова ОК в процесі АПП

$$\alpha\tau_{\text{пп}}^{-1};$$

(4–6) – перехід пошкодженого ОК на РТО

$$\left[\tau_{\text{мрг}} - \omega_{\text{рг}}^{\text{п}} \left(1 - e^{-\omega_{\text{рг}}^{\text{п}} \tau_{\text{мрг}}} \right) \right]^{-1};$$

(5–6) – перехід відмовившого ОК на РТО

$$\left[\tau_{\text{мрг}} - \omega_{\text{рг}}^{\text{в}} \left(1 - e^{-\omega_{\text{рг}}^{\text{в}} \tau_{\text{мрг}}} \right) \right]^{-1};$$

(6–2) – усунення відмов і пошкоджень ОК в процесі РТО

$$(1 - \beta)\tau_{\text{ус}}^{\text{рг}}^{-1};$$

(6–5) – перехід ОК в стан прихованої відмови з причини помилкової відмови його елементів, ТС яких контролюється під час РТО

$$\beta\tau_{\text{ус}}^{\text{рг}}^{-1};$$

(7–9) – перехід пошкодженого ОК на АПП

$$\left[\tau_{\text{мпп}} - \omega_{\text{пп}}^{\text{в}} \left(1 - e^{-\omega_{\text{пп}}^{\text{в}} \tau_{\text{мпп}}} \right) \right]^{-1};$$

(8–9) – перехід відмовившого ОК на АПП

$$\left[\tau_{\text{мпп}} - \omega_{\text{пп}}^{\text{п}} \left(1 - e^{-\omega_{\text{пп}}^{\text{п}} \tau_{\text{мпп}}} \right) \right]^{-1};$$

(9–3) – перехід ОК на підтверджуючий АПП після усунення відмов і пошкоджень

$$(1 - \beta)(\tau_{\text{ус}}^{\text{пп}} + \tau_{\text{пп}})^{-1};$$

(9–7) – перехід ОК в стан прихованої відмови з причини помилкового пропущення відмови його елементів, ТС якого контролюється під час АПП

$$\beta\tau_{\text{пп}}^{-1};$$

(10–1) – перехід ОК в стан готовності після усунення відмов його елементів, ТС якого контролюється безперервно

$$(\tau_{\text{ус}}^{\text{непр}})^{-1};$$

(11–1) – перехід ОК в стан готовності після усунення пошкоджень його елементів, ТС якого контролюється безперервно

$$(\tau_{\text{ус}}^{\text{непр}})^{-1};$$

(12–1) – перехід ОК в стан готовності до застосування за призначенням, після міжрегламентного ТО

$$\tau_0^{-1};$$

(13–3) – перехід ОК на підтверджуюче АПП після ремонтно-відновлювальних робіт на помилково відмовившому ОК

$$(\tau_{yc}^{пп})^{-1}.$$

Комплексна модель системи ТО дозволяє врахувати 16 експлуатаційних характеристик: $\omega_{рг}$ – параметр потоку відмов елементів, ТС яких контролюються під час регламентного ТО; $\omega_{пп}$ – параметр потоку відмов елементів, ТС яких контролюються під час АПП; $\omega_{непр}$ – параметр потоку відмов елементів, ТС яких контролюються безперервно; $\omega_{рг}^{вкл}$ – параметр потоку відмов елементів ОК в навантажених режимах під час РТО; $\omega_{пп}^{вкл}$ – параметр потоку відмов елементів ОК в навантажених режимах під час АПП; ν_1 – інтенсивність помилок обслуговуючого персоналу (ОП) в процесі регламентного ТО; ν_2 – інтенсивність помилок ОП в процесі АПП; $\tau_{рг}$ – тривалість регламентного ТО; $\tau_{пп}$ – тривалість АПП; $\tau_{по}$ – тривалість міжрегламентного ТО; $\tau_{мрг}$ – періодичність проведення регламентного ТО; $\tau_{мпп}$ – періодичність проведення АПП; $\tau_{мро}$ – періодичність проведення міжрегламентного ТО; $\tau_{yc}^{рг}$ – тривалість усунення відмов при РТО; $\tau_{yc}^{пп}$ – тривалість усунення відмов при АПП; $\tau_{yc}^{непр}$ – тривалість усунення відмови елементів ОК, ТС яких контролюється безперервно.

Відзначимо, що частка відмов у сумарному потоці відмов ω_{Σ} , які виявляються при безперервному і періодичному контролі ТС, АПП і РТО, задаються відповідними коефіцієнтами $b_{непр}$, $b_{пп}$, $b_{рг}$ і характеризують повноту цих видів ТО. Степінь навантаження елементів ОК під час проведення ТО впливає на параметри потоків відмов ($\omega_{непр}$, $\omega_{пп}$, $\omega_{рг}$) збільшуючи їх в $10^2 \dots 10^3$ разів [1].

Для орієнтованого графа станів, представлено на рис.1, система диференціальних рівнянь має вигляд [2]:

$$\begin{aligned} P_1'(t) &= -(a_{12} + a_{13} + a_{14} + a_{15} + a_{17} + a_{18} + a_{1-10} + \\ &\quad + a_{1-11} + a_{1-12})P_1(t) + a_{21}P_2(t) + a_{31}P_3(t) + \\ &\quad + a_{10-1}P_{10}(t) + a_{11-1}P_{11}(t) + a_{12-1}P_{12}(t); \\ P_2'(t) &= a_{12}P_1(t) - (a_{21} + a_{26})P_2(t) + a_{62}P_6(t); \\ P_3'(t) &= a_{13}P_1(t) - (a_{31} + a_{39} + a_{3-13})P_3(t) + \\ &\quad + a_{93}P_9(t) + a_{13-3}P_{13}(t); \\ P_4'(t) &= a_{14}P_1(t) - a_{46}P_4(t); \\ P_5'(t) &= a_{15}P_1(t) - a_{56}P_5(t) - a_{65}P_6(t); \\ P_6'(t) &= a_{26}P_2(t) + a_{46}P_4(t) + a_{56}P_5(t) - \\ &\quad - (a_{62} + a_{65})P_6(t); \end{aligned}$$

$$P_7'(t) = a_{17}P_1(t) - a_{79}P_7(t) + a_{97}P_9(t);$$

$$P_8'(t) = a_{18}P_1(t) - a_{89}P_8(t);$$

$$P_9'(t) = a_{39}P_3(t) + a_{79}P_7(t) + a_{89}P_8(t) - (a_{93} + a_{97})P_9(t);$$

$$P_{10}'(t) = a_{1-10}P_1 - a_{10-1}P_{10};$$

$$P_{11}'(t) = a_{1-11}P_1(t) - a_{11-1}P_{11}(t);$$

$$P_{12}'(t) = a_{1-12}P_1(t) - a_{12-1}P_{12}(t);$$

$$P_{13}'(t) = a_{3-13}P_3(t) - a_{13-3}P_{13}(t).$$

Характерною рисою сучасних енергетичних установок АНТ є необхідність повернення їх на технічні майданчики при виникненні відмов у значній частині їхніх систем і агрегатів, досить великий обсяг підготовчих і заключних операцій при усуненні відмов і наближенні їх до тривалості РТО. В зв'язку з цим виникає необхідність оцінювати можливість використання комбінованої стратегії проведення РТО:

– якщо відмови виникли незадовго до планового терміну проведення РТО, їхнє усунення необхідно доповнити операціями РТО;

– якщо відмови виникли незабаром після РТО, то необхідно провести тільки їхнє усунення;

– якщо відмови до проведення РТО взагалі не виникли, варто провести РТО в плановий термін.

При побудові моделі комбінованої стратегії проведення РТО будемо використовувати наступні правила:

– якщо відмова відбулась і виявлена при періодичному контролі ТС в межах деякого безрегламентного інтервалу $\tau_{брг} \leq \tau_{мрг}$, то її усунення не поєднується з РТО, яке проводиться в плановий термін;

– якщо відмова виявлена за межами безрегламентного інтервалу, то роботи з усунення відмови доповнюються до повного обсягу РТО, яке в цьому випадку в плановий термін не проводиться.

Для оцінки доцільності застосування комбінованої стратегії ТО у вектор X експлуатаційних характеристик вводиться коефіцієнт плановості РТО:

$$\xi = \tau_{брг} / \tau_{мрг}.$$

З формул для визначення умовних інтенсивностей переходів видно, що при $\xi = 0$ РТО проводиться тільки при наявності відмов ОК ($a_{12} = 0$, $a_{63} = 0$), при $\xi = 1$ $a_{62} = 0$, тобто об'єднання РТО з усуненням відмов не здійснюється.

При проведенні параметричного аналізу моделі системи ТО будемо змінювати тільки декілька змінних при фіксованих значеннях інших змінних, це дозволить виявити вплив основних параметрів систем ТО ОК на його готовність до застосування за призначенням і висунути вимоги до організації оці-

нки цих параметрів в процесі експлуатації. Крім цього оцінюється чутливість комплексної моделі до параметрів систем ТО, стійкість показників ефективності систем ТО до флуктуацій вхідних даних і визначити границі варіювання параметрів при рішенні задач оптимального синтезу системи ТО ОК.

Аналіз залежності імовірності P_1 перебування ОК в готовності до роботи від параметрів комплексної системи ТО показав, що модель чутлива до параметрів системи ТО.

Максимум має яскраво виражений характер для $\omega_\Sigma = 10^{-5} \text{ г}^{-1}$ (рис. 2) при періодичності $\tau_{\text{мрг}}$ РТО 0,4...1,4 року, для $10^{-7} \text{ г}^{-1} < \omega_\Sigma < 10^{-5} \text{ г}^{-1}$ максимум вже більш розмитий і досягається при $\tau_{\text{мрг}} = 1,0...3,0$ роки (рис.3), а для $\omega_\Sigma \leq 10^{-7} \text{ г}^{-1}$ імовірність P_1 при $\tau_{\text{мрг}} > 3,0$ років стабілізується на одному рівні (рис.4). Це вказує як на взаємозв'язок між параметрами надійності ОК і параметрами ТО, так і на необхідність організації якісного збору, обліку і обробки статистичних даних з надійності ОК в процесі експлуатації.

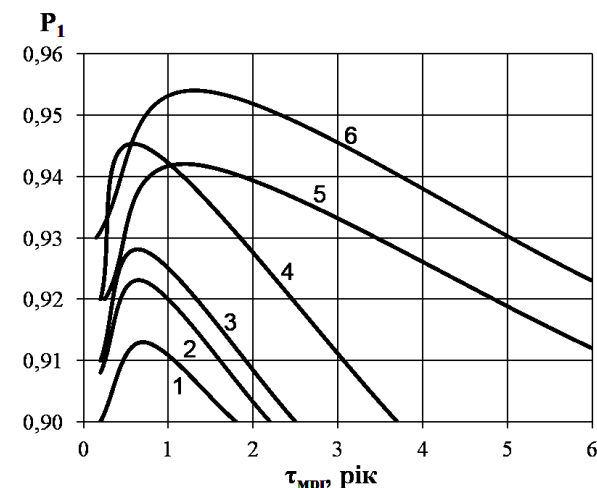


Рис. 2. Залежність імовірності P_1 від обсягу ТО при $\omega_\Sigma = 10^{-5} \text{ г}^{-1}$: 1 – $b_{\text{рг}} = 0,6$; $b_{\text{мп}} = 0,3$; $b_{\text{непр}} = 0,1$; 2 – $b_{\text{рг}} = 0,6$; $b_{\text{мп}} = 0,1$; $b_{\text{непр}} = 0,3$; 3 – $b_{\text{рг}} = 0,3$; $b_{\text{мп}} = 0,6$; $b_{\text{непр}} = 0,1$; 4 – $b_{\text{рг}} = 0,3$; $b_{\text{мп}} = 0,1$; $b_{\text{непр}} = 0,6$; 5 – $b_{\text{рг}} = 0,1$; $b_{\text{мп}} = 0,6$; $b_{\text{непр}} = 0,3$; 6 – $b_{\text{рг}} = 0,1$; $b_{\text{мп}} = 0,3$; $b_{\text{непр}} = 0,6$

Треба підкреслити, що визначеному рівню надійності (ω_Σ) відповідає цілком визначена періодичність РТО, що забезпечує максимум P_1 , при цьому зменшення ω_Σ приводить до зсуву вправо максимуму P_1 .

При збільшенні повноти ТО в процесі експлуатації ОК імовірність P_1 зростає. Так, якщо частка відмов і пошкоджень, виявлених під час РТО, складає 60% ($b_{\text{рг}} = 0,6$) від сумарного параметра потоку відмов і пошкоджень ω_Σ , виявляємо під час АПП – 30% ($b_{\text{мп}} = 0,3$) і виявляємо під час безперервного контролю – 10% ($b_{\text{непр}} = 0,1$), тоді максимальне зна-

чення P_1 при $\omega_\Sigma = 10^{-5} \text{ г}^{-1}$ дорівнює 0,914. При збільшенні обсягу АПП в порівнянні з РТО ($b_{\text{рг}} = 0,3$; $b_{\text{мп}} = 0,6$; $b_{\text{непр}} = 0,1$) максимальне значення P_1 зростає на 11% і дорівнює 0,927. Ще більшого збільшення P_1 можна було б отримати переносом основного обсягу перевірок на безперервний контроль ($b_{\text{рг}} = 0,1$; $b_{\text{мп}} = 0,3$; $b_{\text{непр}} = 0,6$). При зменшенні ω_Σ характер залежності не змінюється, проте приріст P_1 стає менш помітним.

Для забезпечення вірогідності оцінки достатності повноти різних видів ТО необхідно при обробці статистики з відмов і пошкоджень функціональних систем і комплектуючих енергетичних установок АНТ визначати, при якому виді ТО контролюються ці елементи в процесі експлуатації.

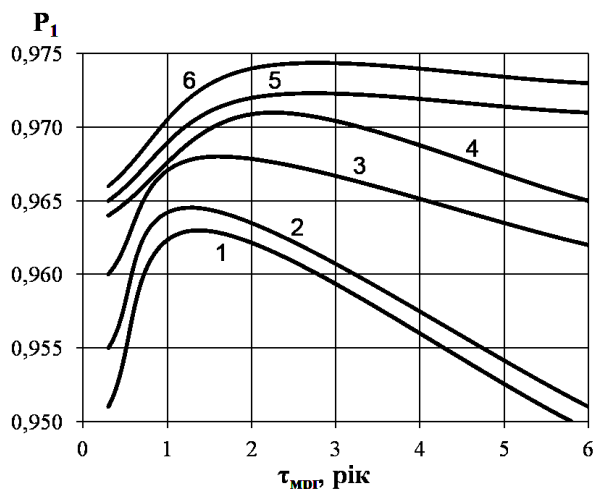


Рис. 3. Залежність імовірності P_1 від обсягу ТО при $\omega_\Sigma = 10^{-6} \text{ г}^{-1}$

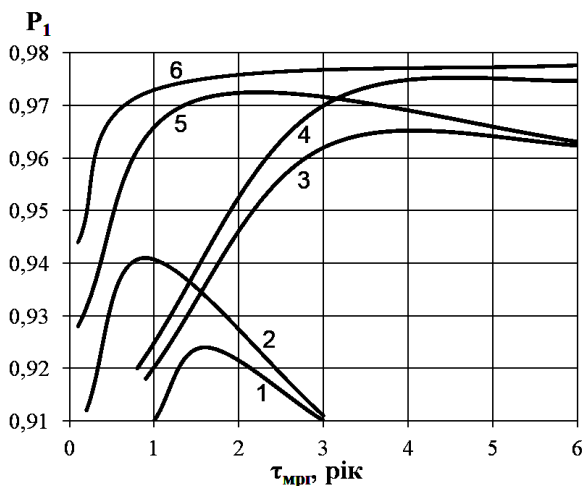


Рис. 4. Залежність імовірності P_1 від тривалості РТО при $b_{\text{рг}} = 0,3$, $b_{\text{мп}} = 0,1$, $b_{\text{непр}} = 0,6$, $\tau_{\text{мп}} = 6$: $\tau_{\text{рг}} = 100 \text{ г}$; $\tau_{\text{рг}} = 250 \text{ г}$: 1, 2 – $\omega_\Sigma = 10^{-5} \text{ г}^{-1}$; 3, 4 – $\omega_\Sigma = 10^{-6} \text{ г}^{-1}$; 5, 6 – $\omega_\Sigma = 10^{-7} \text{ г}^{-1}$;

Розглянемо тепер вплив тривалості технологічних експлуатаційних процесів на імовірність P_1 .

Аналіз показана, що найбільш суттєве зменшення максимального значення P_1 спостерігається при збільшенні τ_{pr} із 100 до 250 годин для низької надійності ($\omega_\Sigma \geq 10^{-5} \text{ г}^{-1}$) – на 2% і більше, при цьому максимум P_1 зсувається вправо з 0,5...1,0 року до 1,5 року. Для $\omega_\Sigma = 10^{-6} \text{ г}^{-1}$ зменшення P_1 складає 1%, а максимум P_1 зсувається з 2 до 4 років. Це ще раз підкреслює необхідність в експлуатації пошуку шляхів скорочення тривалості РТО і одержання її достовірної оцінки.

Комплексна модель системи ТО чуттєва до тривалостей усунення відмов і пошкоджень елементів, які контролюються безперервно, при АПП і РТО на відміну від типових моделей систем ТО енергетичних установок АНТ. Розрахунки показують, що зменшення середніх тривалостей усунення відмов і пошкоджень в 6 разів приводить до збільшення імовірності P_1 для $\omega_\Sigma = 10^{-6} \dots 10^{-7} \text{ г}^{-1}$ на 6...7%.

Висновок

Таким чином, збір статистичних даних про терміни усунення відмов і пошкоджень дозволяє не тільки оцінити ремонтпридатність комплектуючих АНТ, зокрема енергетичної установки, їхні показники надійності, але і оцінити завантаження і чисельність обслуговуючого персоналу, необхідного для проведення цих робіт.

Література

1. Байхельт, Ф. Надежность и техническое обслуживание. Математический подход [Текст]: пер. с нем. / Ф. Байхельт, П. Франкен. – М.: Радио и связь, 1988. – 392 с.
2. Вентцель, Е.С. Теория случайных процессов и ее инженерные приложения [Текст] / Е.С. Вентцель, Л.А. Овчаров. – М.: Наука, 1991. – 384 с.

Надійшла до редакції 31.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, професор, завідувач кафедри технологій аеропортів О.А. Тамаргазін, Національний авіаційний університет, Київ.

КОМПЛЕКСНАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК АВИАЦИОННОЙ НАЗЕМНОЙ ТЕХНИКИ

И.И. Линник, Е.В. Богайская, Т.Ю. Крамаренко

Выполнен анализ состояний в которых может находиться энергетическая установка современной авиационной наземной техники с целью построения математической модели её системы технического обслуживания. Применение этой модели позволяет решить задачу повышения эффективности управлений системой технического обслуживания авиационной наземной техники благодаря научному обоснованию и корректировке плана работ по контролю её технического состояния. В частности, модель позволяет исследовать влияние продолжительности технологических эксплуатационных процессов на вероятность безотказной работы энергетической установки и оценить её коэффициент готовности.

Ключевые слова: авиационная наземная техника, надежность, техническое состояние.

COMPLEX MODEL OF MAINTENANCE SYSTEM SERVICE OF POWER INSTALLATIONS OF LAND AERONAUTICS

I.I. Linnik, E.V. Bogajsky, T.J. Kramarenko

The analysis of conditions in which can be, power installation of a modern land aeronautics is made. Construction of mathematical model of maintenance system service of a land aeronautics was the analysis purpose. Application of this model allows to solve a problem of efficiency raise of controls of maintenance system service of a land aeronautics. It is attained thanks to a scientific substantiation and work shedule updating under the control of a technical condition of a land aeronautics. In particular, the model allows to investigate agency of duration of technological operational processes on probability of non-failure of power installation and to size up its operational readiness coefficient.

Keywords: land aeronautics, reliability, technical condition.

Лінник Іван Іванович – канд. техн. наук, доцент, викладач Криворізького авіаційного коледжу Національного авіаційного університету, Кривий Ріг, Україна, e-mail: avia_icao@mail.ru.

Богайська Катерина Володимирівна – аспірантка кафедри технологій аеропортів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: katemol-69@mail.ru.

Крамаренко Тетяна Юрївна – аспірантка кафедри технологій аеропортів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: kramarenko_t@meta.ua.

УДК 621.452:004.414

Г.И. ПОГОРЕЛОВ¹, Г.Г. КУЛИКОВ², **В.С. ФАТИКОВ²**, Ю.О. БАГАЕВА²¹ Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Уфа, Россия² Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия

СИСТЕМНАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССОВ ИНФОРМАЦИОННОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА САУ ГТД ДЛЯ ЭТАПА ОПЫТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В данной статье авторами предлагаются основополагающие принципы структурного и алгоритмического построения системы интегрированной логистической поддержки (ИЛП) и средств ее реализации на этапе эксплуатации электронной аппаратуры управления, контроля и диагностики (FADEC и ее компоненты) газотурбинного двигателя (ГТД). Указанные принципы сформированы на основе требований, которые предлагаются международными стандартами, регламентирующими правила управления и взаимодействия посредством электронного обмена данными в интегрированных информационных системах.

Ключевые слова: жизненный цикл изделия; интегрированная логистическая поддержка; эксплуатация; электронная система управления и контроля.

Введение

Международные и отечественные производители изделий авиационной техники и иной сложной технической продукции, такие как Boeing, Airbus, Rolls Royce, ОАО НПО «Сатурн», ОАО «Авиадвигатель», ОАО «Мотор Сич», ОАО «УМПО» и многие другие непрерывно работают над внедрением технологии интегрированной логистической поддержки продукции (ИЛП) на протяжении всего жизненного цикла. Предпосылками внедрения информационных технологий в производственный процесс являются:

- необходимость управления большим количеством параметрических, логистических, расчетных данных;
- необходимость постоянного мониторинга за состоянием изделия, оперативного принятия управленческих решений.

Опыт внедрения систем информационного сопровождения изделия показывает, что решение вышеперечисленных задач следует осуществлять в рамках концепции ИЛП.

Согласно [1] ИЛП – методика управления, нацеленная на оптимизацию затрат в течение ЖЦ изделия. Она включает элементы влияния на процесс проектирования изделия с целью определения условий протекания постпроизводственных стадий ЖЦ, выполнение которых обеспечит максимальную поддержку изделия в период эксплуатации. Требование создания системы ИЛП, согласно [4], связано с желанием потребителя сократить затраты на эксплуатацию сложного технического объекта, которые для

наукоемкого изделия часто равны затратам на его покупку или даже превышают их. К таким объектам относится электронная система управления, контроля и диагностики ГТД (далее ЭСУ ГТД).

Особенность информационного сопровождения ЭСУ ГТД с использованием систем ИЛП

Объектом исследования в данной работе являются принципы структурного и алгоритмического построения системы ИЛП ЭСУ ГТД (FADEC) на этапе эксплуатации и средств реализации.

Особенность информационного сопровождения ЭСУ ГТД с использованием систем интегрированной логистической поддержки жизненного цикла (ИЛП ЖЦ) заключается:

- в длительном ЖЦ ЭСУ ГТД (10–30 лет), требующем надежного хранения информации в течение длительного времени;
- в необходимости интегрироваться или быть совместимыми с ИЛП ЖЦ двигателя и объекта в целом (самолета, наземных установок);
- в потребности в наземном диагностическом оборудовании, обеспечивающем проведение ряда технологических операций.

Кроме того, ранние стадии эксплуатации (доводочные работы и опытная эксплуатация ЭСУ и ГТД и объекте) имеют ряд специфических особенностей:

- одновременно в эксплуатации могут находиться объекты с различной конфигурацией струк-

туры и различными версиями программного обеспечения ЭСУ ГТД и систем объекта, что вызвано отработкой и формированием алгоритмов функционирования силовой установки и ЛА в целом, поэтому главным требованием к ИЛП является обеспечение корректировки программного обеспечения ЭСУ ГТД;

- оценка показателей качества и надежности ЭСУ ГТД на начальных стадиях недостоверна из-за малого количества данных;

- процессы и процедуры начальных стадий эксплуатации ЭСУ и ГТД недостаточно регламентированы в нормативной документации;

- из-за недостаточности информации, собираемыми встроенными и наземными средствами ЭСУ ГТД, возникают проблемы при локализации дефектов и диагностики отказов, что требует применения дополнительных средств технического обслуживания;

- на начальных стадиях эксплуатации ЭСУ ГТД накапливается огромное количество информации, по которой проводится только выборочная оперативная обработка (полная обработка требует значительных затрат времени специалистов), при этом значительная часть существенной информации по качеству всей разработки и стабильности технологических процессов предприятия остается необработанной и невостребованной.

Условием эффективного управления этими процессами является возможность формирования адекватных моделей, представляющих собой многофункциональное, многоаспектное представление предметной области [2].

Приоритетным направлением деятельности предприятия является объединение взаимосвязанных процессов, ресурсов, регламентов, ролей в единую систему, позволяющую осуществить поддержку постпроизводственных стадий жизненного цикла на основе интегрированной информационной среды (ИИС) [4]. ИИС является базовым понятием CALS-технологий, представляет собой хранилище данных в распределенной компьютерной системе, объединяющей подразделения предприятия и эксплуатирующие организации для информационного сопровождения ЖЦ продукта. ИИС должна быть сформирована с учетом общих правил представления, хранения, обмена и обработки информации. Это обеспечит единократный ввод данных и их использование на протяжении всего ЖЦ ЭСУ ГТД в целях сокращения временных и финансовых ресурсов за счет отсутствия дублирования информации.

Структура интегрированной информационной среды на основных стадиях ЖЦ (разработка, производство, эксплуатация) ЭСУ ГТД на предприятии УНПП «Молния» представлена на рис. 1.

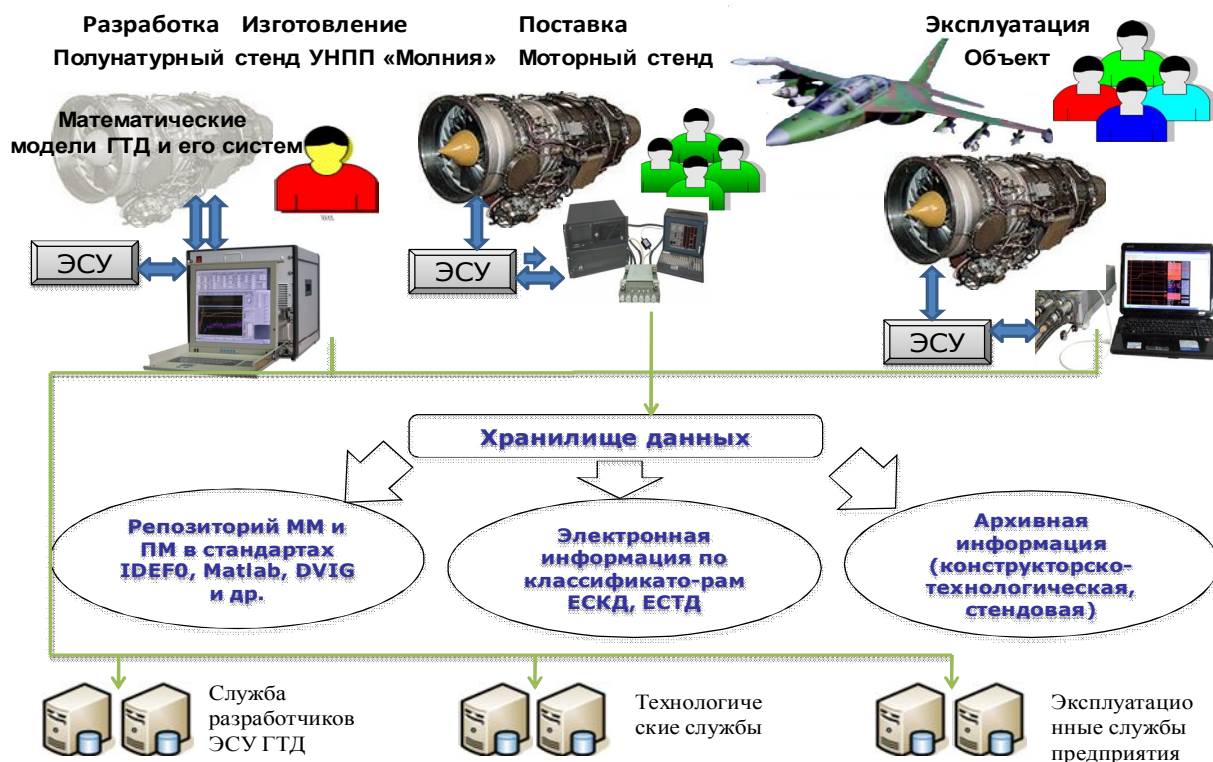


Рис. 1. Структура ИИС на основных стадиях ЖЦ ЭСУ ГТД, выпускаемых УНПП «Молния»

Принципы построения организационной структуры системы управления ИЛП

В соответствии с разработанной ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России» и утвержденной ГК ВВС «Концепции разработки, внедрения и развития информационной поддержки жизненного цикла изделий авиационной техники Военно-воздушных сил Российской Федерации», основными направлениями внедрения метода интегрированной логистической поддержки жизненного цикла изделий АТ на этапе их эксплуатации являются [3]:

- формирование и использование базы данных (БД) о техническом состоянии изделия;
- использование электронной технической документации на изделие;
- автоматизация планирования технического обслуживания (ТО) изделия;
- использование данных о результатах эксплуатации для совершенствования эксплуатационно-технических характеристик (ЭТХ) эксплуатируемых и перспективных изделий авиационной техники.

Для построения ИЛП ЖЦ ЭСУ ГТД на этапе эксплуатации необходимо решение следующих основных задач:

- создание автоматизированных средств диагностики ЭСУ ГТД для этапа эксплуатации;
- построение системы транспортирования информации из точек эксплуатации к системам обработки, хранения и использования;
- разработка методов обработки и представления эксплуатационной информации для использования;
- создание автоматизированной системы управления бизнес-логистическими процессами поддержки эксплуатации.

На рис. 2 представлен комплекс систем и средств с учетом решения вышеуказанных задач.

Структура ИЛП ЖЦ ЭСУ ГТД должна иметь в своем составе подсистемы, обеспечивающие формирование, прием, обработку и хранение параметрической, логистической, управленческой, экономической информации. Для управления такой информацией требуется разработка двухуровневой системы, состоящей из подсистемы управления технологическим уровнем и подсистемы управления логистическими и бизнес-процессами.

Основными задачами технологического уровня интегрированной логистической поддержки жизненного цикла ЭСУ ГТД на этапе эксплуатации являются:

- регистрация, обработка и анализ парамет-

рической информации, получаемой из ЭСУ ГТД по каналам информационного обмена с использованием средств технического обслуживания;

- формирование и ведение базы данных (БД) технического состояния ЭСУ ГТД;
- разработка интерактивных электронных технических руководств (ИЭТР) ЭСУ ГТД;
- управление версиями аппаратной части ЭСУ ГТД и ее программного обеспечения;
- разработка методов оценки технического состояния, показателей качества и надежности ЭСУ ГТД на основе параметрической и логистической информации, накапливаемой в БД.

Для решения задач логистики целесообразно формировать БД в виде «электронных паспортов (формуляров)» изделий. «Электронный формуляр», являясь составной частью программного и информационного обеспечения, значительно расширяет функции «бумажного формуляра», поскольку становится индивидуальной базой данных для решения задач обслуживания изделий, начиная с приемосдаточных испытаний.

На всех этапах ЖЦ «электронный формуляр» должен заполняться автоматически или оператором с помощью программного обеспечения средств технического обслуживания ЭСУ ГТД и систем телекоммуникаций, используемых разработчиком-изготовителем и эксплуатантом.

В «электронном формуляре» организуется учет:

- выработки и остатка ресурса изделия;
- параметров технического состояния изделия, контролируемых в процессе испытаний и эксплуатации;
- выполнения регламентных работ, доработок, бюллетеней;
- результатов поиска и устранения неисправностей.

Ведение «электронного формуляра» на протяжении ЖЦ ЭСУ ГТД позволит:

- концентрировать и передавать данные от различных источников диагностической информации и результатов ее обработки в единую БД с классификацией по типам ЭСУ ГТД;
- обеспечить доступ разработчиков, изготовителей, эксплуатантов, инженерно-технического состава и административного персонала к БД для решения различных задач по обслуживанию ЭСУ ГТД;
- на основе обработки индивидуальных БД проводить углубленную диагностику и прогнозирование технического состояния ЭСУ ГТД.

Процессы эксплуатации в соответствии с концепцией ИЛП должны быть регламентированы

стандартами предприятия в системе менеджмента качества. Поэтому задача проектирования системной модели [2] вышеуказанных процессов, которая

найдет отражение в СТП, является актуальной и ответственной.

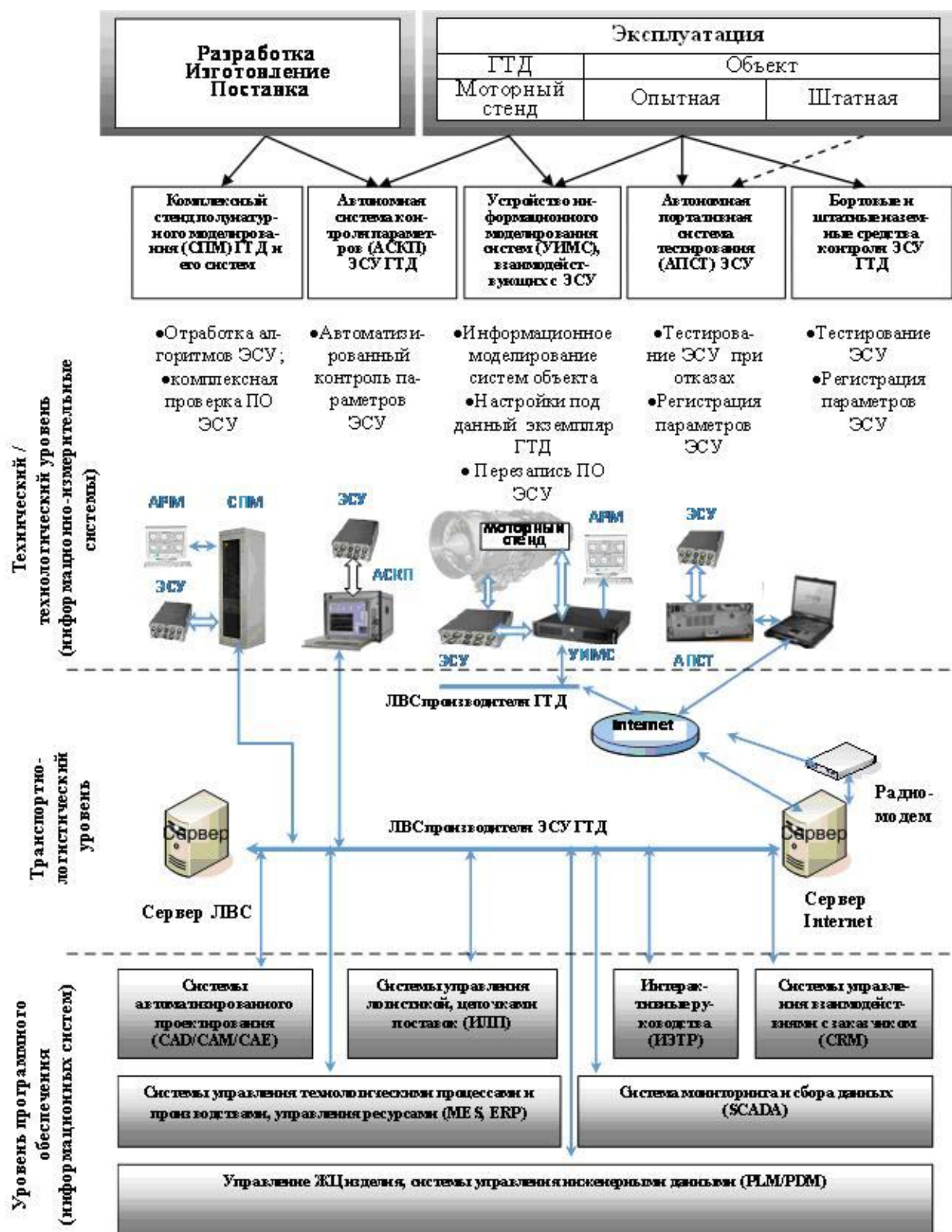


Рис. 2. Системы и средства, обеспечивающие информационную поддержку ЭСУ ГТД на этапах ЖЦ

Контур управления системы обработки эксплуатационных данных ЭСУ ГТД

Для обеспечения мониторинга технического состояния ЭСУ ГТД в эксплуатации, подтверждения заданного уровня качества и надежности предлагается система накопления и обработки логистической и параметрической информации ЭСУ ГТД. На рис. 3 показана схема контуров управления процессов подтверждения показателей качества и надежности изделия на этапах жизненного цикла, включая эксплуатацию.

Схема управления представлена в виде двух взаимодействующих контуров управления: внутреннего и внешнего. Внутренний контур управления

представлен системой управления качеством (объект управления) и решениями (требования) научно-технического совета и подразделения ответственного конструкторское сопровождение изделия (регулятор).

Управляющее воздействие выражается в виде требований к системе управления качеством по улучшению следующих факторов:

- качества технической документации,
- показателей качества ЭСУ ГТД (его комплектности),
- улучшение технологических, производственных, экономических и организационных процессов,
- улучшение качества обслуживания изделия.

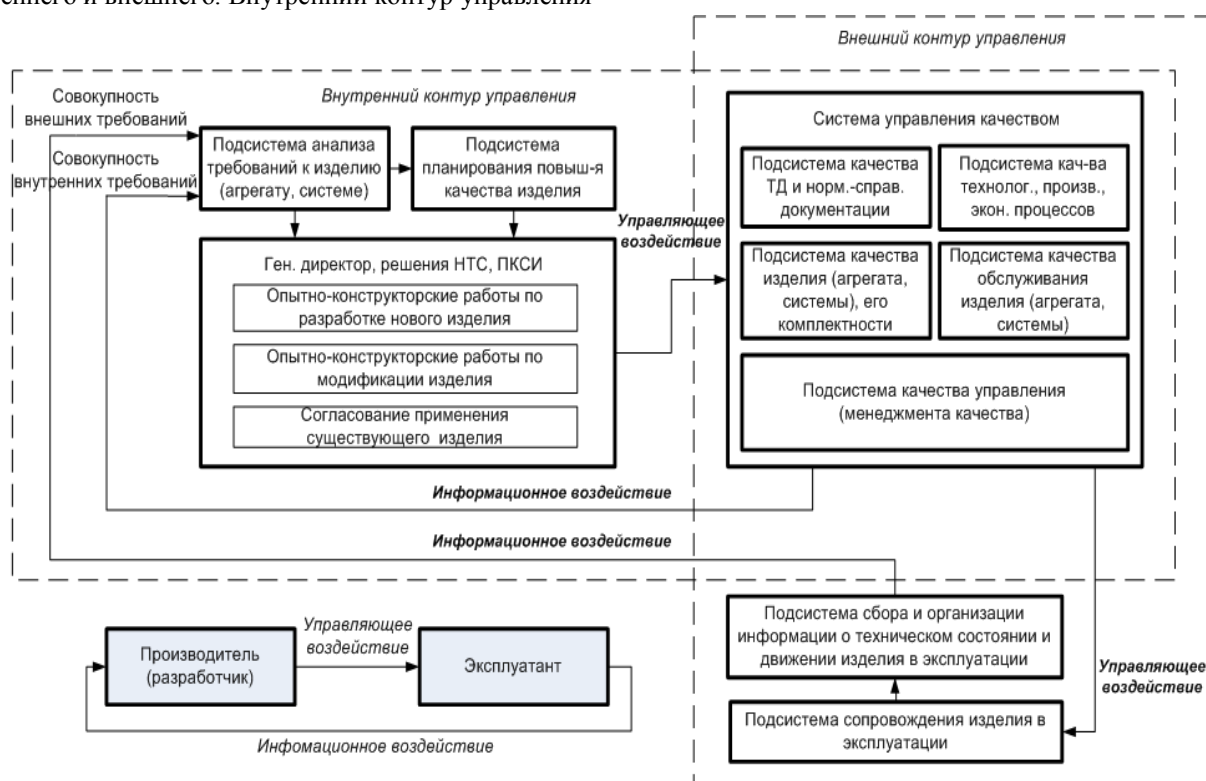


Рис. 3. Контур управления подсистемы накопления и обработки логистической и параметрической информации ЭСУ ГТД

Система управления качеством, в свою очередь, оказывает информационное воздействие (совокупность внутренних требований) в виде подтверждения заданных (номинальных) показателей качества и надежности.

Внешний контур управления представлен в виде подсистемы сбора и регистрации технического состояния изделия, его движения в эксплуатации, которая оказывает информационное воздействие на подсистему анализа требований к изделию. Система управления качеством на предприятии во внешнем контуре управления выступает регулятором, оказывающим непосредственное влияние на эксплуатаци-

онную надежность и качество изделия.

Применительно к показателям качества и надежности изделия предприятие организует их подтверждение и нормирование. Подтверждение показателей качества и надежности – сопоставление значений показателей, полученных на этапах жизненного цикла, со значениями, заданными в технических условиях, технических заданиях и договорных документах.

Нормирование показателей качества и надежности – корректировка значений показателей в зависимости от результатов контроля и испытаний, информации, полученной из эксплуатации.

Методика оценки стоимости ЖЦ ЭСУ ГТД

В стоимость жизненного цикла изделия (СЖЦИ) входят суммарные затраты на закупку, модернизацию, эксплуатацию и обслуживание изделия в течение всего его жизненного цикла.

По материалам [4], затраты на закупку составляют около 45%, а эксплуатационные расходы около 55% в общей стоимости жизненного цикла объекта.

Стоимость жизненного цикла ЭСУ ГТД для предприятия составляет часть общей СЖЦИ ЭСУ ГТД и складывается из стоимости:

Z_A – части затрат на разработку, затрат на изготовление контрольно-диагностической аппаратуры, обеспечивающей процессы технологического уровня на этапе эксплуатации, и оснащение такой аппаратурой эксплуатационной службы предприятия и точек наиболее интенсивной эксплуатации;

Z_3 – затрат на содержание эксплуатационной службы предприятия и обеспечение ее деятельности;

Z_0 – затрат на создание и поддержание обменного фонда ЭСУ ГТД;

$Z_{ив}$ – затрат на проведение работ по исследованию и восстановлению отказавших ЭСУ ГТД, разработку и реализацию мероприятий, обеспечивающих эксплуатационную надежность ЭСУ ГТД;

$Z_{шс}$ – затрат на оплату возможных штрафных санкций, связанных с рекламацией ЭСУ ГТД, и регрессных исков со стороны предприятий изготовителей ГТД, самолетов и эксплуатирующих организаций;

$Z_{илп}$ – затрат на создание и поддержание системы ИЛП предприятия (приобретение лицензированного ПО и его адаптация под структуру и функциональные задачи предприятия).

Затраты предприятия на стоимость жизненного цикла ЭСУ ГТД можно представить в виде:

$$Z_{СЖЦ} = Z_A + Z_3 + Z_0 + Z_{ив} + Z_{шс} + Z_{илп}. \quad (1)$$

Затраты Z_0 , $Z_{ив}$, $Z_{шс}$ трудно прогнозируемы и могут преобладать в СЖЦ ЭСУ ГТД при недостаточном качестве и надежности ЭСУ ГТД, а также при недостаточной оперативности работ по поддержке эксплуатации.

Затраты $Z_{илп}$ могут окупиться за счет снижения Z_3 , Z_0 , $Z_{ив}$ в течение жизненного цикла ЭСУ ГТД.

Одним из основных процессов эксплуатации ЭСУ ГТД является процесс восстановления ГТД и его ЭСУ при возникновении дефектов.

Критериями данного процесса являются точность диагностирования отказа, время восстановления процесса эксплуатации и финансовые затраты

на восстановление. По данным критериям необходимо вести постоянный мониторинг.

Процедуры, выполняемые на предприятии, и затраты времени на их выполнение в процессе восстановления эксплуатации ЭСУ ГТД после отказа, представлены на рис. 4.

Одним из наиболее главных факторов процесса опытной эксплуатации ЭСУ ГТД является время восстановления (t_B) в процессе эксплуатации ЭСУ ГТД и объекта (авиационного двигателя, самолета).

$$t_B = \sum_{i=1}^n t_i; n=12. \quad (2)$$

Среднее время, необходимое для выполнения процедур по восстановлению ЭСУ ГТД, по результатам статистических и экспертных данных представлено в таблице.

Таблица

Среднее время, необходимое для выполнения процедур по восстановлению ЭСУ ГТД

Параметр	Среднее время, затрачиваемое на выполнение процедуры, часы	
	С использованием автоматизированных средств технического обслуживания ЭСУ ГТД	Без использования автоматизированных средств технического обслуживания ЭСУ ГТД
t_1	1	24
t_2	24	48
t_3	1	24
t_4	24	24
t_5	3	3
t_6	24	24
t_7	24	72
t_8	24	24
t_9	5	48
t_{10}	24	48
t_{11}	24	48
t_{12}	24	48
Среднее время восстановления ЭСУ при отказе t_B	202	435

t_1 – время, необходимое для получения информации об отказе ЭСУ ГТД (в том числе параметрической);

t_2 – оперативная обработка информации по отказу;

t_3 – запрос дополнительной информации о характере отказа (при необходимости);

t_4 – выезд специалиста для исследования на объекте (при необходимости);

t_5 – восстановление объекта путем замены отказавшей ЭСУ ГТД;

t_6 – возврат ЭСУ ГТД на исследование при подтверждении отказа;

t_7 – проведение исследований;

t_8 – разработка мероприятий по отказу;

t_9 – проверка эффективности разработанных мероприятий;

t_{10} – ремонт отказавшей ЭСУ ГТД и принятие решения о ее использовании;

t_{11} – доработка эксплуатирующихся ЭСУ ГТД (при необходимости);

t_{12} – оценка эффективности проведенных доработок на объекте.

Отмеченные особенности требуют оперативно-го управления конфигурацией ЭСУ ГТД и версиями его программного обеспечения.

Опыт начального этапа эксплуатации систем автоматического управления двигателями АИ-222, Д-436 и других выявил необходимость создания для этого этапа технологических контрольно-измерительных и диагностических средств, обеспечивающих:

- перепрограммирование и измерение параметров ЭСУ ГТД на входном контроле заводоизготовителей двигателей и самолетов,
- измерение параметров в процессе исследования отказов, выявленных в процессе выпуска ГТД и самолетов на более поздней стадии эксплуатации в местах базирования самолетов, при локализации сложных зависимых дефектов (в дополнение к штатным самолетным средствам тестирования).

Принципы классификации информации в системе сбора и анализа эксплуатационных данных

Введем классификатор данных, состоящий из следующих типов:

- идентификационная информация (реализующая требование идентификации и прослеживаемости ЭСУ ГТД на этапах ЖЦ);
- логистическая (данные о самолете и двигателе, на которых установлена ЭСУ ГТД, наработке, условиях эксплуатации и т.д.);
- параметрическая (зарегистрированные в процессе эксплуатации данные о техническом состоянии ЭСУ ГТД);
- расчетная (формируемая путем применения методик для расчета показателей эксплуатационной надежности, для расчета необходимого количества ЭСУ ГТД в обменном фонде и т.д.);
- прогнозная (формируемая с использованием методик расчета прогнозных показателей ресурса, качества и надежности ЭСУ ГТД, необходимых для эксплуатации ЭСУ ГТД по состоянию и т.д.).

Формирование электронной БД системы сбора и анализа эксплуатационных данных источниками информации должно осуществляться по следующим видам используемых документов в существующих процессах и процедурах на предприятии:

- дела на ЭСУ ГТД (комплектровка, процедуры входного контроля, сборки, приработки, приемки);
- деловая переписка между разработчиком-производителем и эксплуатантом (сопроводительные письма, факсограммы);
- эксплуатационная документация ЭСУ ГТД (паспорт, руководство по эксплуатации);
- ремонтная документация (РК, ремонтные технологии);
- рекламационные и технические акты по отказам ЭСУ ГТД;
- акты или отчеты по исследованию отказов ЭСУ ГТД;
- сводные отчеты по отказам;
- отчеты о проведенных доработках;
- оперативная информация (решения, отчеты по командировкам);
- договорные документы;
- отчеты по анализу системы менеджмента качества.

Поступающая из эксплуатации на предприятие первичная информация об ЭСУ ГТД (в виде входящей корреспонденции, сопроводительных паспортов и т.д.) регистрируется соответствующими службами предприятия, проходит первичную обработку. Далее в виде внутренних документов (сводных ведомостей по дефектам, протоколов качества и т.д.) представляется внутренними службами предприятия. Для анализа надежности и качества изделия информация аккумулируется подразделениями, ответственными за качество и надежность изделия (анализ качества и надежности). В случае, когда требуется немедленное вмешательство в процесс разработки и производства изделия (выявленное несоответствие в эксплуатации), информация анализируется на предмет выявления признаков, характеризующих качество и надежность. Далее экспертами принимается решение о внедрении мероприятий, влияющих на качество.

В случае, когда мероприятия по улучшению качества и надежности изделия основываются на собранной за продолжительный период статистике, требуется собрать всю информацию о качестве из отчетов по ее анализу (рис. 4).

Согласно представленной выше классификации информации необходимо сформировать структуру БД подсистемы накопления и обработки данных по ресурсному состоянию, логистической и параметри-

ческой информации ЭСУ ГТД. Своевременное обеспечение оперативной и точной информацией каждого этапа жизненного цикла ЭСУ ГТД, включая эксплуатацию, позволит эффективно управлять ее качеством и надежностью. Создание методик на-

копления, систематизации и обработки параметрической и логистической информации будет являться частью интегрированной логистической поддержки как важного фактора при производстве и сопровождении сложного технического изделия.



Рис. 4. Структура системы сбора, обработки и анализа эксплуатационных данных

Заключение

1. При формировании системы ИЛП на предприятии следует учитывать:

- системообразующие факторы, соблюдение которых будет отвечать требованиям системной интеграции, обеспечения единого информационного пространства участников ЖЦ – единой рабочей среды;
- специфику эксплуатации ЭСУ ГТД как составной части ГТД и ЛА в целом;
- готовность персонала, финансовые, технические возможности для формирования системы информационного сопровождения;
- учет расширяемости и усовершенствования системы.

2. Формирование структуры ИИС на основных стадиях ЖЦ ЭСУ ГТД для обеспечения информационной поддержки этапов эксплуатации требует многоаспектного моделирования.

3. Для реализации информационного сопровождения ЭСУ ГТД в эксплуатации необходимо:

- внедрение экспертных методов обработки параметрических данных с целью выявления изме-

нения параметров технического состояния разработки ЭСУ ГТД;

- на основе накопленных данных по всей номенклатуре ЭСУ ГТД разработать статистические методы оценки качества и надежности всей разработки (интегральный контроль разработки).

Литература

1. ГОСТ Р 50.1.031-2001. Информационные технологии поддержки жизненного цикла продукции. Терминологический словарь. Ч. 1. Стадии жизненного цикла продукции.
2. Куликов, Г.Г. Система информационной поддержки эксплуатации электронных агрегатов ГТД на основе многоаспектной модели [Текст] / Г.Г. Куликов, Г.И. Погорелов, Ю.О. Багаева // Вестник УГАТУ. – 2010. – № 38. – С. 32–41.
3. Эксплуатация самолета будущего должна начинаться сегодня [Текст] / А. Крутилин [и др.] // АВИА панорама: международн. авиац.-космическ. ж-л. – 2008. – № 5. – С. 30–32.
4. Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение [Текст] / Под ред. А.Г. Братухина. – М.: ОАО НИЦ АСК, 2008. – 836 с.

Поступила в редакцію 28.05.2012

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

СИСТЕМНА МОДЕЛЬ ПРОЦЕСІВ ІНФОРМАЦІЙНОГО СУПРОВОДУ ЖИТТЄВОГО ЦИКЛУ САУ ГТД ДЛЯ ЕТАПУ ДОСЛІДНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

*Г.І. Погорелов, Г.Г. Куліков, **В.С. Фатіков**, Ю.О. Багаєва*

У даній статті авторами пропонуються основоположні принципи структурної і алгоритмічної побудови системи інтегрованої логістичної підтримки (ІЛП) і засобів її реалізації на етапі експлуатації електронної апаратури управління, контролю і діагностики (FADEC і її компоненти) газотурбінного двигуна (ГТД). Вказані принципи сформовані на основі вимог, які пропонуються міжнародними стандартами, що регламентують правила управління і взаємодії за допомогою електронного обміну даними в інтегрованих інформаційних системах.

Ключові слова: життєвий цикл виробу; інтегрована логістична підтримка; експлуатація; електронна система управління і контролю.

SYSTEM MODEL OF PROCESSES OF INFORMATIVE ACCOMPANIMENT OF LIFE CYCLE OF ACS GTE FOR THE STAGE OF INSTALLATION AND CHECK-OUT PHASE

*G.I. Pogorelov, G.G. Kulikov, **V.S. Fatikov**, Yu.O. Bagaeva*

The basic principles of structural and algorithmic construction of the integrated logistics support system are offered for implementation stage of gas turbine engine (GTE) electronic control and diagnostics system (FADEC and its components). These principles formed the basis for the requirements of international standards via electronic data interchange in integrated information systems.

Key words: life-cycle of product, maintenance, informational-reference system, functional model, maintenance product model.

Погорелов Григорий Иванович – кандидат технических наук, зам. генерального директора Уфимского научно-производственного предприятия «Молния», Уфа, Россия.

Куликов Геннадий Григорьевич – доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой автоматизированных систем управления, ФГБОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия.

Фатиков Виктор Сергеевич – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник кафедры, ФГБОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия.

Багаева Юлия Олеговна – кандидат технических наук, старший преподаватель, ФГБОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия.

УДК 629.7.03.005.66

А.М. ПАШАЕВ, П.Ш. АБДУЛЛАЕВ, А.Дж. МИРЗОЕВ, Э.Т. МЕЛИКОВ*Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан***ПОРЯДОК ИНТЕГРАЦИИ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ СТАТИСТИКИ И НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ В ЗАДАЧАХ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТС АГТД**

Предложена методика диагностирования авиационных газотурбинных двигателей на комплексной основе, базирующаяся на математическом моделировании, математической статистике, различных типов нейронных сетей (НС) с прямым распространением сигнала и булевой алгебры. Рассмотрены основные этапы интеграции методов математической статистики и динамической нейронной сети. Проведены эксперименты по практическому применению предложенной подсистемы диагностирования на основе реальных неисправностей двигателя RB211-535E4, где были получены устойчивые результаты.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, техническое состояние, диагностирование, математическая статистика, нейронная сеть с прямым распространением сигнала.

Введение

Высокие темпы развития гражданской авиации и превращение ее в массовый вид транспорта придают особую актуальность проблемам повышения эффективности использования летательных аппаратов, обеспечения высокой безопасности воздушных перевозок и сокращения эксплуатационных расходов.

Успешное решение этих проблем тесно связано с необходимостью постоянного совершенствования процессов технической эксплуатации авиационной техники (АТ), что, в свою очередь, выражается в переходе системы технического обслуживания и ремонта (ТО и Р) к стратегии по состоянию [1 – 3].

Одним из изделий АТ, техническое состояние (ТС) которого в значительной степени определяет уровень безопасности и регулярности полетов, является авиационный газотурбинный двигатель (АГТД).

Опыт эксплуатации западной и российской АТ показывает, что значительное количество отказов и неисправностей приходится на АГТД [8], что обуславливает необходимость организации рациональной системы диагностирования ТС АГТД.

Обзор проведенных исследований показывает, что несмотря на существование образцов систем диагностирования, которые были разработаны и внедрены в эксплуатационные предприятия, они все еще характеризуются определенными проблемами [5]. Одной из этих проблем является отсутствие эффективного подхода по интеграции различных методов диагностирования, что мешает созданию комплексных систем диагностирования.

Цель и постановка задачи

В связи с этим была поставлена цель создания комплексной системы диагностирования ТС АГТД на основе интеграции методов математической статистики и различных типов нейронных сетей (НС), обобщенная схема которой приведена на рис. 1.

С целью реализации предложенной комплексной системы диагностирования ТС АГТД рассмотрим основные этапы формирования подсистемы на основе математической статистики и динамической нейронной сетью (НС) с обратной связью. При этом обработке подвергаются значения параметров рабочего процесса АГТД, которые регистрируются различными средствами, как непосредственно в начале эксплуатации, так и по мере накопления значений регистрируемых параметров.

**1. Методика оценки ТС АГТД
на основе математической статистики и динамической НС с прямым распространением сигнала**

Оценка ТС АГТД с применением математической статистики и динамической НС с прямым распространением включает в себя следующие этапы:

- а) формирование входного и выходного пространств динамической НС с прямым распространением сигнала на основе динамик изменения основных характеристик законов распределения;
- б) формирование объема обучающей и тестовой выборки по результатам сравнения значений основных характеристик законов распределения;
- в) выбор стратегии минимизации функционала ошибки;

г) процесс «выращивание сети»;

д) аппроксимация и подсчет порогов выходно-

го параметра динамической НС с прямым распро-
странением сигнала.



Рис. 1. Обобщенная схема комплексной системы диагностирования ТС АГТД

Рассмотрим отдельные этапы реализации методики оценки ТС АГТД на основе динамической НС с прямым распространением сигнала.

а). Основной задачей формирования входного и выходного пространств динамической НС с прямым распространением сигнала является извлечение информативных признаков из исходного ансамбля данных, путем преобразования полетной информации. Методика извлечения информативных параметров базируется на прослеживании динамик изменения основных характеристик законов распределения, коэффициента асимметрии $A(P)$ и эксцесса $E(P)$, и корреляционных связей параметров двигателя [6, 7].

По мере накопления значений параметров рабочего процесса двигателя подсчитываются коэффициенты асимметрии и эксцесса,

$$A(P) = \frac{M(P)_3}{S_n^3}; \quad E(P) = \frac{M(P)_4}{S_n^4},$$

где $M(P)_3$ и $M(P)_4$ – третий и четвертый центральные моменты параметра P ; S – среднее квадратическое отклонение параметра P , и сравниваются их абсолютные значения для четырех последовательных замеров:

$$|A(P_1)_{n-4}| >< |A(P_2)_{n-4}| >< \dots >< |A(P_n)_{n-4}|;$$

$$|E(P_1)_{n-4}| >< |E(P_2)_{n-4}| >< \dots >< |E(P_n)_{n-4}|;$$

$$|A(P_1)_{n-3}| >< |A(P_2)_{n-3}| >< \dots >< |A(P_n)_{n-3}|;$$

$$|E(P_1)_{n-3}| >< |E(P_2)_{n-3}| >< \dots >< |E(P_n)_{n-3}|;$$

$$|A(P_1)_n| >< |A(P_2)_n| >< \dots >< |A(P_n)_n|;$$

$$|E(P_1)_n| >< |E(P_2)_n| >< \dots >< |E(P_n)_n|,$$

где ">", "<" – означает знак "больше" или "меньше".

Параметр, коэффициент асимметрии или эксцесса которого имеет минимальное значение по абсолютному знаку, назначается выходным (диагностируемым) параметром динамической НС с прямым распространением сигнала

$$|A(P)| = |A(P)|_{\min}, \quad |E(P)| = |E(P)|_{\min}. \quad (1.1)$$

В случае подчинения нескольких параметров условию (1.1), выходной параметр (диагностируемый) динамической НС с прямым распространением сигнала уточняется динамикой изменения значений по абсолютному знаку коэффициентов асимметрии и эксцесса:

$$|T_{A(P_1)}|_{\Delta\tau} >< |T_{A(P_2)}|_{\Delta\tau} >< \dots >< |T_{A(P_m)}|_{\Delta\tau};$$

$$|T_{E(P_1)}|_{\Delta\tau} >< |T_{E(P_2)}|_{\Delta\tau} >< \dots >< |T_{E(P_m)}|_{\Delta\tau},$$

где $T_{A(P_n)}$ и $T_{E(P_n)}$ – темпы изменения (скорость изменения) значений коэффициентов асимметрии $A(P_n)$ и эксцесса $E(P_n)$ в период наработки двига-

теля $\Delta\tau$:

$$\frac{|A(P)_n| - |A(P)_{n-4}|}{\Delta\tau} = T_{A(P)};$$

$$\frac{|E(P)_n| - |E(P)_{n-4}|}{\Delta\tau} = T_{E(P)}.$$

Возможна ситуация незначительного отличия динамики изменения значений коэффициентов $A(P_i)$ и эксцесса $E(P_i)$ рассматриваемых параметров P_i . В данном случае выходной (диагностируемый) параметр уточняется количеством входных параметров динамической НС с прямым распространением сигнала, имеющих с выходным сильную корреляционную связь:

$$r_{ij} \geq 0,7,$$

где r – коэффициент парной корреляции диагностируемого (выходного) γ и входного параметра j динамической НС с прямым распространением сигнала.

При совпадении объема входных параметров, имеющих сильную корреляционную связь с выходными параметрами динамической НС с прямым распространением сигнала,

$$Q(r_\gamma) = Q(r_j),$$

где $Q(r_\gamma)$ и $Q(r_j)$ – объем входных параметров, имеющих сильную корреляционную связь с выходными параметрами n и m динамической НС с прямым распространением сигнала, выходное пространство динамической НС с прямым распространением сигнала формируется на основе нескольких параметров.

Кроме уточнения информативных параметров изучение изменения коэффициентов асимметрии и эксцесса способствует определению объема обучающей и тестовой выборки динамической НС с прямым распространением сигнала.

б). Критериальным условием начала процесса обучения динамической НС с прямым распространением сигнала является подчинение диагностируемого (выходного) параметра условию (1.1). При этом необходимо отметить, что формирование обучающей выборки сети ведется одновременно с уточнением информативных параметров АГТД.

Здесь процесс останова обучения и начала тестирования (аппроксимации) выходного параметра НМ двигателя реализуется при выполнении условия $|A(P)_{n-4}| \leq |A(P)_{n-3}| \leq |A(P)_{n-2}| \leq |A(P)_{n-1}| \leq |A(P)_n|$; $|E(P)_{n-4}| \leq |E(P)_{n-3}| \leq |E(P)_{n-2}| \leq |E(P)_{n-1}| \leq |E(P)_n|$.

Для полного формирования архитектуры динамической НС с прямым распространением сигнала необходимо выбрать стратегию минимизации функционала ошибки.

в). В качестве базового алгоритма обучения динамической НС с прямым распространением сигнала применим комбинированный алгоритм LM-CGP [5]:

$$X_{k+1} = X_k - (H + \mu I)^{-1} J^T \times$$

$$\times \frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_i p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2;$$

$$X_{k+1} = X_k + \eta_k \times$$

$$\times \left(- \left(\frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_i p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2 \right) + \beta_k p_{k+1} \right),$$

где X_k – параметры обучения комбинированного алгоритма на k -ой итерации (цикла) обучения; H – матрица Якоби первых производных функционала ошибки; J^T – матрица Гессе ошибки; η_k – скорость обучения; μ – скорость обучения алгоритма LM; e_k – ошибка обучения на k -ой итерации,

$$e_k = \frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_i p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2,$$

где $P = [p(n), p(n-1), \dots, p(n-1)]$ – вектор входного параметра нейрона i с временной задержкой 1.

При этом степень корректности отображения входного-выходного ансамбля динамической НС с прямым распространением сигнала за обучающую и тестовую выборку данных (степень адекватности и обобщенности) проверяется коэффициентами качества прогнозирования (аппроксимации) K_{K1} и K_{K2} [9, 10], определяемыми по формулам:

$$K_{k1} = (P_\Phi - P_\Psi) / P_\Psi 100\%;$$

$$K_{k2} = (1 - S) 100\%,$$
(1.2)

где K_{k1} и K_{k2} – коэффициенты качества прогнозирования соответствующего подхода; P_Φ и P_Ψ – фактический и желаемый выходы динамической НС с прямым распространением соответственно; S – среднеквадратическое отклонение отклика сети,

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{\theta=1}^q \sum_{j=1}^r \delta_{\theta j}^2}{q * r}}, \quad \delta = (P_\Phi - P_\Psi) / \Delta_{\text{мкс}},$$

где q – количество входных параметров; r – объем обучающей выборки данных; $\Delta_{\text{мкс}}$ – максимальная погрешность измерительной аппаратуры контроля параметров работы двигателя.

Однако достижение удовлетворительной степени корректности отображения входного и выходного ансамбля динамической НС с прямым распространением

сигнала во многом определяется выбором оптимального размера (количества нейронов) скрытого слоя.

г). С целью оперативного определения удовлетворительного размера скрытого слоя динамической НС с прямым распространением сигнала введем стратегию «выращивание сети», которая реализуется в следующем порядке.

В качестве исходной структуры динамической НС с прямым распространением сигнала сети применим двухслойную сеть типа TDDN с гиперболической функцией активации [7,8]:

Шаг 1. Определение нижнего и верхнего диапазонов возможного количества нейронов в скрытом слое:

$$L_H = \frac{ur}{1 + \log_2 r};$$

$$L_B = u\left(\frac{r}{u} + 1\right)(q + u + 1) + u,$$

где L_H и L_B – нижние и верхние границы возможного количества нейронов соответственно; q и u – размерность входного и выходного пространств динамической НС с прямым распространением; r – число элементов обучающей выборки.

Шаг 2. Присвоение скрытому слою сети нижнего диапазона возможного количества нейронов.

$$L = i + (L_H - 1), \quad i = L_H : 1 : L_B,$$

Где i – шаг назначения количества нейронов.

Шаг 3. Корректировка параметров обучения на основе комбинированной стратегии минимизации функционала ошибки:

$$X_{k+1} = \begin{cases} X_k - (H + \mu I)^{-1} J^T \times \\ \times \left(\frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_{ij} p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2 \right), & \text{если } J < J_{\Phi}; \\ X_k + \eta_k \times (\beta_k p_{k+1} - \\ - \left(\frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_{ij} p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2 \right), & \text{если } J > J_{\Phi}, \end{cases}$$

где J_{Φ} – экспериментально исследуемый функционал ошибки обучения, при котором значение весов и смещение фиксируются и присваиваются начальным значениям параметров алгоритма CGP ($J_{\Phi} = 0,0118$) [9].

Шаг 4. Оценка адекватности и обобщенности динамической НС с прямым распространением сигнала над учебным и тестовым набором данных по формулам (1.2).

Шаг 5. Сравнение степени корректности отображения учебных и тестовых данных:

$$\begin{aligned} K_{k1}^Y - K_{k1}^T &> K_D; \\ K_{k2}^Y - K_{k2}^T &> K_D, \end{aligned} \quad (1.3)$$

где $K_D = 5\%$ – экспериментально исследуемая допустимая ошибка аппроксимации значения выходного параметра динамической НС с прямым распространением сигнала [4].

В случае не выполнения или не полного выполнения условия (1.3) необходимо вернуться на **Шаг 2**, в противном случае на **Шаг 6**.

Шаг 6. Аппроксимация и подсчет порогов выходного параметра динамической НС с прямым распространением сигнала.

Подсчет верхнего U^B и нижнего U^H уровней выходного (диагностируемого) параметра динамической НС с прямым распространением сигнала:

$$U^B = P_n + \gamma_B, \quad \gamma_B = P_{\phi} * \phi_1;$$

$$U^H = P_n - \gamma_H, \quad \gamma_H = P_{\phi} * \phi_2,$$

где P_n – значение выходного (диагностируемого) параметра динамической НС с прямым распространением сигнала; P_{ϕ} – базовое значение выходного (диагностируемого) параметра, определяемое как среднеарифметическое за четыре последовательных замера; $\phi_1 = 0,5 \div 0,6$ и $\phi_2 = 0,1 \div 0,2$ – коэффициенты, полученные на основе экспериментальных исследований реальных неисправностей двигателей Д30КУ-154, ПС90 и RB211-535E4.

Далее сравниваются аппроксимирующиеся значения выходного параметра динамической НС с прямым распространением сигнала с рассчитанными верхними и нижними порогами:

$$U^B \diamond P_n^{HC} \diamond U^H,$$

где “>” и “<” – означает знак “больше” или “меньше”.

Результаты сравнения могут привести к различным комбинациям подсчитанных порогов, которые указаны в работе [9]. По мере подсчета возможных (верхних и нижних) уровней выходного (диагностируемого) параметра динамической НС с прямым распространением сигнала обработке подвергаются значения параметров рабочего процесса двигателя методами математической статистики.

2. Эксперименты и результаты

Согласно разработанной методике интеграции с целью прогнозирования изменения ТС двигателя RB-211-535E4 (с/н 30738), начиная с $N = 220$, полетная информация обрабатывается динамической НС с прямым распространением сигнала. При этом в качестве диагностируемого параметра двигателя был выбран

параметр вибрации опоры вала промежуточного давления $V_{ПД}$ и частота вращения ротора вентилятора $n_{ВЕН}$, так как коэффициент асимметрии этих параметров в рассматриваемый период эксплуатации ($N = 0 \div 220$) носит нестабильный характер:

$$A(V_{ПД})_{N=0 \div 220} \rightarrow 0; A(n_{ВЕН})_{N=0 \div 220} \rightarrow 0.$$

Ввиду того, что темп стремления значений коэффициента асимметрии параметра $V_{ПД}$ к нулево-

му уровню превышает значение параметра $n_{ВЕН}$,

$$|T_{A(V_{ПД})}| > |T_{A(n_{ВЕН})}|,$$

то в качестве диагностируемого параметра был выбран параметр $V_{ПД}$. А входное пространство динамической НС с прямым распространением сигнала был сформирован из параметров: T_4^* , G_T , $V_{ВЕН}$, $P_T / P_{ВХ}$, $n_{ПД}$, P_M , T_M , $n_{ВЕН}$.

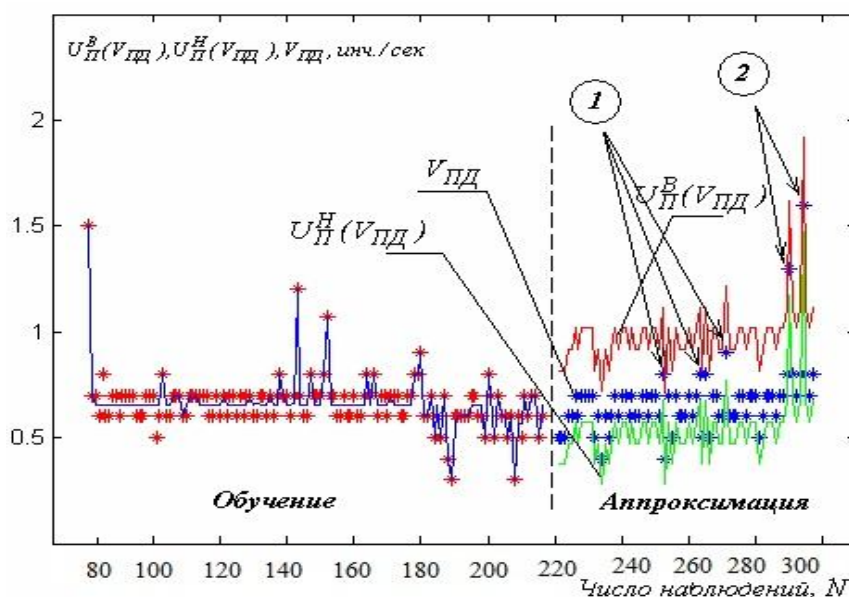


Рис. 2. Результат аппроксимации выходного (диагностируемого) параметра двигателя RB211-535E4 (область 1 – условие $U_{П}^B(V_{ПД}^П) \geq V_{ПД}^П$, область 2 – условие $U_{П}^B(V_{ПД}^П) < V_{ПД}^П$)

Как видно из рис. 2 в течение $N = 220 \div 270$ наблюдений аппроксимирующий параметр $V_{ПД}$ 3 раза приближался к подсчитанному верхнему порогу (область 1), т.е. выполнялось условие:

$$U_{П}^B(V_{ПД}^П) \geq V_{ПД}^П.$$

Дальнейшее изучение динамики изменения аппроксимирующего параметра $V_{ПД}^П$ показало, что в течение $N = 270 \div 290$ происходит выход значения параметра $V_{ПД}^П$ за верхний посчитанный порог (область 2),

$$U_{П}^B(V_{ПД}^П) < V_{ПД}^П.$$

Такое обстоятельство показывает на неизбежное развитие неисправности узла двигателя, связывающего компрессор и турбину, что было подтверждено эксплуатацией данного двигателя [10].

Выводы

Анализ результатов, полученных с помощью разработанной системы диагностирования ТС АГТД, позволяет подчеркнуть эффективность методики,

закрывающей в сравнительной чувствительности системы к начальной стадии развития диагностических ситуаций и возможности локализации вероятных узлов с достаточно большой точностью.

Эффективность изложенной методики диагностирования ТС АГТД повышается при ее автоматизированной реализации.

Литература

1. Контроль технической исправности самолетов и вертолетов [Текст] / В.Г. Александров, Ю.А. Глазков, А.Г. Александров, П.Н. Сидоркин; под ред. В.Г. Александрова. – М.: Транспорт, 1976. – 360 с.
2. Sampath, S. Fault Diagnostics using Genetic Algorithm for Advanced cycle Gas Turbine [Text] / S. Sampath, A. Gulati, R. Singh // Proceedings of ASME Turbo Expo. – Amsterdam, The Netherlands, 2002. – P. 211-251.
3. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Л.П. Лозицкий, С.М. Ветров, С.М. Дорошко и др. – М.: Воздушный транспорт, 1992. – 536 с.
4. Кулик, Н.С. Параметрические методы оценки технического состояния АГТД в эксплуата-

ции [Текст]: учеб. пособие для вузов / Н.С. Кулик. – К.: КИИГА, 1993. – 139 с.

5. Система диагностирования авиационного ГТД с применением методов Soft Computing [Текст] / А.М. Пашаев, М.Г. Шахтахтинский, П.Ш. Абдуллаев, А.Дж. Мирзоев // Матеріали IX Міжнар. наук.-техн. конф. “ABIA - 2009”, Т. 2. – К.: НАУ, 2009. – С. 15.43-15.45.

6. Мирзоев, А.Д. Выбор архитектуры нейронных сетей при диагностировании авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / А.Д. Мирзоев // Изв. нац. академ. наук Азербайджана. – 2007. – № 2-3. – С. 184-189.

7. Абдуллаев, П.Ш. Система диагностирования авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / П.Ш. Абдуллаев, А.Д. Мирзоев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 5 (62). – С. 1-11.

8. Мирзоев, А.Д. Комплексная система диагностирования авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / А.Д. Мирзоев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 6 (42). – С. 47-59.

9. Абдуллаев, П.Ш. Прогнозирование технического состояния авиационных газотурбинных двигателей с использованием нейронных сетей [Текст] / П.Ш. Абдуллаев, А.Д. Мирзоев // Изв. нац. академ. наук Азербайджана. – 2006. – № 3. – С. 152-157.

10. Архивная документация по неисправностям двигателей, эксплуатирующихся в авиакомпании «Азербайджан Хава Йоллары» [Текст]: отчет эксплуатационной документации по двигателям -90A-SW76 и RB211-535E4 / Нац. Гос. Концерн «Азербайджан Хава Йоллары» (Азербайджан, Баку). – 2005. – 36 с.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры авиационных двигателей Ю.М. Терещенко, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

ПОРЯДОК ІНТЕГРУВАННЯ МЕТОДІВ МАТЕМАТИЧНОЇ СТАТИСТИКИ ТА НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ У ЗАДАЧАХ ДІАГНОСТУВАННЯ ТС АГТД

А.М. Пашаєв, П.Ш. Абдуллаєв, А.Дж. Мірзоев, Е.Т. Меліков

Запропоновано методику діагностування авіаційних газотурбінних двигунів на комплексній основі, що базується на математичному моделюванні, математичній статистиці, різних типах нейронних мереж (НС) із прямим поширенням сигналу та булевій алгебрі. Розглянуто основні етапи інтеграції методів математичної статистики та динамічної нейронної мережі. Проведено експерименти з практичного застосування запропонованої підсистеми діагностування на основі реальних несправностей двигуна RB211-535E4, де були отримані стійкі результати.

Ключові слова: авіаційний газотурбінний двигун, технічний стан, діагностика, математична статистика, нейронна мережа.

INTERGARTION SCHEME OF THE MATHEMATIC STATISTICS AND NEURAL NETWORKS METHODS FOR AVIATION GAS TURBINE ENGINE DIAGNOSTICS

A.M. Pashayev, P.Sh. Abdullayev, A.J. Mirzoyev, E. T. Melikov

The aviation gas turbine engine diagnostic complex system based on the mathematic simulation, mathematic statistics, different type of neural network and Boolean algebra was submitted. The main steps of the mathematic statistics and different type neural network method integration for aviation gas turbine engine diagnostic are considered. The practical experiments based on the real faults of the engine RB211-535E4 using the suggested complex aviation gas turbine engine diagnostic system is performed, where were reached the satisfaction results.

Key words: aviation gas turbine engine, technical condition, diagnostic, neural network, mathematic statistic.

Пашаев Ариф Мир Джалал – доктор физико-математических наук, академик, ректор Национальной Академии Авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: a_parviz@azeronline.com.

Абдуллаев Парвиз Шахмурад оглы – кандидат технических наук, доцент, зав. кафедры «Летательных аппаратов и авиационных двигателей», Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: a_parviz@azeronline.com.

Мирзоев Азер Джаваншир оглы – аспирант, преподаватель кафедры «Летательных аппаратов и авиационных двигателей», Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, инженер по авиационным двигателям авиакомпании «Азербайджан Хава Йоллары», Азербайджан, e-mail: azermirzoyev@mail.ru.

Меликов Эмин Тофиг оглы – аспирант кафедры «Летательных аппаратов и авиационных двигателей», Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, помощник шеф-пилота самолетов Боинг 757-200 и 767-300ER авиакомпании «Азербайджан Хава Йоллары», e-mail: emin757-200@rambler.ru.

УДК 656.7.084.17(08)

О.М. РЕВА¹, В.І. ВДОВИЧЕНКО², І.М. УСТИМЕНКО³¹Кіровоградський національний технічний університет, Кіровоград, Україна;²Корпоративний центр підготовки – Інститут аеронавігації,
Москва, Російська Федерація;³Держкорпорація по організації повітряного руху «Аеронавігація Центрального
Сибіру», Красноярськ, Російська Федерація**ОЦІНКА СТРУКТУРНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ СЛУЖБИ РУХУ (НА ПРИКЛАДІ
КРАСНОЯРСЬКОГО ЦЕНТРА ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО РУХУ)**

Орієнтуючись на ознаки так званої безпечної організації, що були сформульовані ІКАО як узагальнення досвіду ефективного і безпечного функціонування провідних авіакомпаній світу, та враховуючи вплив людського чинника на ефективність цього функціонування, адаптований математичний апарат теорії графів для проактивного дослідження досконалості офіційних авіаційних структур шляхом визначення коефіцієнтів і показників зв'язності, структурної надмірності, моменту групи, рівномірності розподілу зв'язків, структурної компактності, діаметра структури, ступеня централізації, периферійності вузлів та графа у цілому тощо. Практичне застосування зазначених методів проілюстровано на дослідженні офіційної структури функціональної організації служби руху Красноярського центру обслуговування повітряного руху. Побудована формальна модель-граф, що сумісна з цілями організації і характеристиками навколишнього середовища і відображає існуючу взаємодію її складових елементів з урахуванням відповідного ступеня складності, стандартизованих процедур і централізованого прийняття рішень.

Ключові слова: структурна безпека авіаційних систем, методи теорії графів і структурного аналізу, служба руху, показники ефективності структурної організації.

Постановка проблеми

Одна з сучасних концепцій ІКАО та Євроконтролю з забезпечення ефективності функціонування цивільної авіації (ЦА) полягає у активній розробці і впровадженні в практику діяльності авіакомпаній, інших авіаційних установ проактивних заходів з попередження негативного впливу людського чинника (ЛЧ) на безпеку польотів (БП). При цьому рекомендується, щоби відповідні дослідження з розробки цих заходів охоплювали усі ланки діяльності ЦА, у тому числі, вирішували б організаційно-управлінські проблеми [1].

Йдеться про те, що авіаційна транспортна система (АТС) є високотехнологічною, оскільки акумулювала в собі сучасні наукові досягнення з самих різних галузей досліджень. Тому саму систему та її підсистеми називають *соціотехнічними*, що указує на складні взаємодії між їх людським і технічним компонентами [2]. В безпеці цих систем ключовими поняттями є *чинники управління* і *події з організаційних причин*, які відображають той факт, що визначені, властиві соціотехнічним системам характеристики (скажімо, складність, динамічність, невизначеність та непередбачуваність цілого ряду недо-

ліків та ін.) неминуче приводять до авіаційної пригоди (АП). У соціотехнічних системах заходи по виправленню зазначеного стану засновані на отриманих даних про безпеку і, як правило, знаходяться поза межами кола осіб, які мали можливість останніми вплинути на небезпечну ситуацію і запобігти події, тобто експлуатаційного персоналу, і враховують вплив розробників і керівників, а також структуру (архітектуру) систем [1, 3].

Враховуючи викладене, ІКАО, фахівці з БП почали все більше уваги приділяти не тільки підвищенню надійності окремого авіаційного оператора (авіадиспетчера (А/Д) пілота) або, скажімо, комплектуванню безпечних малих груп авіаційних операторів (концепція “безпечного екіпажа” [4, 5], наприклад), але і виявленню системних недоліків в розробці і експлуатації АТС, тобто формуванню безпечних організацій, яким обов'язково мають бути властиві такі ознаки [1, 3, 6-10]:

- безпека розглядається як одна з цілей організації і як один з важливих чинників, що сприяють досягненню виробничих цілей;
- наявність розвинених структур регулювання ризику, що забезпечують належний баланс між управлінням виробництвом і регулюванням ризику;

– структура, що розроблена з урахуванням відповідного ступеня складності, стандартизованих процедур і централізованого прийняття рішень (ПР) і сумісна як з цілями організації, так і з характеристиками навколишнього середовища;

– при досягненні цілей безпеки керуються внутрішньою відповідальністю, а не формальним дотриманням регламентуючих положень;

– реакція на недоліки, що можуть бути виявлені в області безпеки, у виді вживання довгострокових заходів відносно прихованих недоліків, а також оперативних заходів місцевого масштабу стосовно активних недоліків.

Викладене має особливу значущість в сучасних умовах розробки і впровадження в країнах СНД нових авіаційно-транспортних і аеронавігаційних систем, структура яких, не має, по-суті, наукового обґрунтування. У той же час очевидно, що якщо структура спроектована довільно, організації можуть давати збої, особливо при роботі в складних умовах і перевантаження.

Дійсно, тільки в Російській Федерації здійснюється постійне вдосконалення аеронавігаційної системи, яке, на теперішній час, спрямоване на реалізацію концепції укрупнення центрів по обслуговуванню руху повітряних судів (ПС) у верхньому повітряному просторі, де відбувається абсолютна більшість польотів. В таких центрах основне навантаження природно покладене на структурні підрозділи, що здійснюють безпосереднє управління повітряним рухом (УПР) – службу руху (СР). Однак, відповідні оптимізаційні моделі орієнтовані, переважним чином, на формування повітряних коридорів і трас та забезпечення організаційно-технічного управління потоками ПС. При цьому авіадиспетчерам (А/Д) відводиться роль ідеальних операторів, які чітко виконують професійні обов'язки. ЛЧ враховується, як правило, шляхом нормування робочого навантаження, спостереженням за дотриманням норм робочого часу та вдосконалення радіотехнічних засобів (РТЗ) УПР. В той же час рекомендації з забезпечення організаційно-структурної діяльності укрупнених центрів обслуговування повітряного руху (ОПР) формуються, головним чином, виходячи з багатого досвіду практичної роботи в СР їх розробників, тому не є досконалими.

1. Аналіз досліджень і публікацій

Спираючись на методологію системного аналізу, уявимо СР як систему, під якою згідно [11, 12] будемо розуміти впорядковану певним чином множину елементів (А/Д, керівників польотів (КП) та інших фахівців, які займаються управлінням процесом організації, а також здійсненням безпосередньо-

го УПР), взаємозв'язаних між собою (у відповідності з посадовими інструкціями, облаштованістю робочих місць, особливостями організації повітряного простору, завданнями, що стоять перед підсистемами-філіями і СР в цілому і т.д.) і створюючих деяку цілу єдність, що володіє за визначенням [13, 14] системною властивістю ємерджентності.

Під структурою ж системи розуміється сукупність елементів і зв'язків між ними, визначуваних, виходячи з розподілу функцій і цілей, що поставлені перед системою [11 – 18]. І якщо структура спроектована довільно, система може давати збої, особливо при роботі в умовах перевантаження. На рис. 1 подані приклади структурно-функціональної організації діяльності установ чи спільної роботи окремих працівників [11, 15, 16, 18 – 21].

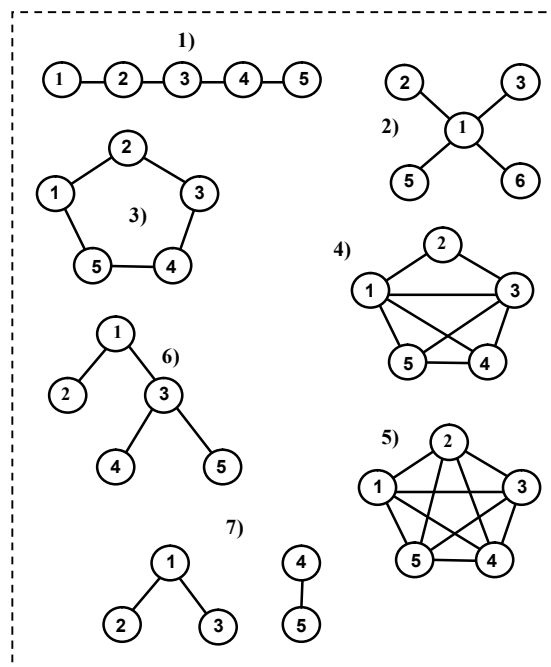


Рис. 1. Приклади типової структурно-функціональної організації:

- 1) – «ланцюжок»; 2) – «зірка»; 3) – «коло»;
- 4) – «мережа неповна»; 5) – «мережа повна»
- 6) – «дерево»; 7) – «незв'язана»

Практично наведене ілюструє також організаційна структура СР Красноярського центра ОПР, що запозичена нами з Internet і подана на рис. 2. При цьому звернемо увагу, що ця система є ієрархічною (організація за принципом «дерево»), тобто такою, якій властиві специфічні особливості [15, 22, 23]:

– послідовне вертикальне розташування підсистем, що утворюють цю систему, або, точніше, вертикальна сопідлеглість;

– пріоритет дій або право втручання підсистем верхнього рівня в дію підсистем нижнього рівня;

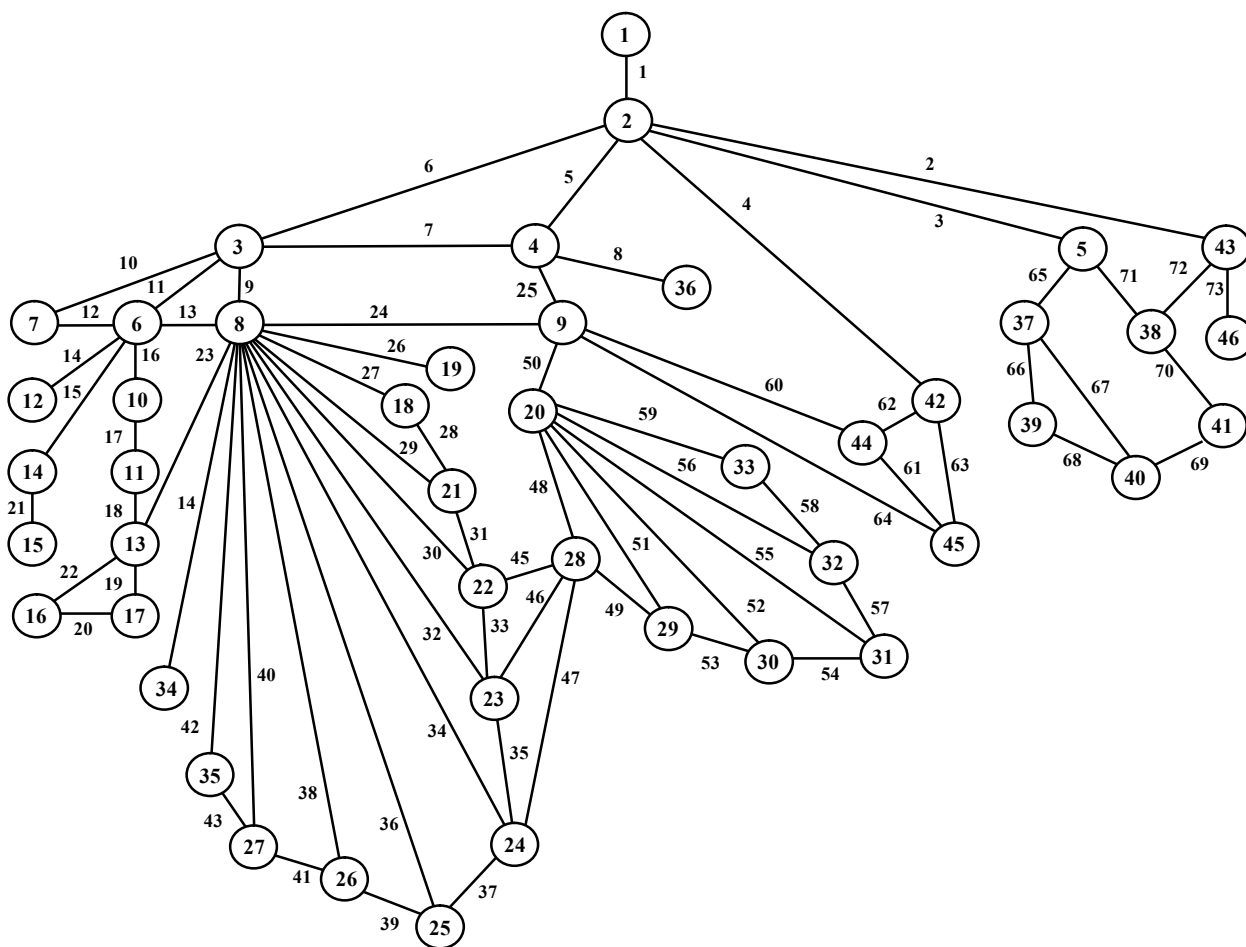


Рис. 2. Подання структурної схеми функціональної організації Красноярського центра обслуговування повітряного руху у виді графа:

1 – начальник центру обслуговування повітряного руху; 2 – начальник служби руху; 3 – начальник районного центру; 4 – начальник аеродромного диспетчерського центру; 5 – начальник центру підтримки кваліфікації; 6 – заступник начальника районного центру по плануванню повітряного руху; 7 – фахівець з аеронавігаційної інформації; 8 – керівник польотів районного центру; 9 – керівник польотів аеродромного диспетчерського центру; 10 – інженер-програміст; 11 – провідний фахівець; 12 – штурман; 13 – старший фахівець; 14 – старший фахівець бази даних; 15 – фахівець бази даних; 16 – фахівець з планування польотів поза повітряними трасами; 17 – фахівець з планування польотів по повітряних трасах; 18 – старший диспетчер районного центру; 19 – диспетчер-інструктор районного центру; 20 – старший диспетчер аеродромного диспетчерського центру; 21 – 27 – сектори районного центру; 28 – диспетчерський пункт підходу; 29 – диспетчерський пункт круга; 30 – допоміжний стартовий диспетчерський пункт; 31 – стартовий диспетчерський пункт; 32 – пункт диспетчера старту, рулювання; 33 – диспетчерський пункт рулювання; 34 – командний диспетчерський пункт місцевих повітряних ліній; 35 – місцевий диспетчерський пункт; 36 – диспетчер-інструктор аеродромного диспетчерського центру; 37 – старший диспетчер-інструктор тренажера; 38 – провідний фахівець англійської мови; 39 – диспетчер-інструктор тренажера, який здійснює управління повітряним рухом; 40 – диспетчер-інструктор тренажера не здійснює управління повітряним рухом; 41 – фахівець англійської мови; 42 – фахівець групи взаємодії і планування повітряного руху; 43 – диспетчер-інспектор по безпеці польотів; 44 – фахівець аеропорту «Черемшанка»; 45 – фахівець аеропорту «Емельяново»; 46 – технік по аналізу засобів об'єктивного контролю

– залежність дій підсистем верхнього рівня від фактичного виконання підсистемами нижніх рівнів своїх функцій.

Аналізуючи рис. 2, можна також зазначити, що окремим підсистемам СР Красноярського центра ОПР властива також функціональна організація за принципом «зірка», «мережа», «ланцюжок».

Відомо декілька компонентів, які мають враховуватися людиною, яка ПР (ЛПР) при формуванні структури організацій. У їх числі є такий компонент як *складність*, що включає визначення необхідного числа рівнів управління, необхідний розподіл праці і спеціалізацію по видах робіт (підрозділи, відділи), ступінь розподілу або централізації експлуатаційно-

го персоналу, ступінь інформатизації, що полегшують зв'язок між рівнями.

Проблеми, що сформульовані, звичайно вирішуються для аналізу ефективності структурної організації гуманістичних систем (у визначенні Л. Заде [24]), до яких відносяться і людино-машинні системи (ЛМС), методами організаційної ергономіки та теорії графів [15, 16, 19 – 21, 25 – 32]. Однак, як показує аналіз наукових джерел, стосовно діяльності АТС відповідні дослідження проводяться переважним чином під керівництвом проф. О.М. Реви [33 – 35 та ін.], що створює певні хібні ланки у безперервному ланцюгу заходів з забезпечення БП.

2. Постановка завдання досліджень

Таким чином, з вищевикладеного витікає нагальна необхідність подальшої адаптації і розвитку сучасних методів організаційної ергономіки і теорії графів для потреб ретроактивного і проактивного аналізу і оптимізації структурної ефективності аеронавігаційних систем як таких, що вже експлуатуються, так і таких, структура яких тільки-тільки розробляються. В цьому й полягає **мета** статті.

3. Оцінка структурно-функціональної ефективності служби руху Красноярьського центра обслуговування повітряного руху

Основною позитивною рисою дослідження офіційних структур є потреба у мінімальному об'ємі апріорної інформації про неї у вигляді наявності зв'язків між елементами, що утворюють структуру. Тому скористаємось організаційною структурою служби руху Красноярьського центра ОНР, що подана на рис. 2, де кружками, що є вузлами графа, позначені структурні підрозділи чи окремі члени цієї організаційної структури, а лініями – зв'язки між ними. При цьому вважаємо, що всі лінії, що об'єднують два вузли, однакові і пов'язані одиницею відстані.

Як можна побачити з рис. 2, досліджувана структура-граф має $n = 46$ вершин і $m = 73$ ребра.

Для аналізу ефективності структури розрахуємо ряд показників, що характеризують граф. Для цього необхідно побудувати матрицю інцидентів (сумісності) $A = \|a_{ij}\|$ вершин графа (табл. 1), елементи якої визначаються таким чином [11, 15, 16, 19 – 21]:

$$a_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{якщо з вершини } i \text{ можна} \\ & \text{перейти до вершини } j; \\ 0 & \text{– в протилежному випадку.} \end{cases} \quad (1)$$

1. Визначимо **зв'язність графа**. Граф вважається *зв'язаним*, якщо для будь-яких вершин i та j існує ланцюг, що їх зв'язує. Показник зв'язаності всіх елементів має відповідати виконанню такої умови:

$$\frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m a_{ij} \geq (n-1), \quad i \neq j. \quad (2)$$

Кількісна характеристика графа, що обчислюється згідно виразу (2), дозволяє виявити наявність обривів в структурі, висячі вершини і т.д.

У відповідності з даними графа 48 табл. 1 і формулою (2) маємо:

$$\frac{1}{2} 146 = 73 > (46-1) = 45,$$

тобто досліджуваний граф є зв'язаним.

2. **Структурна надмірність R** або **живучість системи** відображає перевищення загальної кількості зв'язків над мінімально-необхідною, тобто таку кількість її станів, при яких група (організація, структура) зберігає працездатність [11, 15, 16, 19-21, 36]:

$$R = \frac{1}{2(n-1)} \left[\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m a_{ij} \right] - 1. \quad (3)$$

Величина показника структурної надмірності має таку інтерпретацію:

$$R = \begin{cases} R > 0 & \text{– система має максимальну надмірність;} \\ R = 0 & \text{– система має мінімальну надмірність;} \\ R < 0 & \text{– система незв'язана.} \end{cases} \quad (4)$$

При цьому вкажемо, що у випадку суворої підлеглості $R = 0$, тобто з втратою хоч би одного зв'язку структура стає непрацездатною і СР як організаційної структури, що працює на спільний кінцевий ефект, як такої, вже не буде. Це є неприпустимим з точки зору забезпечення безпеки функціонування системи, особливо у збійних ситуаціях.

Згідно даних табл. 1 отримуємо, що

$$R = \frac{1}{2(46-1)} 146 - 1 = 0,61 > 0.$$

Спираючись на умову (4), робимо висновок, що граф, який поданий на рис. 2, має максимальну структурну надмірність.

Виходячи з отриманих результатів і враховуючи другу властивостей ієрархічних систем, що були перелічені вище, було прийнято, що керівний склад СР має можливість виходу не тільки на безпосередньо підлеглі рівні, але і на наступні.

Глибина втручання підсистем верхнього рівня в діяльність підсистем нижнього встановлена, враховуючи поради праць [11, 15], дорівнює трьом залежно від особливостей структури філій, проте це

не знайшло свого віддзеркалення на рис. 2 із-за його очевидного у такому разі графічного перевантаження. При цьому слід орієнтуватися на психофізіологічні можливості людини, тобто об'єм її оперативної пам'яті [31, 37 – 40], що буде докладно розглянуто далі. Йдеться про те, що, аналізуючи кількість офіційних зв'язків, що планується кожному співробітникові при розробці структури будь-якої організації чи її підрозділу, слід обов'язково враховувати так зване «магічне» число Міллера (7 ± 2) [31, 37, 38], яке визначає об'єм оперативної пам'яті людини і, тим са-

мим, її психофізіологічну спроможність розрізняти і запам'ятовувати певну кількість об'єктів керування. При цьому в психологічній теорії розпізнавання образів визначено, що досвідчений фахівець може ефективно розпізнавати та запам'ятовувати до 11 об'єктів керування [39]. «Число (коефіцієнт) неефективності», що був запропонований С.Н. Паркінсона ($m = 19,9-22,4$) встановлює максимально доцільну кількість групи для ефективного керування нею [40].

Таблиця 1

Матриця інцидентій вершин графа організаційної структури Красноярського центра обслуговування повітряного руху (фрагмент)

i	Вершина j																	$\sum_j a_{ij}$
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	...	45	46	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	...	46	47	48
1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
2	1	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	6
3	0	1	0	1	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	...	0	0	5
4	0	1	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	...	0	0	4
5	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	3
6	0	0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	1	0	1	...	0	0	6
7	0	0	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	2
8	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	0	1	0	...	0	0	15
9	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	...	1	0	5
10	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	...	0	0	2
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1	0	...	0	0	2
12	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
13	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1	0	0	0	...	0	0	4
14	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	2
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	...	⋮	⋮	⋮
45	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	...	0	0	3
46	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
$\sum_i \sum_j a_{ij}$																		146

Зазначимо також, що усі наші подальші міркування будуть для наочності орієнтуватися виключно на графічне подання на рис. 2 структури СР, що досліджується.

3. Момент групи характеризує керованість нею з боку лідера (керівника) або головного вузла і обчислюється за формулою [21, 36]:

$$M = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m a_{ij}}{a_{\text{lid.}} (n-1)} \sum_{i=1}^n (a_{\text{lid.}} - a_i), \quad (6)$$

де $a_{\text{lid.}}$ – кількість зв'язків керівника.

В нашому випадку (рис. 2) формальним лідером в контексті застосування методології організаційної ергономіки і теорії графів є начальник СР, умовно позначений на рис. 2 як вузол за № 2, тобто (табл. 1):

$$a_{\text{lid.}} = a_2 = \sum_j a_{2j} = 6.$$

Тоді згідно з даними графі 48 табл. 1 маємо:

$$M_2 = \frac{146}{6^2 (46-1)} [7(6-1) + 11(6-2) + 16(6-3) + 5(6-4) + 3(6-5) + 2(6-6) + (6-7) + (6-15)] = 10,27.$$

Дослідженнями встановлено, що при інших рівних умовах будь-яка структура буде тим ефективніше, чим більші значення показників R і M .

Як можна побачити з рис. 2 та графі 48 табл. 1, заступник начальника районного центру по плануванню повітряного руху, умовно позначений як вузол №6 має таку ж саме кількість зв'язків, як і формальний лідер – керівник СР. Тому в керуванні офіційною структурою згідно формули (6) йому притаманний той самий момент групи:

$$M_2 = M_6 = 10,27.$$

При цьому, як витікає з подальшого аналізу офіційної структури, старший диспетчер аеродромного диспетчерського центра (вузол №20) має формально більше зв'язків, ніж зазначені особи, а саме

сім, тому і в півтори рази більший момент групи:

$$M_{20}=15,86.$$

Особливо слід вказати на неформального лідера по зв'язках усередині офіційної структури, а саме КП районного центра, який відповідає за технологічні зв'язки з п'ятнадцятьма співробітниками досліджуваної структури СР, а потому і майже у п'ять разів більший показник моменту групи ($M_g=50,92$), ніж офіційний лідер.

Таким чином, проактивна оцінка показує, що реальне функціональне навантаження на КП районного центра, що планується згідно офіційної структури СР (рис. 2), на 36% перевищує відповідний норматив для досвідченого фахівця і певним чином наближений до «коефіцієнта неефективності». Наведене, враховуючи вплив ЛЧ на БП [41], вимагає вживання заходів з забезпечення його професійної діяльності засобами штучного інтелекту, скажімо, системою підтримки ПР (СППР).

4. Рівномірний розподіл зв'язків в структурі графа. Природно, що система з більшою надмірністю R потенційно безпечніша, але в деяких завданнях аналізу структурної надійності її доцільно доповнити параметрами, що враховують нерівномірність розподілу зв'язків ε^2 [15, 20]. Цей показник ε^2 характеризує недовикористання можливостей структури, що має m ребер і n вершин, в досягненні максимальної зв'язаності.

При визначенні рівномірності розподілу зв'язків орієнтуються на середній ступень вершини $\bar{p} = 2m / n$. Тоді, ввівши поняття відхилення

$$\varepsilon_i = p_i - \bar{p},$$

де p_i – дійсний ступінь відхилення i -тої вершини конкретного графа, можна визначити квадратичне відхилення ступенів вершини від рівномірного:

$$\varepsilon^2 = \sum_{i=1}^n (p_i - \bar{p})^2 = \sum_{i=1}^n p_i^2 - 4 \frac{m^2}{n}. \quad (7)$$

Для обчислення ε^2 необхідно визначити p_i . При цьому, під ступенем вершини графа розуміється кількість ребер, інцидентних до неї [11]:

$$p_i = \sum_j p_{ij}, \quad (8)$$

де p_{ij} – інцидентність (зв'язок), що визначається з такої умови:

$$p_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{якщо вершина } i \text{ має зв'язок} \\ & \text{з ребром } j; \\ 0, & \text{якщо зв'язку немає.} \end{cases} \quad (9)$$

Відповідно до рис. 2 та виразів (8), (9) отримуємо матрицю інцидентностей, що подана в табл. 2. Проводячи відповідні обчислення згідно формул (7) – (9), отримуємо таке значення показника розподілу зв'язків в структурі: $\varepsilon^2 = 232,6$.

У роботі [20] показник ε^2 нормується, що дозволяє порівнювати різноманітні структури автоматизованих систем управління (АСУ).

5. Структурна компактність D. Для її кількісної оцінки вводиться параметр, що відображає близькість вершин графа. Близькість двох вершин i і j має сенс відстані і визначається мінімальною довжиною ланцюга d_{ij} з найменшим числом ланок (ребер), якими можна пройти з одного вузла в інший (табл. 3). Тоді показник

$$D = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m d_{ij}, \quad i \neq j \quad (10)$$

відображає загальну структурну близькість елементів в системі.

В нашому випадку (табл. 3) структурна компактність характеризується величиною $D=7432$.

Для кількісної оцінки структурної компактності часто використовують такий відносний показник

$$D_{\text{відн.}} = \frac{D}{D_{\min}} - 1, \quad (11)$$

де $D_{\min}=n(n-1)$ – мінімальне значення компактності структури.

У відповідності з структурою Красноярського центра ОНР, що досліджується, маємо:

$$D_{\text{відн.}} = \frac{7432}{46(46-1)} - 1 = 2,59.$$

Структурну компактність характеризує також і інший показник – **діаметр структури**:

$$d = \max_{ij} d_{ij}. \quad (12)$$

Для СР с організаційною структурою, що подана на рис. 2, у відповідності з даними табл. 3 маємо, що $d = 7$.

Враховуючи переважаючий інформаційний характер зв'язків в СР, можна з упевненістю сказати, що $D_{\text{відн.}}$ і d інтегрально оцінюють інерційність інформаційних процесів в системі, а при рівних значеннях ε^2 і R їх збільшення відображає зростання кількості роз'єднуючих зв'язків. При цьому слід зазначити, що така ситуація сприяє зниженню загальної надійності системи [15].

6. Ступінь централізації в структурі. Для її кількісної оцінки використовується поняття індексу центральності [15, 20]:

$$\delta = (n-1)(2z_{\max} - n) \frac{1}{z_{\max}(n-2)}, \quad (13)$$

де $z_{\max}$ – максимальне значення показника:

$$z_i = \frac{D}{2} \left(\sum_{j=1}^n d_{ij} \right)^{-1}, \quad i = \overline{1, n}, \quad i \neq j. \quad (14)$$

У відповідності з (14) і даними табл. 3 отримуємо такі результати обчислень:

Таблиця 2

Матриця інцидентів вершин і ребер графа організаційної структури Красноярського центра обслуговування повітряного руху (фрагмент)

Вершина i	Ребро j															$\sum_j p_{ij}$
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	...	72	73	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	...	73	74	75
1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
2	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0	0	0	...	0	0	6
3	0	0	0	0	0	1	1	0	1	1	1	0	...	0	0	5
4	0	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	0	...	0	0	4
5	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	3
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	...	0	0	6
7	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	...	0	0	2
8	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	...	0	0	15
9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	5
10	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	2
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	2
12	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
13	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	4
14	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	2
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	...	⋮	⋮	⋮
45	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	3
46	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1

Таблиця 3

Матриця відстаней між вершинами графа організаційної структури Красноярського центра обслуговування повітряного руху (фрагмент)

Вершина i	Вершина j																	$\sum_j d_{ij}$
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	...	45	46	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	...	46	47	48
1	0	1	2	2	2	3	3	3	3	4	5	4	4	4	...	3	2	166
2	1	0	1	1	1	2	2	2	2	3	4	3	3	3	...	2	1	122
3	2	1	0	2	2	1	1	1	2	2	3	2	2	2	...	4	3	114
4	2	1	1	0	2	2	2	2	1	3	4	3	3	3	...	3	3	126
5	2	1	2	2	0	3	3	3	3	4	5	4	4	4	...	3	3	157
6	1	2	1	2	3	0	1	1	2	1	2	1	3	1	...	3	4	119
7	3	2	1	2	3	1	0	2	3	2	3	2	3	2	...	4	5	151
8	3	2	1	2	3	1	2	0	1	2	3	2	1	2	...	3	4	103
9	3	2	2	1	3	2	3	1	0	3	4	3	2	3	...	1	4	113
10	4	2	2	3	4	1	2	2	3	0	1	2	2	2	...	4	5	156
11	5	4	3	4	5	2	3	3	4	1	0	3	1	3	...	4	6	179
12	4	3	2	3	4	1	2	2	3	2	3	0	3	2	...	5	5	165
13	4	3	2	3	4	2	3	1	2	2	1	3	0	3	...	3	5	138
14	4	3	2	3	4	1	2	2	3	2	3	2	3	0	...	4	5	162
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	...	⋮	⋮	⋮
45	3	2	3	2	3	3	4	2	1	4	5	4	3	4	...	0	4	144
46	3	2	3	3	3	4	4	4	4	5	6	5	5	5	...	4	0	204
$\sum_i \sum_j d_{ij}$																		7432

$$z_1 = \frac{7432}{2}(166)^{-1} = 22,38 ;$$

$$z_2 = \frac{7432}{2}(122)^{-1} = 30,45 ;$$

.....

$$z_8 = \frac{7432}{2}(103)^{-1} = 36,07 ;$$

.....

$$z_{15} = z_{46} = \frac{7432}{2}(204)^{-1} = 18,21 ;$$

$$z_{16} = z_{17} = \frac{7432}{2}(181)^{-1} = 20,53 ;$$

$$z_{18} = \frac{7432}{2}(145)^{-1} = 25,62 ;$$

$$z_{19} = z_{20} = z_{34} = \frac{7432}{2}(146)^{-1} = 25,45 ;$$

$$z_{22} = z_{23} = z_{24} = \frac{7432}{2}(135)^{-1} = 27,52 ;$$

$$z_{25} = z_{44} = z_{45} = \frac{7432}{2}(144)^{-1} = 25,8 ;$$

$$z_{26} = z_{27} = \frac{7432}{2}(150)^{-1} = 24,77 ;$$

$$z_{28} = \frac{7432}{2}(161)^{-1} = 23,08 ;$$

$$z_{29} = z_{30} = z_{31} = z_{32} = \frac{7432}{2}(187)^{-1} = 19,87 ;$$

$$z_{33} = \frac{7432}{2}(188)^{-1} = 19,76 ;$$

$$z_{43} = \frac{7432}{2}(160)^{-1} = 23,22 .$$

З наведених результатів обчислень витікає:

$$z_{\max} = z_8 = 36,07 .$$

У відповідності з (13) визначимо індекс центральності:

$$\delta = \frac{(46-1)(2 \cdot 36,07 - 46)}{37,07(46-2)} = 0,74 .$$

7. Кожен i -й вузол графа характеризується показниками центральності [16]:

$$C_i = \frac{\sum_j d_{ij}}{\sum_j d_{ij}} . \quad (15)$$

Показник центральності C_i володіє тим недоліком, що додавання нових вузлів до графа, не міняючи позиції вузла з максимальною центральністю, змінює в той же час числове значення центральності цього вузла. Щоб уникнути цього, вводиться поняття відносної периферійності вузла:

$$P_i = C_{\max} - C_i \quad (16)$$

и повної периферійності графа:

$$P = \sum_i P_i . \quad (17)$$

Уявляється можливим пронормувати периферійність вузлів i графа в цілому, розділивши (16) на $C_{\max}$, а (17) – ще і на n . Тоді отримуємо:

$$P_i^{\circ} = \frac{C_{\max} - C_i}{C_{\max}} = 1 - \frac{C_i}{C_{\max}} ; \quad (18)$$

$$P^{\circ} = \frac{1}{n} \sum_i P_i^{\circ} = \frac{1}{n} \sum_i \left(1 - \frac{C_i}{C_{\max}} \right) = 1 - \frac{1}{nC_{\max}} \sum_i C_i . \quad (19)$$

Всі розраховані значення показників структурної периферійності подані в табл. 4.

Таким чином, результати проведених дослід-

жень показують високу ефективність методів теорії графів в оцінці структурної організації СР. При цьому зазначимо, що при розробці нових структур слід обов'язково враховувати можливості процесів управління, а також особливостей групової діяльності. При цьому необхідно прагнути до зменшення показника периферійності і числа ребер графа. Проте, необхідно також враховувати психологічні можливості операторів по прийому і переробці інформації, оскільки прагнення до спрощення функціональної структури групи може привести до неприпустимого інформаційного перевантаження людини-оператора (Л-О).

Таблиця 4

Показники структурної периферійності вузлів графа організаційної структури Красноярського центра обслуговування повітряного руху (фрагмент)

Вершина i	C_i	P_i	P_i°	Вершина i	C_i	P_i	P_i°
1	2	3	4	5	6	7	8
1	44,77	27,38	0,38	24	55,05	17,10	0,24
2	60,92	11,24	0,16	25	51,61	20,54	0,28
3	65,19	6,96	0,10	26	49,55	22,61	0,31
4	58,98	13,17	0,18	27	49,55	22,61	0,31
5	47,34	24,82	0,34	28	46,17	25,99	0,36
6	62,45	9,70	0,13	29	39,74	32,41	0,45
7	49,22	22,94	0,32	30	39,74	32,41	0,45
8	72,16	4,17	5,79	31	39,74	32,41	0,45
9	65,77	6,39	0,09	32	39,74	32,41	0,45
10	47,64	24,51	0,34	33	39,53	32,62	0,45
11	41,52	30,64	0,42	34	50,90	21,25	0,29
12	45,04	27,11	0,38	35	51,26	20,90	0,29
13	53,86	18,30	0,25	36	44,24	27,92	0,39
14	45,88	26,28	0,36	37	38,11	34,04	0,47
15	36,43	35,72	0,50	38	38,31	33,85	0,47
16	41,06	31,09	0,43	39	31,24	40,93	0,57
17	41,06	31,09	0,43	40	31,49	40,66	0,56
18	51,23	20,90	0,29	41	31,90	40,26	0,56
19	50,90	21,25	0,29	42	45,60	26,56	0,37
20	50,90	21,25	0,29	43	46,45	25,71	0,36
21	52,34	19,82	0,27	44	51,61	20,54	0,28
22	55,05	17,10	0,24	45	51,61	20,54	0,28
23	55,05	17,10	0,24	46	36,43	35,72	0,50

Структурні характеристики і показники, що були розглянуті, отримані тільки на основі інформації про склад елементів СР і їх зв'язки. Подальший розвиток методології структурних параметрів для вирішення завдань структурного аналізу припускає врахування неструктурної інформації шляхом введення кількісних функцій на графах. Такий підхід, безумовно, перспективний, оскільки дозволяє разом зі складом елементів і їх зв'язками врахувати і визначити часові, надійнісні, вартісні та інші показники взаємодії.

Висновки

1. Знайшли подальшу адаптацію і розвиток методи організаційної ергономіки і теорії графів для потреб аналізу і оцінки функціональної ефективності офіційної структури Красноярського центра ОНР, яка подана у виді моделі-графа. Встановлено, що вона є ієрархичною з використанням типології «зірка», «мережа» (неповна) і «ланцюжок». Зазначена модель сумісна з цілями організації і характеристиками навколишнього середовища і відображає існуючу взаємодію її складових елементів з урахуванням відповідного ступеня складності, стандартизованих процедур і централізованого ПР.

2. Обчислені коефіцієнти і показники зв'язності, структурної надмірності, моменту групи, рівномірності розподілу зв'язків, структурної компактності, діаметра структури, ступеня централізації, периферійності вузлів та графа у цілому тощо. Зокрема встановлено, що система є зв'язаною, тобто не має жодного елементу чи підсистеми, які б були функціонально відокремлені від інших; має максимальну структурну надмірність, тому втрата якогось зв'язку не призведе до організаційного дисбалансу в керуванні нею; має діаметр, що дорівнює сьому крокам-ребрам між максимально віддаленими елементами, який може бути скороченим за рахунок надання права підсистемам верхнього рівня втручатися в діяльність підсистем нижнього на глибину до трьох рівнів.

3. Обчислені значення показника моменту групи дозволили виявити осіб з явним структурно-функціональним перевантаженням, яке знаходиться на межі і навіть виходить за границі психофізіологічних можливостей Л-О. Запропоновано облаштувати їх робочі місця засобами штучного інтелекту, зокрема СППР.

4. Методи організаційної ергономіки і теорії графів є незвичайно корисними як для ретроспективного аналізу функціональної досконалості діючих структуру управління, так і для проактивного дослідження організаційних структур, що розробляються.

5. Подальші дослідження з застосування методів організаційної ергономіки і теорії графів слід проводити у напрямках визначення функцій на графах та моделювання структурної ефективності методами інформаційних ланцюгів проф. А.О. Денисова.

Література

1. Человеческий фактор в управлении и организации [Текст]: сб. материалов №10 – Циркуляр ИКАО 247-AN/148, Монреаль, Канада, 1993. – 47 с.
2. Рева, О.М. Влияние на безопасность полетов особ-

ливостей взаимодействия элементов эргатической системы “экипаж (пилот) – воздушное судно – орган управления воздушным движением” [Текст] / О.М. Рева, А.А. Бекмухамбетов, Г.М. Селезнев // Научные труды академии. – Кировоград: ДЛАУ, 2002. – Вып. VI, Ч. I. – С. 147-155.

3. Hendrick, Hal. Ergonomics in organization and management [Text] / Hal. Hendrick // Ergonomics. – 1991. – Vol. 34, № 6. – P.743–756.

4. Руководство по медицине [Текст]: Док. ICAO 8984 – AN/895. – Монреаль, Канада, 1985. – 435 с.

5. Рева, А.Н. Концепция безопасного экипажа и оценка надежности взаимозаменяемости его членов [Текст] / А.Н. Рева, К.М. Тумишев // Безопасность полетов и профилактика авиационных происшествий: тез. докл. V Всесоюз. НПК по безопасности полетов. – Секция 1: Комплексное исследование проблем безопасности полетов и профилактика авиационных происшествий. – Ленинград, 1 – 3 нояб. 1988 г. – Л.: АГА, 1988. – С. 40.

6. Руководство по предотвращению авиационных происшествий [Текст]: Док. ИКАО 9422 – AN / 923. – Монреаль, Канада, 1984. – 144 с.

7. Safety culture: Its importance in future risk management [Text] / B. Turner, N. Pidgeon, D. Blockley, B. Toft // The Second World Bank Workshop on Safety Control and Risk Management, 1989: Karstedt, Sweden.

8. Wood, R.H. Aviation Safety Programs [Text] / Richard H. Wood // A Management Handbook. LAP incorporated, Casper, Wyoming, USA, 1991.

9. Контроль факторов угрозы и ошибок (КФО) при управлении воздушным движением [Текст]: Циркуляр ИКАО 314-AN/178. – Монреаль, Канада, 2008.

10. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) [Текст]. – Изд-е второе. – Док. ICAO AN/474. – Монреаль, Канада, 2009.

11. Нечипоренко, В.И. Структурный анализ систем (Эффективность и надежность) [Текст] / В.И. Нечипоренко. – М.: Сов. радио, 1977. – 216 с.

12. Надежность и эффективность в технике [Текст]: справ. в 10 т. Т.1. Методология. Организация. Терминология / под ред. А.И. Рембезы. – М.: Машиностроение, 1986. – 224 с.

13. Надежность и эффективность в технике [Текст]: сп. в 10, т. Т.3. Эффективность технических систем / под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.

14. Перегудов, Ф.И. Введение в системный анализ [Текст]: учеб. пособие / Ф.И. Перегудов, Ф.П. Тарасенко. – М.: Высш. шк., 1989. – 367 с.

15. Денисов, А.А. Теория больших систем управления [Текст]: учеб. пособ. / А.А. Денисов, Д.Н. Колесников. – Л.: Энергоиздат, 1981. – 238 с.

16. Шибанов, Г.П. Количественная оценка деятельности человека в системах “человек-техника” [Текст] / Г.П. Шибанов. – М.: Машиностроение, 1983. – 263 с.

17. Кларк, Дж. Системологія: Автоматизація рішення системних задач [Текст]: пер. с англ. / Дж. Кларк; под ред. А.И. Горлина. – М.: Радио і зв'язь, 1990. – 544 с.

18. Рева, О.М. Колективні рішення у невеликій групі авіаційних операторів [Текст]: конспект лекцій з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 33 с.

19. Зигель, А. Модели группового поведения в системе "человек - машина" (с учетом психосоциальных и производственных факторов) [Текст]: пер. с англ. / А. Зигель, Дж. Вольф; под ред. Г.Е. Журавлева. – М.: Мир, 1973. – 263 с.

20. Ивашкин, Ю.А. Структурный анализ и синтез систем человеко-машинных систем управления производством [Текст] / Ю.А. Ивашкин // Приборы и системы управления. – 1978. – № 7. – С. 4.

21. Основы инженерной психологии [Текст]: учеб. для вузов / Б.А. Душков, Б.Ф. Ломов, В.Ф. Рубахин и др.; под ред. Б.Ф. Ломова. – М.: Высш. шк., 1986. – 448 с.

22. Месарович, М.Д. Теория иерархических многоуровневых систем [Текст] / М.Д. Месарович, Д. Мако, И. Такахага. – М.: Мир, 1973. – 344 с.

23. Цвиркун, А.Д. Структура многоуровневых и крупномасштабных систем. Синтез и планирование развития [Текст] / А.Д. Цвиркун, В.К. Акинфиев. – М.: Наука, 1993. – 160 с.

24. Заде, Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений [Текст]: пер. с англ. / Л. Заде; под ред. Н.Н. Моисеева, С.А. Орловского. – М.: Мир, 1976. – 165 с.

25. Берж, К. Теория графов и ее применение [Текст]: пер. с франц. / К. Берж. – М.: ИЛ, 1962. – 320 с.

26. Человеческий фактор. В 6 т., Т.6. Эргономика в автоматизированных системах [Текст]: пер. с англ. / М. Вайсер, Б. Шнейдерман, Р. Уиллидж и др. – М.: Мир, 1992. – 522 с.

27. Бурков, В.Н. Теория графов в управлении организационными системами [Текст]: учеб. пособ. / В.Н. Бурков, А.Ю. Заложнев, Д.А. Новиков. – М.: СИНТЕГ, 2001. – 124 с.

28. Организационная психология [Текст] / Л.А. Вережагина, П.К. Власов, И.М. Карелина, Л.А. Киселева, С.Г. Тарасов, Г.В. Суходольский. – Х.: Изд-во Гуманитарный центр, 2004. – 256 с.

29. Заложнев, А.Ю. Внутрифирменное управление. Оптимизация процедур функционирования [Текст] / А.Ю. Заложнев. – М.: ЗАО ПМСОФТ, 2005. – 290 с.

30. Занковский, А.Н. Организационная психология [Текст]: учебное пособие для вузов по специ-

альности «Организационная психология» / А.Н. Занковский. – М.: Флинта:МПСИ, 2006. – 648 с.

31. Герасимов, Б.М. Організаційна ергономіка: Методи та алгоритми досліджень і проектування: монографія [Текст] / Б.М. Герасимов. В.В. Камішин. – К.: Інфосистем, 2009. – 212 с.

32. Толочек, В.А. Современная психология труда [Текст]: учеб. пособ. / В.А. Толочек. – СПб.: Питер, 2009. – 479 с.

33. Оцінка ефективності функціональної організації диспетчерської зміни методами теорії графів [Текст] / О.М. Рева, Б.Ф. Сагун, С.Д. Кульнарзов, Ю.В. Юрченко, Н.В. Борота // Наукові праці академії. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – Вип. III. – Ч. II. Моделювання та управління в аеронавігаційних системах. – С. 30-35.

34. Рева, О.М. Показатели структурной эффективности организации диспетчерской смены как малой группы авиационных операторов [Текст] / О.М. Рева, С.Д. Кульнарзов // Перспективы развития гражданской авиации и подготовка высококвалифицированных кадров: сб. тр. 1-й междуна. конф. – Алматы, 18-22 сентября 2000 г. – Алматы: КазГУ, 2000. – Ч. I. – С. 83-92.

35. Оцінка ефективності структурної організації екіпажів повітряних суден як невеликих груп операторів [Текст] / О.М. Рева, С.А. Іванов, І.В. Коцарь, Я.В. Лішанков // Наукові праці академії. – Кіровоград: ДЛАУ, 2000. – Вип. V, Ч. I. – С. 240-251.

36. Голант, Ю.А. К вопросу оценки деятельности группы операторов в системе управления [Текст] / Ю.А. Голант // Приборы и системы управления. – 1970. – № 10. – С. 8-10

37. Miller, G. The magical number seven, plus or minus two: some limits on or capacity for processing information [Text] / G. Miller // Psychological Review. – 1956. – N 63. – P. 81-97

38. Козелецкий, Ю. Психологическая теория решений [Текст]: пер. с польск. / Ю. Козелецкий; под ред. Б.В. Бирюкова. – М.: Прогресс, 1979. – 504 с.

39. Психология труда [Текст]: пер. со словац. / Петер Крбатя, Й. Мюллер и др.; общ. ред. и предисл. К.К. Платонова. – М.: Профиздат, 1979. – 216 с.

40. Паркинсон, С.Н. Законы Паркинсона [Текст]: пер. с англ. / С.Н. Паркинсон. – М.: Прогресс, 1989. – 448 с.

41. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах [Текст] / Человеческий фактор: Сб. м-лов № 7. – Циркуляр ИКАО 240-AN/144.- Монреаль, Канада, 1993. – 76 с.

Надійшла до редакції 25.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

ОЦЕНКА СТРУКТУРНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СЛУЖБЫ ДВИЖЕНИЯ (НА ПРИМЕРЕ КРАСНОЯРСКОГО ЦЕНТРА ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ)

А.Н. Рева, В.И. Вдовиченко, И.М. Устименко

Ориентируясь на признаки так называемой безопасной организации, сформулированные ИКАО как обобщение опыта эффективного и безопасного функционирования ведущих авиакомпаний мира, и учитывая влияние человеческого фактора на эффективность этого функционирования, адаптирован математический аппарат теории графов для проактивного исследования совершенства официальных авиационных структур путем определения коэффициентов и показателей связности, структурной избыточности, момента группы, равномерности распределения связей, структурной компактности, диаметра структуры, степени централизации, периферийности узлов и графа в целом и тому подобное. Практическое применение отмеченных методов проиллюстрировано на исследовании официальной структуры функциональной организации службы движения Красноярского центра обслуживания воздушного движения. Построена формальная модель-граф, совместимая с целями организации и характеристиками окружающей среды и отображающая существующее взаимодействие ее составных элементов с учетом соответствующей степени сложности, стандартизированных процедур, централизованного принятия решений.

Ключевые слова: структурная безопасность авиационных систем, методы теории графов и структурного анализа, служба движения, показатели эффективности структурной организации.

ASSESSMENT OF STRUCTURAL EFFICIENCY OF THE AIR TRAFFIC DEPARTMENT (ON THE EXAMPLE OF THE KRASNOYARSK CENTER OF AIR TRAFFIC SERVICE)

A.N. Reva, V.I. Vdovichenko, I.M. Ustimenko

Mathematical apparatus of the theory of graphs for pro-active research of official aviation structures perfection by a method of coefficients' determination and connectivity of factors, structural redundancy, the moment of group, uniformity of connection distribution, structural compactness, diameter of structure, extent of centralization, a peripheral of constructions and graphs have been adapted. This has been done being guided by the criteria of the so-called safe organization formulated by ICAO as synthesis of experience of effective and safe functioning of the world leading airlines, and considering influence of a human factor on efficiency of this functioning. Practical application of methods mentioned above is illustrated on research of official structure of the functional organization of an Air Traffic department of the Krasnoyarsk center of Air Traffic service. The formal model graph compatible to the purposes of organization and environment characteristics displaying existing interaction of its components is constructed, taking into account the corresponding degree of the complexity, the standardized procedures, the centralized decision-making.

Key words: structural safety of aviation systems, methods of the theory of graphs and structural analysis, Air Traffic department, indicators of the structural organization efficiency.

Рева Олексій Миколайович – доктор технічних наук, професор, професор кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, Кіровоград, Україна, e-mail: ran54@meta.ua.

Вдовиченко Василь Іванович – генеральний директор Некомерційної освітньої установи «Корпоративний центр підготовки персоналу – Інститут аеронавігації», Москва, Російська Федерація, e-mail: vdovichen@aeronav.ru.

Устименко Іван Михайлович – старший диспетчер-інструктор тренажера відділу професійної підготовки персоналу обслуговування повітряного руху Держкорпорації по організації повітряного руху «Аеронавігація Центрального Сибіру», Красноярськ, Російська Федерація, e-mail: ustimenkoivan@inbox.ru.

УДК: 51-33:271.26:629.735.072.8.08(045)

С.П. БОРСУК

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

РЕГИСТРАЦИЯ «ПЛАВАЮЩЕЙ» УСПЕВАЕМОСТИ ОПЕРАТОРОВ ПРИ ПОМОЩИ ТАБЛИЦ ПРИНАДЛЕЖНОСТИ

В статье рассматривается использование таблиц принадлежности для регистрации успеваемости оператора после многократного прохождения им одного и того же контроля знаний. Приведено описание такой таблицы принадлежности, раскрыто назначение её элементов и описаны используемые в таблице измерения. Пошагово описан процесс заполнения таблицы принадлежности результатами контроля знаний; вычисление разностей между результатами смежных процессов контроля знаний и занесение этой информации во вспомогательные таблицы; описано объединение вспомогательных таблиц и их особое свойство; описано вычисление количества изменений уровня знаний оператора по каждой из ключевых задач и использование полученных результатов для выделения потенциально сложных тем.

Ключевые слова: обучение оператора, контроль знаний, регистрация успеваемости, таблицы принадлежности.

Введение

Существенное влияние человеческого фактора (ЧФ) на безопасность авиационных транспортных систем (АТС) [1] способствовало разработке и реализации разнообразных концепций по контролю соответствующих угроз и управлению безопасностью полетов (БП) [2, 3]. При этом, учитывая стоимость профессиональной подготовки (ПП) авиационных операторов, немаловажным считается совершенствование ее процессов на тренажерах [4 – 7], поскольку именно во время тренировок на них мастерство, скажем, пилотов может быть доведено до наивысшего уровня операторской подготовки, называемого «режимом синхронного генератора» [8, 9]

Отметим, что в процессе обучения авиационного оператора на тренажере некоторые изучаемые темы, процессы и явления профессиональной деятельности в силу самых разнообразных причин объективного и субъективного характера не усваиваются им на уровне, требуемом для надлежащего обеспечения БП, и требуют дополнительной отработки. В процессе таких повторов оператор заново изучает теоретическое и практическое содержание отрабатываемого упражнения, и после окончания повторного изучения опять таки заново проходит контроль знаний.

Естественно, что в случае, когда оператор имеет дело с достаточно сложной системой управления, весь объем пройденного им материала при каждом контроле должен быть перепроверен заново. В случае нескольких таких проверок могут возникать си-

туации, когда на каждом контроле знаний неудовлетворительными будут признаны различные разделы, темы, упражнения пройденного материала при постоянно повышающемся общем уровне ПП. Однако, соответствующие рекомендации по мониторингу уровня ПП авиационных операторов формируются, как правило, исходя из богатого личного опыта летно-методической работы (ЛМР) их разработчиков, поэтому не являются оптимальными.

1. Анализ предыдущих исследований и публикаций

В качестве отправной точки используется идея разделения учебных материалов на элементарные информационные единицы [10], которая была впоследствии спроецирована на учебные сценарии авиационных тренажеров. Для регистрации таких элементарных учебных единиц были предложены так называемые таблицы принадлежности [11, 12], определяющие наличие или отсутствие элементов в какой-либо группе. Данный способ учёта качества ПП легко может быть использован при контроле знаний оператора при условии, что бинарное оценивание приемлемо. Как правило в случаях оценки знаний по работе со сложными технологическими системами, которые представляют угрозу для человеческих жизней такое оценивание наиболее приемлемо, в отличие от шкал различной степени градации, которые используются в педагогике [13-15].

Указанный недостаток связан с тем, что нарушаются главные постулаты теории измерений [16 –

18 и др.], когда с этими баллами, измеренными в шкале упорядочения (ранговой), пытаются осуществлять математические действия, как если бы это были результаты физико-технических измерений.

Хотя, как показывают результаты исследований, проведенных под руководством проф. А.Н. Ревы [19 – 25 и др.] указанные недостатки достаточно легко устраняются методами теории лингвистических переменных и нечетких множеств [26 – 29 и др.].

2. Постановка задачи исследований

В ходе многократного прохождения оператором контроля знаний на тренажёре возможны ситуации, когда одна и та же задача будет решена им с различным результатом. На это влияет два фактора – дополнительное изучение, которое позволяет оператору лучше подготовиться к контролю знаний и повысить оценку и забывание учебного материала, которое приводит к её понижению. В случае сложных технологических систем, когда оператор постоянно изучает большой объём учебного материала и повторно проходит контроль знаний возможно возникновение ситуации с чередованием удовлетворительных и неудовлетворительных оценок за выполнение им одного и того же задания. Такое чередование будем называть «плавающей» успеваемостью.

Целью данной статьи является демонстрация использования таблиц принадлежности для регистрации «плавающей» успеваемости оператора при обучении на тренажёре.

2.1 Таблицы принадлежности и операции с ними

Рассмотрим произвольный ограниченный объём учебного материала, усвоение которого проверяется на тренажёре. В результате проведённого контроля знаний будет получена информация по всем задачам, которые решались оператором. Для хранения результатов оценивания успеваемость оператора по бинарной шкале будем использовать элементы a , каждый из которых будет принимать значение 1 если контроль знаний пройден успешно и 0 если контроль знаний был провален. Из таких элементов составим таблицу называть таблицей принадлежности.

Любая произвольная таблица принадлежности A состоит из множества упорядоченных элементов $A = \|a_{ij}\|$ [10]. Эти элементы упорядочены по такому количеству измерений, какое необходимо для полноценного описания предметной области знаний элементами a_{ij} .

В случае учёта успеваемости одного оператора при прохождении одного и того же контроля знаний, такие измерения могут учитывать номер прохождения и номера ключевых задач.

Пусть количество прохождений равно 1, а количество ключевых задач равно m . Тогда после первого прохождения тренировочного упражнения и соответствующего его контроля таблица примет вид

$$A = (a_{11}, a_{12}, \dots, a_{1m}). \quad (1)$$

Элементы такой таблицы будут показывать – правильно ли были решены оператором ключевые задачи текущего контроля знаний.

Для конкретного оператора, прошедшего контроль знаний 1 раз таблица примет вид:

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1m} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2m} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{i1} & a_{i2} & \dots & a_{im} \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где a_{ij} – элемент таблицы ($i = \overline{1, l}$, $j = \overline{1, m}$), соответствующий j -й ключевой задаче, удовлетворительно решённой во время i -го контроля знаний.

При необходимости можно добавить в таблицу информацию о выполнении оператором других контролей знаний, или информацию о прохождении другими операторами аналогичного контроля знаний. В случае добавления какой-либо дополнительной информации количество измерений таблицы будет возрастать на 1 для каждого дополнительного параметра.

Перечень операций с таблицами принадлежности, которые автором предложено считать элементарными включает в себя сложение, вычитание, добавление, исключение, слияние, сечение [11] и операцию деления [12].

2.2. Учёт «плавающей» успеваемости оператора

Рассмотрим таблицу принадлежности A , содержащую информацию о результатах нескольких прохождений одного и того же контроля знаний одним оператором. Изначально при отсутствии данных таблица будет пустой: $A = (\emptyset)$. Результаты прохождения оператором несколько раз одного и того же контроля знаний, составляют статистику для заполнения таблицы, аналогичной таблице (2).

В строках в таблицы вида (2) будут находиться элементы, относящиеся к одному прохождению контроля знаний, определяющие успешность при решении ключевой задачи. В столбцах будут находиться элементы, относящиеся к одной ключевой задаче.

Элемент таблицы будет принимать значение $a_{ij}=1$ если оператор справился с выполнением дан-

ной ключевой задачи удовлетворительно при данном прохождении контроля знаний. В противном случае элемент таблицы будет принимать значение $a_{ij} = 0$.

Единая таблица A может быть также представлена в виде множества таблиц A_i , каждая из которых будет представлять успеваемость оператора при i -м прохождении им ключевых задач контроля знаний.

По определению [11, 12] результатом добавления таблицы B в таблицу A является таблица $\tilde{A}$. Значения всех кроме одного измерения таблиц A и B должны совпадать. Значение последнего измерения таблицы $\tilde{A}$ принимает значение суммы последнего измерения таблиц A и B . И очевидно, что получить исходную таблицу A можно путём последовательного добавления таблиц $A_{i=2}, A_{i=3}, \dots, A_{i=n}$ в таблицу $A_{i=1}$, или:

$$A_{i=1} \cup A_{i=2} \cup A_{i=3} \cup \dots \cup A_{i=n} \rightarrow A. \quad (3)$$

Имея i таблиц, каждая из которых представляет «срез» успеваемости оператора можно определить – какие из ключевых задач решались оператором с переменным успехом. Для этого определим $i-1$ таблиц, в которые будем заносить информацию про изменение успеваемости оператора, опираясь на данные двух соседних таблиц A_i и A_{i+1} . По определению [11, 12] результатом вычитания таблиц A и B будет являться таблица $\tilde{A}$ и таблица $\tilde{B}$. В таблице $\tilde{A}$ такие $a_{ijk} = 1$, которые были равны 1 в таблице A при условии, что $b_{ijk} \neq 0$ (для $\forall i, \forall j, \forall k$).

Произведём вычитание $A_i - A_{i+1}$ для всех $i = 1..(1-1)$. Примем обозначение $A_i - A_{i+1} \rightarrow \Delta^1 A_i$.

Произведём вычитание $A_{i+1} - A_i$ для всех $i = 1, (n-1)$. Примем обозначение $A_{i+1} - A_i \rightarrow \Delta^2 A_i$.

По определению [11, 12] результатом сложения таблиц A и B будет являться таблица $\tilde{A}$ и таблица $\tilde{B}$. В таблице $\tilde{A}$ такие $a_{ijk} = 1$, которые были равны 1 в таблице A или те, у которых значения индексов совпадают с $b_{ijk} = 1$ (для $\forall i, \forall j, \forall k$).

Произведём сложение

$$\Delta^1 A_i + \Delta^2 A_i \rightarrow \Delta A_i, \quad \forall i = 1, (1-1).$$

В результате получим набор таблиц $\Delta A_1, \Delta A_2, \dots, \Delta A_{m-1}$, определяющих, менялся ли уровень знаний оператора по каждой из ключевых задач между парами контролей знаний.

Из полученных таким образом таблиц путём объединения можно построить обобщенную таблицу

$$\Delta A = \Delta A_1 \cup \Delta A_2 \cup \dots \cup \Delta A_{m-1}. \quad (5)$$

Элементы таблицы ΔA показывают изменение уровня знаний оператора в соседних прохождениях контроля знаний.

Таблица Δ_i обладает следующим свойством. Если взять таблицу $\Delta_{i=1}$ и начать проводить операции объединения с таблицами Δ_i последовательно начиная с $i=1$, то после проведения x объединений таблица A_i будет показывать результаты прохождения оператором $(i+1)$ -го контроля знаний.

Подсчитаем сумму изменений уровня знаний оператора для каждой ключевой задачи. Обозначим такую сумму S_j для j -й задачи. $S_j = \sum_{i=1..1-1} \Delta a_{ij}$.

Полученный параметр показывает, как часто менялся уровень знаний оператора по j -й ключевой задаче в ходе нескольких последовательных процессов тестирования. Важно отметить, что этот параметр не учитывает – стал ли уровень выше требуемого, или наоборот упал ниже нормы. Это так, поскольку в параметр входят как элементы таблиц $\Delta^1 A_i$ так и $\Delta^2 A_i$.

Обозначим параметром P количество изменений, при которых можно считать, что оператор испытывает трудности с освоением теоретических и практических материалов для решения какой-то отдельной ключевой задачи. Таким образом, если $S_j < P$, то можно с уверенностью сказать, что для данного оператора изучение материалов по j -й ключевой задаче требует дополнительного времени и усилий, а возможно и персонального подхода.

Заключение

Учитывая, что информация в таблице содержится в бинарной форме их использование вычислительной техникой, входящей в состав современных тренажёров может производиться на языке программирования любого уровня, что является несомненным достоинством.

Для группы операторов, проходящих обучение по одним и тем же сценариям, собранная информация может быть с лёгкостью обработана и стать основой для выводов как о персональных способностях операторов, так и о способностях учебных групп, а в некоторых случаях и об адекватности контрольных заданий задачам подготовки.

Литература

1. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах [Текст] // Человеческий фактор: сб. м-лов № 7. – Циркуляр ИКАО 240-AN/144. – Монреаль, Канада, 1993. – 76 с.

2. Контроль факторов угрозы и ошибок (КВО) при управлении воздушным движением [Текст]: Циркуляр ИКАО 314-AN/178. – Монреаль, Канада, 2008.

3. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) [Текст]. – Изд-е второе. – Дос. ICAO AN/474. – Монреаль, Канада, 2009.

4. Плотников, Н.И. Зарубежная практика профессиональной подготовки летного персонала [Текст] / Н.И. Плотников. – М.: ЦНТИ ГА, 1989. – 42 с.

5. Оптимизация профессиональной деятельности инструктора авиационного тренажера [Текст]: научно-практические рекомендации / А.Н. Рева, В.А. Горячев, В.А. Кузнецов и др.; под ред. А.Н. Рева, В.А. Бодрова. – М.: ИПАН АН СССР, 1990. – 126 с.

6. Эргономические методы и средства тренажерной подготовки летного состава [Текст]: научно-практические рекомендации / А.Н. Рева, А.А. Комаров, В.А. Кузнецов и др.; под ред. А.Н. Рева, М.И. Рубца. – Кировоград: ДЛАУ, 1995. – 106 с.

7. Рева, О.М. Програми і системи навчання льотного складу прийняттю рішень в ведучих авіакомпаніях світу [Текст]: методичні вказівки до курсу «Основи теорії прийняття рішень» / О.М. Рева. – Кировоград: ДЛАУ, 1996. – 19 с.

8. Шеридан, Т.Б. Система человек – машина: Модели обработки информации, управления и принятия решения человеком-оператором [Текст]: пер. с англ. / Т.Б. Шеридан, У.Р. Феррел; под ред. К.В. Фролова. – М.: Машиностроение, 1980. – 400 с.

9. Рева, О.М. Проблеми формування у пілота навичок долаання наслідків відмов авіаційної техніки в режимі синхронного генератора [Текст] / О.М. Рева, С.О. Дмитрієв, О.М. Дмитрієв // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2009. – № 2. – С. 97-102.

10. Синеглазов, В.М. Реформирование учебных материалов в автоматизированной системе обучения [Текст] / В.М. Синеглазов, С.П. Борсук // Материалы IX Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2009», Т. 2. – К.: НАУ, 2009. – С. 8.55-8.59.

11. Борсук, С.П. Многомерные таблицы для регистрации данных в системах обучения [Текст] / С.П. Борсук // Електроніка та системи управління. – 2010. – № 2 (24). – С. 100-105.

12. Борсук, С.П. Многомерные таблицы для регистрации успеваемости на тренажерах [Текст] / С.П. Борсук // Електроніка та системи управління. – 2012. – № 1 (31). – С. 155-159.

13. Чельщикова, М.Б. Теория и практика конструирования педагогических тестов [Текст]: учеб. пособие / М.Б. Чельщикова. – М.: Логос, 2002. – 432 с.

14. Майоров, А.Н. Теория и практика создания тестов для системы образования. (Как выбирать, создавать и использовать тесты для целей образования) [Текст] / А.Н. Майоров. – М.: «Интеллектуальный центр», 2001. – 296 с.

15. Самылкина, Н.Н. Современные средства

оценивания результатов обучения [Текст] / Н.Н. Самылкина. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2007. – 172 с.

16. Супес, П. Основы теории измерений [Текст] / П. Супес, Р. Зинес // Психологические измерения. – М.: Мир, 1967. – С. 9-110

17. Азгальдов, Г.Г. О кваліметрії [Текст] / Г.Г. Азгальдов, Э.П. Райхман; под ред. А.В. Гличева. – М.: Изд-во стандартов, 1973. – 172 с.

18. Глас, Дж. Статистические методы в педагогике и психологии [Текст]: пер. с англ. / Дж. Глас, Дж. Стенли; общ. ред. Ю.П. Адлера. – М.: Прогресс, 1976. – 496 с.

19. Рева, О.М. 12 балів: український компроміс європейської "полегшеної шкали оцінювання" [Текст] / О.М. Рева, О.Ф. Штанько, І.А. Добрянський // Вища школа: наук.-практ. видання. – К., 2005. – № 4. – С. 40-55

20. Рева, О.М. Нечітка формалізація процесів управління професійною підготовкою льотного персоналу [Текст] / О.М. Рева, В.А. Шульгін // Проблеми інформатизації та управління: зб. наук. праць. – К.: НАУ, 2006. – Вип. 2. – С. 101-104

21. Василенко, Н.О. Шляхом Болонського процесу: Методологічні засади формування термноміжнини лінгвістичної змінної "Рівень навчальних досягнень" [Текст] / Н.О. Василенко, О.М. Рева, В.В. Василенко // Наукові записки: зб. наук. праць Нац. педагогічного ун-ту ім. М.П. Драгоманова. – К.: КПУ ім. М.П. Драгоманова, 2006. – Вип. LXII. – С. 40-55.

22. Рева, О.М. Шляхом Болонського процесу: комплекс моделей кваліметрії і узгодженості рівнів навчальних досягнень студентів у різних оцінних системах [Текст] / О.М. Рева, В.В. Федієнко // Проблеми освіти: наук.-метод. зб. – К.: ІТЗО, 2007. – Вип. 50. – С. 3-7.

23. Рева, О.М. Кількісна і лінгвістична відповідність рівнів сформованості компетентності студентів [Текст] / О.М. Рева, В.В. Камишин, О.В. Тімець // Навчання і виховання обдарованої дитини: теорія і практика: зб. наук. пр. – К.: ІОД, 2010. – Вип. 14. – С. 88-101.

24. Рева, О.М. Лінгвістично-статистичний підхід до формування відповідей респондентів на тестові завдання [Текст] / О.М. Рева, Л.М. Макаренко, Р.П. Бідненко // Людський чинник у транспортних системах: м-ли II Міжнар. наук. конф. (ЛЧТС), 2-3 червня 2010 р. – К., 2010. – С. 51-52.

25. Нечіткі моделі ергономічної кваліметрії точності пілотування [Текст]: моногр. / О.М. Рева, В.В. Камишин, В.А. Шульгін, С.В. Недбай; за ред. О.М. Рева. – Рівне: Овід, 2010. – 106 с.

26. Заде, Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений [Текст]: пер. с англ. / Л. Заде; под ред. Н.Н. Моисеева, С.А. Орловского. – М.: Мир, 1976. – 165 с.

27. Кофман, А. Введение в теорию нечетких множеств [Текст]: пер. с франц. / А. Кофман; под

ред. С.И. Травкина. – М.: Радио и связь, 1982. – 432 с.

28. Зайченко, Ю.П. Исследование операций: Нечеткая оптимизация [Текст] / Ю.П. Зайченко. – К.: Вища школа, 1991. – 191 с.

29. Герасимов, Б.М. Человеко-машинные системы принятия решений с элементами искусственного интеллекта [Текст] / Б.М. Герасимов, В.А. Тарасов, И.В. Токарев. – К.: Наук. думка, 1993. – 184 с.

Поступила в редакцию 26.05.2012

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

РЕЄСТРАЦІЯ «ПЛАВАЮЧОЇ» УСПІШНОСТІ ОПЕРАТОРІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ТАБЛИЦЬ НАЛЕЖНОСТІ

С.П. Борсук

У статті розглядається використання таблиць належності для реєстрації успішності оператора після багаторазового проходження ним одного й того ж самого контролю знань. Наведено опис такої таблиці належності, розкрито призначення її елементів та описано використані у таблиці виміри. Крок за кроком описано процес заповнення таблиці належності результатами контролю знань; обчислення різниці між результатами суміжних процесів контролю знань та занесення цієї інформації у допоміжні таблиці; описано об'єднання допоміжних таблиць та їх особиста властивість; описано обчислення кількості змін рівня знань оператора по кожній з ключових задач та використання отриманих результатів для визначення потенційно складних тем.

Ключові слова: навчання оператора, контроль знань, реєстрація успішності, таблиці належності.

REGISTRATION OF OPERATORS "FLOATING" PROGRESS WITH HELP OF PERTAINMENT TABLES

S.P. Borsuk

The usage of pertainment tables for operators progress registration after multiple knowledge control execution is considered in the article. Such table description is given, the purpose of its elements is described and used dimensions are explained. Step-by-step table filling process is described. Difference calculation between adjacent knowledge controls and those results recording in the auxiliary table are described. Auxiliary tables union and their special property is given. Calculation of operator knowledge level changes for each control task is proposed as well as results usage for determining of potentially complicated topics is described.

Key words: operator study, knowledge control, progress registration, pertainment tables.

Борсук Сергей Павлович – кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных компьютерно-интегрированных комплексов Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail; greyls@yandex.ru.

УДК 681

О.П. СТАШИНСЬКИЙ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

СИСТЕМА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОГО УПРАВЛІННЯ РОБОТОТЕХНІЧНИМ ПРИСТРОЄМ ДЛЯ ДІАГНОСТИКИ ТРУБОПРОВОДІВ КОМПРЕСОРНИХ СТАНЦІЙ

Запропонована ідея впровадження системи інтелектуального управління робототехнічним діагностичним комплексом для проведення внутрішньо-трубної діагностики об'єкти компресорних станцій. Приведено аналіз і коротку характеристику складності виконання таких діагностичних робіт із послідовним їх вирішенням за допомогою запропонованої методики. Проведено опис системи інтелектуального управління з наступною характеристикою її елементів в залежності від процесу виконання поставлених завдань. Приведені методи їх вирішення в рамках штучного інтелекту. Розглянуті особливості пересування робототехнічного пристрою в робочому середовищі з проведенням оцінки, та вирішення поставлених завдань, а також плануванням непередбачених обставин. Запропонована дворівнева модель такого процесу та типова схема управління рухом пристрою. Представлені комплексні методи проведення діагностики за допомогою даної системи.

Ключові слова: діагностика, робототехнічний пристрій, зовнішнє середовище, штучний інтелект, база знань, задача, модель.

Вступ

Для забезпечення надійної та безпечної експлуатації компресорних станцій (КС), враховуючи той факт, що переважна частина трубопроводної об'єкти експлуатується понад встановлений термін, необхідне більш глибоке періодичне проведення оцінки технічного стану трубопроводів КС, а також контроль стану їх внутрішньої порожнини. На більшій частині трубопроводів об'єкти КС (особливо підземні ділянки) технічна діагностика їх внутрішньої порожнини не проводилась з початку експлуатації.

Нова методика проведення діагностики повинна дозволити виявити дефекти різноманітного походження, визначити їх характер і розмір, відповідно класифікувати їх за ступенем небезпеки та встановити черговість проведення ремонтів. При цьому значно скоротити загальні об'єми ремонтних робіт.

Проведення діагностики внутрішньої порожнини трубопроводної об'єкти компресорних станцій повинно виконуватись виключно автоматизованими пристроями даного призначення, оскільки виконання таких робіт безпосередньо людиною на діючих КС технологічно неможливе.

1. Аналіз проведених досліджень

Проаналізувавши масштаб і складність проведення таких робіт із використанням автоматизованого, телекерованого робототехнічного пристрою, необхідно врахувати ряд факторів які несуть безпосередній вплив на

процес його роботи [1 – 4]: 1) висока достовірність результатів виявлення дефектних ділянок; 2) можливість пересування по вертикальних ділянках трубопроводів, проходження вертикальних трійників та перешкод таких як “термокармани”, “дріпи”; 3) забезпечення високої надійності та маневреності руху, що виключало б необхідність проведення додаткових технологічних робіт (додаткові врізки, розкриття порожнини трубопроводу і т. п.); 4) відсутність обмеження в дальності проходження; 5) досконала система управління, та передбачення надійного зв'язку з оператором [3].

2. Постановка задачі

Для вирішення цього питання необхідно розробити робототехнічний пристрій для проведення внутрішньо-трубної діагностики, із системою інтелектуального управління [2], який б враховував значення вищезазначених факторів. Така система повинна передбачати вирішення наступних задач:

- 1) обробка сенсорної інформації;
- 2) формування моделей зовнішнього середовища;
- 3) прийняття рішень і планування подальших дій;
- 4) керування рухом;
- 5) створення інтелектуального інтерфейсу між оператором і власне роботом.

3. Система інтелектуального управління

На рис. 1 показана загальна структурна схема системи інтелектуального управління таким при-

строєм. В центрі схеми знаходиться блок пам'яті з двохстороннім зв'язком з іншими системами обробки інформації. Об'єм і рівень організації пам'яті – головний показник інтелектуального потенціалу ро-

бота. В блок пам'яті входить база знань – основа інтелекту, та база даних – як про зовнішнє середовище так і про внутрішній стан системи а також операції, які вони можуть виконувати.

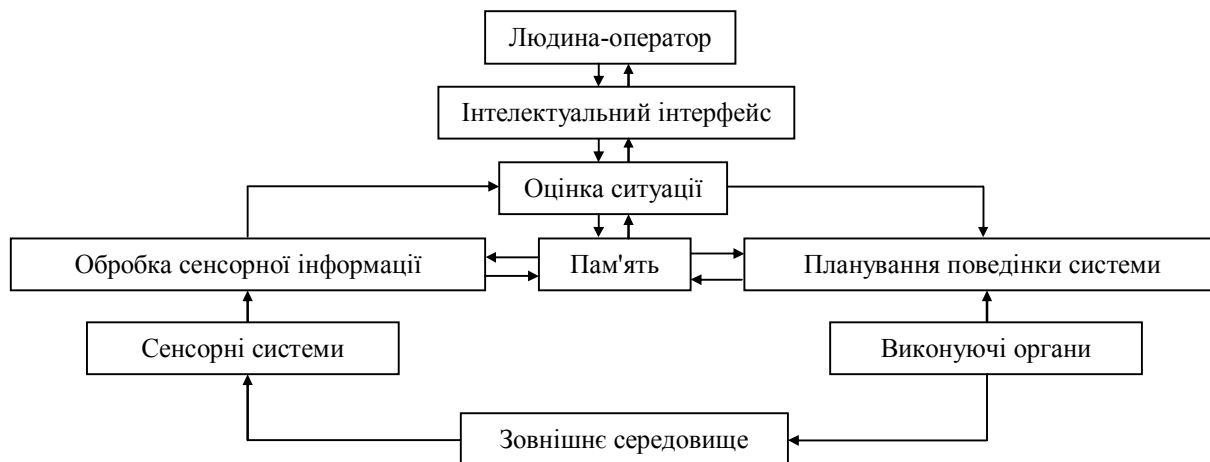


Рис. 1. Схема системи інтелектуального управління робототехнічним пристроєм

База знань зовнішнього середовища містить як апіорну інформацію, що заноситься до початку роботи (координати та геометричні розміри досліджуваних ділянок, місце виникнення передбачених перешкод, модель руху та режими роботи допоміжних систем і т.п.) так і оперативну, сенсорну інформацію, яка надходить в процесі роботи при виконанні поставлених задач (виявлення непередбачених перешкод та шлях їх обходу), а також в процесі його спеціальних пізнавальних дій для вивчення зовнішнього середовища (виявлення різного роду дефектів). Такий опис інформації носить ієрархічну структуру. Опис робочої зони включає в себе набір планів всієї зони та її частин, які відрізняються як масштабом, точністю, так і ступенем узагальнення сенсорної інформації (візуальний огляд, звичайне дослідження ділянки, детальне дослідження з класифікацією дефекту). База знань про зовнішнє середовище включає в себе також правила, що дозволяють моделювати можливі зміни середовища. Логічні моделі базуються на апараті математичної логіки.

Інші елементи схеми також мають ієрархічну структуру, рівні яких зв'язані один з одним по вертикалі. В свою чергу показані на схемі з'єднання блоків здійснюються багатоканально між однойменними рівнями по горизонталі.

Блок обробки сенсорної інформації отримує з блоку пам'яті екстраполяцію зміни навколишнього середовища, а передає в нього корекцію даного стану на рівні безпосереднього сенсорного відображення середовища.

Блоки оцінки ситуації та планування поведінки системи отримують з блоку пам'яті поточну модель зовнішнього середовища, а передають в нього оцінку по визначених критеріях і синтезований план управ-

ління рухами систем робота, відповідно. При синтезі цього плану використовуються різні методи вирішення задач, розроблені в рамках штучного інтелекту, в тому числі:

- пошук прийняття рішення в просторі стану (знаходження послідовності перестроювання з наявного вихідного стану в цільовий кінцевий);
- зведення задачі до підзадач (послідовне розбиття задачі на підзадачі, навіть до елементарних, розв'язок яких аналітично відомий) ;
- розв'язок в формі доведення теорем (формулювання задачі як теореми і її рішення на базі системи аксіом).

Блок інтелектуального інтерфейсу, окрім зв'язку з оператором, в загальному випадку повинен бути двосторонньо зв'язаний зі всіма переліченими функціональними блоками.

Особливості пересування робота по внутрішній порожнині системи трубопроводів об'язки КС полягають у тому, що модель зовнішнього середовища, в якому він рухається, представляє собою карту місцевості, яка крім апіорних даних, складається і уточняється в процесі руху на основі сенсорної інформації (системи технічного зору). Ця модель повинна мати як мінімум два рівня по масштабу: перший – в межах функціональної можливості сенсорних систем, другий – для місцевості безпосередньо перед роботом.

Модель першого рівня місцевості служить для прокладання маршруту руху, у відповідності з заданою ціллю. Варіанти цілі – рух по заданому маршруту для виконання діагностики внутрішньої поверхні труби; досягнення заданої точки, з встановленими координатами, з наступним виконанням поставлених задач.

Друга, більш детальна, модель ближньої ділянки місцевості – необхідна для уточнення маршруту безпосередньо перед роботом, враховуючи перешкоди непередбачені на карті місцевості першого рівня. В цілому це є задача забезпечення безпеки руху. Однак для гарантованого вирішення цієї задачі даного інформаційного забезпечення може бути недостатньо. Необхідне встановлення додаткової системи забезпечення безпеки руху, яка контролює кути нахилу несучих елементів корпусу, не допускаючи перевищення їх критичних значень, визначених умовами втрати стійкості; небезпечні непередбачені перешкоди, безпосередньо перед роботом (раптові нахили, технологічні перешкоди); оцінки стану навко-

лишнього середовища (наявність води, конденсату, механічних перешкод) та відповідно зупинка робота, по сигналу даної системи.

На рис. 2 представлена типова схема управління рухом таким роботом [1]. Блок управління рухом БУР здійснює управління тяговими приводами та приводами повороту шасі. Блок побудови маршруту – синтезує траєкторію руху, оптимізуючи її по мінімуму часу виконання завдання, коли в постановку задачі входять умови забезпечення максимальної швидкодії. Блок побудови плану місцевості представляє її в формі, зручній для розв'язання задачі вибору маршруту, зокрема з виділенням небезпечних чи незрозумілих ділянок.

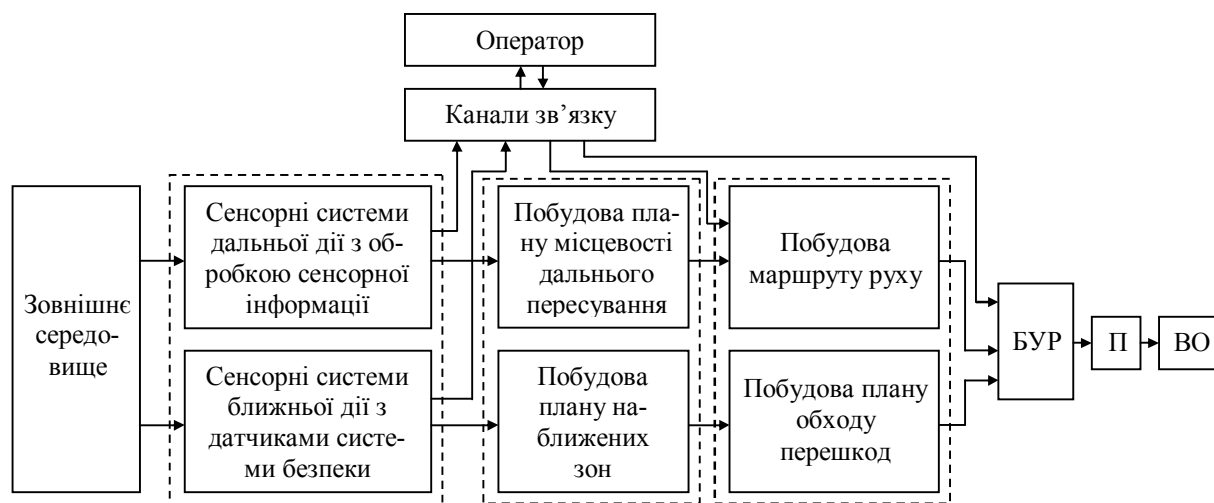


Рис. 2. Типова схема системи управління рухом робототехнічного пристрою: БУР – блок управління рухом; П – приводи; ВО – виконавчі органи

Якщо для виконання поставленої задачі необхідно не більше інформації про ділянку, чим дають сенсорні системи, тоді в блок побудови маршруту сигнали передаються фрагментами по мірі пересування робота. Аналогічно такими ж фрагментами послідовно відбувається і синтез траєкторії руху. На нижньому загальносистемному рівні системи управління знаходиться канал управління рухом в ближній зоні, що включає в себе найбільш детальну модель цієї зони і реалізовує алгоритми забезпечення безпеки руху.

Необхідний рівень адаптації і штучного інтелекту системи визначається ступінню невизначеності та складності місцевості, а також характером поставлених задач. В останньому випадку основне значення має мінімально необхідна ступінь автономності управління роботом, яка визначається переліком його дій які повинні виконуватись без втручання людини-оператора. При цьому враховується і ймовірність тимчасової втрати зв'язку з оператором, обмеження пропускної здатності каналів зв'язку, неповнота та обмежена достовірність інформації, отриманої оператором від робота з затримкою в часі. Наприклад, при дії завади в каналі передачі, оператор

не отримує зображення панорами місцевості перед роботом, він має можливість безпосередньо втручатись в автономний рух робота, для контролю і корегування маршруту руху шляхом вказування окремих проміжних точок траси в момент її спостереження.

4. Проведення діагностики тіла труби

Власне діагностика внутрішньої поверхні трубопроводу здійснюється за допомогою встановленого на пристрій електромагнітно-акустичного модуля з прямим і похилим вводом ультразвукових імпульсів.

Ультразвукові коливання направляються як перпендикулярно до об'єкта контролю, що дозволяє виявляти внутрішні дефекти, орієнтовані паралельно стінкам об'єкту контролю так і під кутом 45°, - в цьому випадку аналізуються сигнали, які здійснили дзеркальне відображення від поверхні. Це дозволяє виявляти радіально розташовані в тілі труби тріщиноподібні дефекти.

Проведення контролю тіла труби здійснюється спіральним та кільцевим скануванням з рівномірним та покроковим пересуванням пристроєм. Результати

сканування обробляються і виводяться на екран ПК, з метою оцінки встановлених дефектів.

Для проведення вимірювального контролю використовується відеокамера з лазерно-голографічною насадкою, по результатах обробки відзнятих зображень якої, проводиться замір дефекту.

Висновок

Запропонована система управління роботом повинна передбачити інтелектуальне виконання діагностичних робіт пристроєм, забезпечення надійності і маневреності руху, передбачення і своєчасне усунення несправності систем та аварійних ситуацій, оперативно здійснювати обмін інформації в залежності від поставлених завдань.

Описані методи контролю повинні дозволити виявляти дефекти різноманітного походження,

визначити їх характер і розмір, відповідно класифікувати їх за ступенем небезпеки.

Література

1. Зенкевич, С.Л. *Управление роботами [Текст]: учебник для вузов / С.Л. Зенкевич, А.С. Ющенко.* – М., 2000. – 400 с.
2. Юревич, Е.И. *Основы робототехники [Текст] / Е.И. Юревич.* – 2-е изд. перераб. и доп. – СПб., 2005. – 416 с.
3. *Довідник працівника газотранспортного підприємства [Текст] / Під ред. В.В. Розганюка, А.А. Рудника, В.М. Коломєєва.* – К.: Росток, 2001. – 1092 с.
4. Газпром, ВНИИГАЗ. *Состояние дел с НТД по ВТД, рассмотрение предложений по разработке новой и корректировке имеющейся документации по ВТД [Текст].* – М.: 2009 – 14 с.

Надійшла до редакції 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедри інформаційних технологій В.П. Квасніков, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

СИСТЕМА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИМ УСТРОЙСТВОМ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ТРУБОПРОВОДОВ КОМПРЕССОРНЫХ СТАНЦИЙ

А.П. Сташинский

Предложена идея внедрения системы интеллектуального управления робототехническим диагностическим комплексом для проведения внутренне-трубной диагностики обвязки компрессорных станций. Приведен анализ и короткая характеристика сложности выполнения таких диагностических работ со следующим их решением с помощью предложенной методики. Проведено описание системы интеллектуального управления и характеристика ее элементов в зависимости от процесса выполнения поставленных заданий. Приведены методы их решения в рамках искусственного интеллекта. Рассмотрены особенности передвижения робототехнического устройства в рабочей среде с проведением оценки, и решением поставленных заданий, а также планированием непредвиденных обстоятельств. Предложена двухуровневая модель такого процесса и типичная схема управления движением устройства. Представлены комплексные методы проведения диагностики с помощью данной системы.

Ключевые слова: диагностика, робототехническое устройство, внешняя среда, искусственный интеллект, база знаний, задача, модель.

SYSTEM OF INTELLECTUAL MANAGEMENT ROBOT-TECHNICAL DEVICE FOR DIAGNOSTICS OF PIPELINES OF THE COMPRESSOR STATIONS

O.P. Stashynsky

The idea of introduction of the system of intellectual management a robot-technical diagnostic complex is offered for realization of inwardly-pipe diagnostics of tying around of the compressor stations. An analysis over and short description of complication of implementation of such diagnostic works is brought with their next decision by means of the offered methods. Description of the system of intellectual management and description of its elements is conducted depending on the process of implementation of the put tasks. Methods over of their decision are brought within the framework of artificial intelligence. The features of movement of robot-technical device in a working environment with realization of estimation, and decision of the put tasks, and also planning of contingences are considered. The two-tier model of such process and typical chart of traffic of device control is offered. The complex methods of realization of diagnostics are presented by means of this system.

Key words: diagnostics, robot-technical device, external environment, artificial intelligence, base of knowledge, task, model.

Сташинський Олександр Петрович – аспірант Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: ostashynskyj.ctg@naftogaz.net.

УДК 621.398 П82

В.П. КВАСНИКОВ, Є.О. КУЛІШ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ РАДІОКЕРУВАННЯ МОБІЛЬНИМ РОБОТОМ

Умови використання мобільних роботів накладають необхідність установки різних типів сенсорів, систем технічного зору, апаратури локації та навігації. В даній роботі проводиться побудова каналу зв'язку між роботом та оператором, вирішуються задачі підвищення пропускної здатності, надійності та захищеності. В статті відображено досвід проектування систем передачі даних для мобільних роботів на зразку безпроводних каналів. Розглянуті особливості побудови схем, їх уніфікації та комплексування.

Ключові слова: мобільний робот, канал передачі даних, кодування, серіалайзер, OFDM- модуляція, мультимплексор.

Вступ

В даний час ведуться активні роботи по створенню мобільних робототехнічних комплексів (МРК). Розвиток нових технологій обумовлює можливість їхнього застосування в широкому діапазоні задач, першорядними з яких являються задачі де робот діє в умовах небезпечних для людини. Таких як місця екологічних та техногенних катастроф, для дослідження та знешкодження підозрілих предметів в місцях масового скупчення людей, при цьому контактування людини з небезпечними матеріалами повинно бути зведено до мінімуму.

Для вирішення подібних задач використовуються МРК дистанційно керовані по командам оператора.

В склад такого робота зазвичай входять мобільний робот, оснащений маніпулятором і необхідним набором спеціальної апаратури, та система дистанційного керування, яка включає пульт дистанційного керування (ПДУ) і канали зв'язку [1].

1. Постановка задачі

Сучасні роботи стають інформаційно навантаженими, умови застосування викликають необхідність установки різних типів сенсорів, систем технічного зору, апаратури локації та навігації. Тому актуальними є дослідження в області побудови каналу зв'язку з МРК, так як зростають вимоги до каналу передачі інформації від робота до оператора, його надійності та пропускної здатності.

На рис. 1 зображено структурну схему системи керування мобільним роботом за допомогою пульта дистанційного керування.

Її бортова частина підключається до штатної системи керування МРК через послідовний інтерфейс та не порушує роботу штатного пульта керування. Бортова система керування виконує прийом та обробку команд керування від ПДУ, формування команд керування, обробку та передачу сигналів з давачів, керування виконавчими механізмами, передачу зображення з відеокамер в ПДУ[2].



Рис. 1. Структурна схема системи керування

2. Вирішення задачі

Обмін інформацією здійснюється по двом незалежним цифровим каналам: низькошвидкісному радіоканалу (призначений для передачі команд керування та низькошвидкісних даних в) та високошвидкісний (призначений для передачі відеозображення та високошвидкісних даних).

Вимоги до пропускної здатності приводять до пошуку нових підходів підвищення швидкості передачі даних, один з найбільш ефективних – застосування OFDM-модуляції, яка розроблена для боротьби з завадами при багатолучовому прийомі.

При OFDM послідовний цифровий потік перетворюється в велике число паралельних потоків, кожний з яких передається на окремій несучій. Частотний рознос Δf між сусідніми несучими $f_1, f_2, \dots, f_n$ в груповому радіоспектрі OFDM вибирається з умови можливості виділення в демодуляторі індивідуальних несучих. При цьому можливе застосування двох методів частотного поділу (демультиплексування) несучих. По-перше за допомогою смугових фільтрів, по-друге за допомогою ортогональних перетворень сигналів. У першому випадку частотний рознос між модульованими несучими вибирається таким, щоб їх сусідні бічні смуги взаємно не перекривалися. Ця умова буде виконана, якщо величину частотного розносу вибрати рівною $\Delta f > 2/TU$, де TU – робочий інтервал інформаційного символу. Однак при цьому ефективність використання радіоспектру буде не високою. Навпаки, стандарт OFDM характеризується сильним перекриттям спектрів сусідніх піднесуть, що дозволяє зменшити в два рази значення частотного розносу і в стільки ж разів підвищити щільність передачі цифрової інформації (біт / с) / Гц. Завдяки ортогональному методу демодуляції піднесучих групового спектра відбувається компенсація перешкод від сусідніх частот, незважаючи на те, що їх бічні смуги взаємно перекриваються.

Найбільш широко поширений спосіб формування OFDM-радіосигналу полягає у формуванні первинного квадратурного OFDM-сигналу за допомогою зворотного дискретного перетворення Фур'є (РДПФ), зокрема, за допомогою зворотного швидкого перетворення Фур'є (ОБПФ), і перетворенні отриманого OFDM-сигналу за допомогою квадратурного модулятора (КМ) та генератора несучої частоти (Γ) на задану радіочастоту [1]. Базове пристрій, що формує OFDM-радіосигнал таким способом (рис. 1), складається з OFDM-модулятора, що виконує процедуру ЗДПФ, двох цифроаналогових перетворювачів (ЦАП), двох фільтрів нижніх частот (ФНЧ), КМ і Γ . КМ в свою чергу містить два змішу-

вача (СМ), фазообертач (ФВ) і суматор (С). Одним з існуючих недоліків OFDM являється пік-фактор (PARP) [2]. Великі коливання потужності, які присутні в OFDM, роблять її, включаючи підсилювач потужності, чутливою до нелінійних ефектів. Такі коливання не тільки знижують потужність випромінювання, але і ефективність підсилювача.

Була запропонована концепція фіксованих OFDM конвертів (constant envelop OFDM, CE-OFDM).

В CE-OFDM, корисний сигнал знаходиться в фазі постійного конверту несучого коливання. Таким чином, вдається знизити ефект PARP, що робить CE-OFDM ефективним методом для боротьби з коливаннями потужності. Низькі показники модуляції заставили ввести обмеження на фазу сигналу, що знизило втрати біт, але зменшило пропускну здатність.

CE-OFDM сигнал отримують шляхом модуляції фази носія OFDM сигналу. Це можна розглядати як просте перетворення OFDM. Воно утворюється в рамках простої модифікації стандартної OFDM системи, як показано на рис. 2.

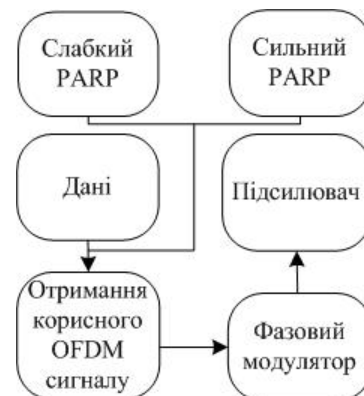


Рис. 2. Синтез CE-OFDM сигнала

Полоса CE-OFDM сигналу визначається як $p(t) = Ae^{j\gamma(t)}$, де A – амплітуда сигналу. Фазовий сигнал $\gamma(t)$, з корисним OFDM сигналом представимо у вигляді:

$$\gamma(t) = M_i + 2\pi s C_N \times \sum_{k=1}^N d_{ik} q_k(t - iT_{sep}), \text{ if } iT_{sep} \leq t \leq (i+1)T_{sep},$$

де M_i – фазова пам'ять; s – множник, який визначається з просторово-часових властивостей сигналу; $C_N = \sqrt{2/\sigma_1^2 N}$ – нормовані коефіцієнти (N – кількість піднесучих, σ_1 – коефіцієнти, які відповідають передаваним даним, для двійкових даних $\sigma_1^2 = 1$); $-1 \leq d_{ik} \leq 1$ – реальні передавані символи, при

цьому на під несучі q_k накладається обмеження:

$$q_k = \begin{cases} \cos\left(\frac{2\pi kt}{T_s}\right), k = 1, 2, \dots, \frac{N}{2}; \\ \sin\left(\frac{2\pi\left(k - \frac{N}{2}\right)t}{T_s}\right), k = \frac{N}{2} + 1, \dots, N. \end{cases}$$

Розглянемо способи формування потоків даних. Для передачі дискретних даних використовується цифрове кодування.

Потенціальні коди мають вузьку смугу частот, що являється їх перевагою, але мають постійну складову та втрати синхронізації при втрати синхронізації при передачі довгих серій однакових елементів або груп.

Для боротьби з цим явищем використовують логічне кодування.

Для логічного кодування характерні методи надлишкових кодів та скремблювання.

В системах керування роботами використовують цифровий надлишковий код 8/10В, данні передавати пакетами фіксованої довжини (пакет складається з заголовку та блоку даних, для захисту пакету оптимально використовувати циклічний надлишковий код CRC_32).

Розглянемо формування пакету (рис. 3), який складається з заголовку та блоку даних. Формування пакету починається з заголовку.

Блок керування записує інформацію про номер інформаційного пакету, номеру блоку гідроакустичних даних та іншу службову інформацію в блок службової інформації. Потім отримані дані поступають на вхід блоку, де розраховується 8-бітний циклічний надлишковий код (блок розрахунок CRC_8). Повністю сформований заголовок з виходу

блоку розрахунку CRC_8 подається на мультиплексор.

На входи блоків двохпортової пам'яті і розрахунок поступає потік 8-бітних даних.

Розпаковку і демультимплексування потоку виконує блок розпізнавання пакету (рисю 4). Потік 8-бітних даних з блоку десеріалізер поступає на вхід блоку розпізнавання пакету.

Блок пошуку заголовку аналізує потік даних, які поступають з блоку десеріалізер на кожному такті синхросигналу рахує циклічний надлишковий код CRC_8 від підряд йдучих трьох байт та порівнює отриманий результат з четвертим байтом, якщо байти співпадають, то дані чотири байти з визначеним ступенем ймовірності вважається заголовком інформаційного пакету, наступні 996 байт вважаються блоком даних.

Після визначення заголовку пакету блок пошук заголовку передає сигнал блоку розрахунок CRC_32, який запускає розрахунок циклічного надлишкового коду CRC_32, отриманий в даному блоці при розрахунку CRC_32 від 992 байт з чотирма послідовними байтами, якщо результат совпадає то пакет з визначеною ступінню ймовірності вважається дійсним.

Блок розділу аналізує службові дані отриманого пакету зі службовими даними пакета попереднього. Якщо номер отриманого пакету більше або дорівнює номеру попереднього, і якщо час між двома сусідніми пакетами більше або дорівнює часу передачі інформаційного пакету, то такий пакет подається на блок демультимплексер. Службові дані передаються в блок керування для послідовного аналізу. Блок керування синхронізує роботу всіх внутрішніх структур блоку розпізнавання пакету. Серіалізер (рис. 5) виконує перетворення поступаючих на нього 8-розрядних даних послідовний код для передачі по каналу зв'язку.

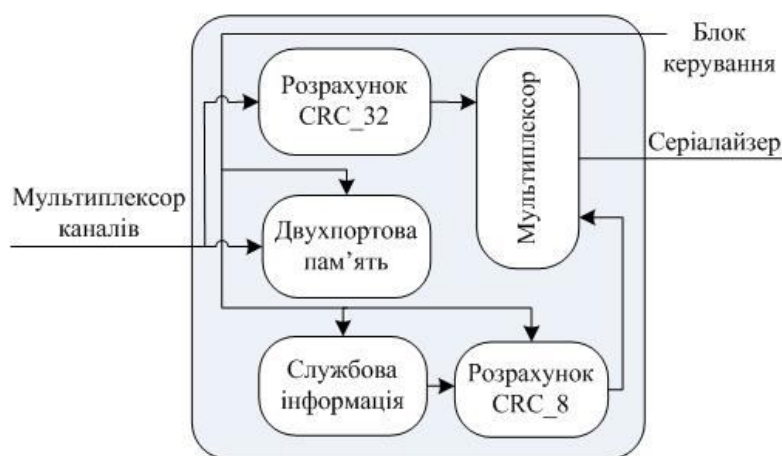


Рис. 3. Структурна схема блоку формування пакету

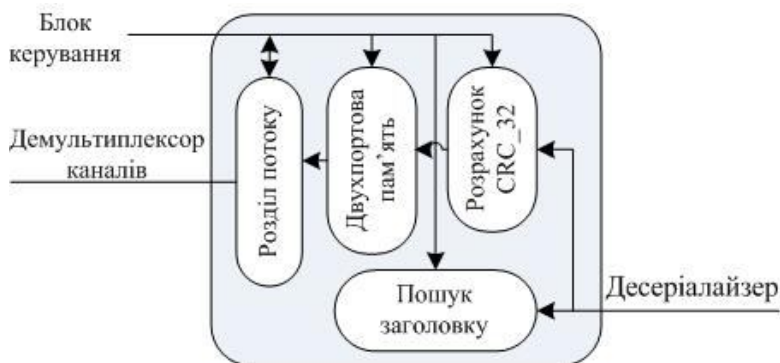


Рис. 4. Структурна схема блоку розпізнавання пакету

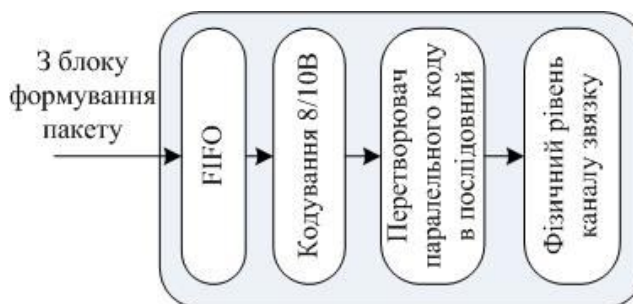


Рис. 5. Структурна схема серіалайзера

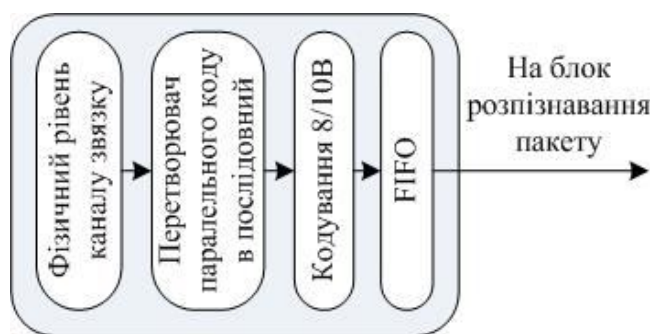


Рис. 6. Структурна схема десеріалайзера

У відповідності зі схемою кодування 8/10В блоки даних з 8-ми біт перетворюються в блоки даних з 10 біт. Некодована інформація розбивається на блоки по 8 біт: А, В, С, D, E, F, G, H плюс контрольна змінна Z. Остання може приймати значення D у випадку звичайних символів даних (D-типу) або K у випадку спеціальних символів (K - типу). Ця інформація перетворюється у відповідності з правилами 8/10В в так званий передавальний код з 10 біт: a, b, c, d, e, f, g, h, j.

Десеріалайзер виконує виділення з однієї бітної потоку 8- розрядних даних і тактового сигналу (рис. 6). В нього входять: схема відновлення даних, перетворювач послідовного коду в паралельний, перетворювач, який здійснює 8/10В, вихідний блок обробки черги FIFO. Схема відновлення даних виділяє з послідовного однієї бітної потоку, який поступає на десеріалайзер, тактовий сигнал та 10- бітні блоки даних. Потім відбувається перетворення послідов-

ного коду в паралельний та декодування з 10- бітних блоків даних в 8- бітні.

Висновки

В запропонованих параметрах каналу зв'язку відображено досвід побудови систем дистанційного керування. Дані методи являються оптимальними для вирішення поставленої задачі.

Література

1. Успенский, А.Ю. Защита информации в радиоканалах мобильных робототехнических комплексов [Текст] / А.Ю. Успенский, Н.В. Медведев. – Вестник МГТУ. Сер. Машиностроение. 2002. – №. 4. – С. 56-83.
2. Van Nee R. OFDM for Wireless Multimedia Communications [Text] / R. Van Nee and R. Prasad. – Boston, MA: Artech House, 2000. – P. 119-129.

Надійшла до редакції 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Г. Корченко, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ МОБИЛЬНЫМ РОБОТОМ

В.П. Квасников, Е.А. Кулиш

Условия использования мобильных роботов накладывают необходимость установки различных типов сенсоров, систем технического зрения, аппаратуры локации и навигации. В данной работе приведено построение канала связи между роботом и оператором, решаются задачи повышения пропускной способности, надежности и защищенности. В статье отображен опыт проектирования систем передачи данных для мобильных роботов на примере беспроводных каналов. Рассмотрены особенности построения схем, их унификации и комплексирования.

Ключевые слова: мобильный робот, канал передачи данных, кодирования, сериалайзер, OFDM-модуляция, мультиплексор.

MATHEMATICAL MODEL OF RADIO MOBILE ROBOT

V.P. Kvasnikov, E.A. Kulish

Terms of use of mobile robots impose the need to install different types of sensors, vision systems, equipment location and navigation. In this paper, we construct a communication channel between the robot and the operator, are solved the problem of increasing the capacity, reliability and security. The article reflects the experience of designing communication systems for mobile robots on a sample of wireless channels. The features of the construction of schemes, their unification and aggregation.

Key words: mobile robot, the data channel, encoding, serializer, OFDM-modulation multiplexer.

Квасніков Володимир Павлович – доктор технічних наук, професор Національного авіаційного університету, заслужений метролог України, Київ, Україна, e-mail: kvp@nau.edu.ua.

Куліш Євгеній Олександрович – аспірант кафедри інформаційних технологій Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: sinasp@i.ua.

УДК 004.896

В.П. КВАСНІКОВ, Д.М. ФЕДОРОВ*Національний авіаційний університет, Київ, Україна***СИНТЕЗ СИСТЕМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ У ВИМІРЮВАЛЬНИХ РОБОТАХ**

Проведено аналітичний огляд існуючих систем обробки інформації у вимірювальних роботах. Виявлено, що в розглянутих системах є недоліки, пов'язані або з недостатньою гнучкістю структури вимірювальних механізмів, або з недостатньою швидкістю алгоритмів обробки інформації. В даній роботі виконується синтез системи обробки інформації у вимірювальних роботах, яка дозволяє керувати рухом вимірювальних щупів більш гнучко та робити вимірювання, перетворюючи аналогову інформацію в цифрову і навпаки. Також, наведена схема передачі інформації від датчика до обчислюючого пристрою. Розроблена система команд для керування рухами вимірювальних щупів робота та обробки інформації в ньому.

Ключові слова: вимірювальний робот, обробка інформації, вимірювальний щуп, аналогово-цифровий перетворювач, об'єкт вимірювання, вимірювальний датчик.

Вступ

Прискорення науково-технічного прогресу на сучасному етапі неможливе без комплексної автоматизації виробництва. Швидкий розвиток цього напрямку є одним з визначальних факторів інтенсифікації економіки. Він дозволяє кардинально підвищити продуктивність праці, технологічний рівень і ефективність виробництва.

Важливу роль відіграє комплексна автоматизація в умовах Української економіки. Основними її завданнями є розробка та впровадження гнучких автоматизованих виробничих систем різного призначення на базі роботів, автоматизованого технологічного обладнання, контрольно-вимірювальних і діагностичних засобів і транспортно-складських систем із загальним управлінням від ЕОМ, а також інтеграція цих систем з системами автоматизованого проектування і технологічної підготовки виробництва з метою створення автоматичних цехів і заводів, які швидко перебудовуються на випуск нової продукції.

Ефективним засобом вирішення багатьох завдань комплексної автоматизації є робототехнічні комплекси (РТК), що працюють за принципом гнучкої «безлюдної» технології під управлінням ЕОМ. Перехід від ізолюваного використання окремих роботів, верстатів з числовим програмним управлінням (ЧПУ) та іншого автоматизованого обладнання до РТК дозволяє різко скоротити час переналагодження виробництва на випуск нової продукції, звільнити обслуговуючий персонал та забезпечити цілодобову експлуатацію обладнання.

Головна відмінність РТК від автоматичних лі-

ній, що традиційно використовуються у масовому виробництві, полягає в їх гнучкості, тобто в здатності швидко перебудовуватися на виконання нових технологічних операцій або зміни їх послідовності за рахунок зміни керуючих програм. Тому РТК і гнучкі автоматизовані виробничі системи, що створюються на їх основі, знаходять все більш широке застосування в серійному виробництві, частка якого в промисловості становить 80%.

1. Постановка задачі

Внаслідок складності робототехнічних систем основним засобом їх дослідження окрім, звісно, фізичного моделювання і натурних експериментальних досліджень є математичне моделювання роботів на ЕОМ для розв'язання задач, як аналізу, так і синтезу. Попередніми етапами такого комп'ютерного дослідження є розв'язання двох задач:

- доведення достовірності математичного опису робота, тобто розв'язання задачі ідентифікації [1, 2];
- розробка комп'ютерної моделі і доведення її адекватності до початкового математичного опису [1, 2].

Задача ідентифікації включає етапи структурної і параметричної ідентифікації. В рамках першого етапу необхідно визначити суттєві властивості об'єкта дослідження, відкинувши ті, якими можна знехтувати. В результаті визначається структура об'єкта.

На етапі параметричної ідентифікації повинні бути встановлені з оцінкою точності чисельні значення усіх параметрів визначеної на попередньому

етапі структурної схеми системи, діапазони їх зміни та інші кількісні залежності та характеристики. Задача розробки комп'ютерної моделі полягає в створенні програми чисельного розв'язання системи диференціальних рівнянь. Але в даній роботі потрібно виконати синтез системи обробки інформації у вимірювальних роботах, що здійснюється після вищевказаних двох етапів. Для цього потрібно спочатку визначити яке апаратне забезпечення буде використовуватись для зняття вимірювальної інформації, а потім розробити систему команд для робота та програмне забезпечення, яке б реалізовувало поставлену задачу.

2. Розв'язання задачі

Щоб розв'язати поставлену задачу, необхідно мати схему взаємодії апаратної частини з об'єктом вимірювання і перетворення аналогової інформації в цифрову. Схема виглядатиме наступним чином (рис. 1).

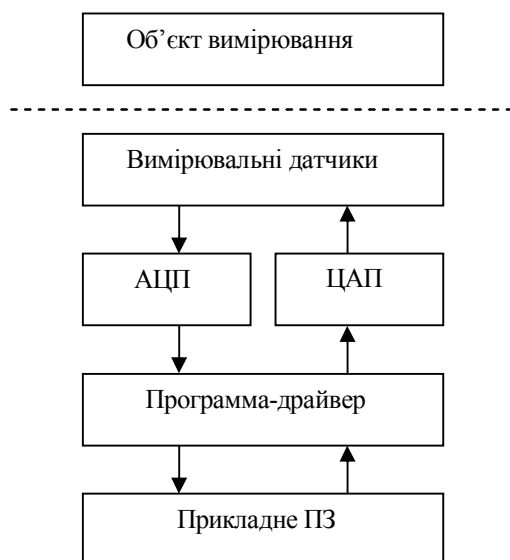


Рис. 1. Схема обробки інформації у вимірювальному роботі

На рис. 1 показано, що вимірювальна інформація спочатку знімається за допомогою вимірювальних датчиків, а потім йде на АЦП. На ньому вона перетворюється на цифрові сигнали, які може розпізнати програма-драйвер. Використовуючи цифрові сигнали АЦП та ЦАП, програма-драйвер може керувати рухомими частинами вимірювального робота. Для цього їй потрібна система команд, яка базується на цифрових сигналах від аналогово-цифрового перетворювача. Систему команд, якою оперує програма-драйвер використовує також і прикладне ПЗ, але для виконання високорівневих операцій, таких як порівняння еталонних та вимірних

об'єктів або оптимізація кількості контрольних точок об'єкту вимірювання.

Конструктивно і логічно систему управління рухом вимірювального робота можна представити як набір паралельно функціонуючих блоків [1]. Така структура спрощує побудову динамічної моделі системи управління і підвищує її гнучкість, так як у випадку виникнення виняткової ситуації в одному з блоків, решта продовжують функціонувати. Аналіз показав, що крім системи команд низького рівня у вимірювальному роботі повинні бути і команди високого рівня. Крім того, система команд вимірювального робота повинна відповідати наступним вимогам:

1. Блоки, якими керують команди, повинні мати власні набори команд і програмний модуль (назвемо його командний процесор), що виконує ці команди. Це дозволить реалізувати принцип паралельного і незалежного функціонування блоків.

2. Порядок проходження команд різних блоків у потоці команд може бути довільним.

3. Програмні блоки реагують тільки на власну систему команд. Фізична дія вимірювального робота представляється як послідовність елементарних дій, що задаються за допомогою команд даної системи.

Так як дії вимірювального робота мають протяжність у часі, а команди програми маневру можуть надійти усі відразу, то кожен блок повинен мати спеціальний буфер для тимчасового накопичення команд. Додержуючись даних висновків, всі команди можна розділити на дві групи: команди, які управляють вимірювальним роботом як єдиним цілим (табл. 1), і команди, які управляють блоками вимірювального робота (табл. 2). Команди, що керують вимірювальним роботом, як єдиним цілим, виконуються тільки в системному режимі. Однак системам верхнього рівня доступні і команди, які наведені в табл. 2. Це дозволяє при необхідності системам верхнього рівня все управління взяти на себе, і, в свою чергу, системі управління рухом механізмів вимірювального робота самостійно працювати по вбудованим в неї алгоритмам в разі відсутності систем верхнього рівня або втрати з ними зв'язку. За допомогою команд системи верхнього рівня можна отримувати інформацію про поточний стан вимірювального робота та інформацію, що безпосередньо стосується вимірювань, наприклад таку як тип деталей, що вимірювались або точність вимірювань.

Команди, якими буде оперувати вимірювальний робот (ВР), наступні (табл. 1).

Автономний і системний режими виконання команд дозволяють уникати конфліктів при виконанні автономної програми і надходження системної команди.

Таблиця 1

Команди управління ВР

Мнемоніка	Дія
SETL_V	Встановити швидкість руху щупа V.
SETA_G	Встановити кут повороту передньої осі G.
DIST_D	Перейти на задану відстань D
DATA_I_D	Передати ВР інформацію з чисельним значенням координат вимірювального щупа
SETP_N	Виконати автономну програму з номером N
STOPPR	Зупинити (скинути) автономну програму ВР
SET_E_M	Встановити умову M настання події з номером E.

Таблиця 2

Команди управління ВР

Мнемоніка	Дія
INIT_N	Встановити лінійну швидкість руху щупа V.
SETS_N_S	Встановити кут повороту передньої осі G.
GETS_N	Перемістити щуп на відстань D
ROT_NW	Передати ВР інформацію з чисельним значенням координат вимірювального щупа
WAIT_NE_M	Виконати автономну програму з номером N
SET_NE_M	Зупинити (скинути) автономну програму ВР

В ВР команди руху високого рівня представляються послідовністю автономних команд або програм для відповідних блоків і передаються цим блокам для виконання. Це дозволяє комбінувати системний і автономний режими, тобто системна команда може запустити автономну програму ІМР. При цьому автономні команди в потоці команд від зовнішніх систем ігноруються. Кожний блок має повний набір команд, які наведені в табл. 2.

Перевагою цих програм є простота їх модифікації: зміна і додавання нових команд здійснюється просто, тому що вони записані в окремому текстовому файлі і не вимагають перекомпіляції програмного забезпечення системи управління.

Висновок

Отже, в даній роботі було проаналізовано існуючі системи обробки інформації у вимірювальних роботах. Був виконаний синтез системи обробки

інформації у вимірювальних роботах, яка дозволяє керувати рухом вимірювальних щупів більш гнучко та робити вимірювання, перетворюючи аналогову інформацію в цифрову і навпаки. Також, наведена схема передачі інформації від датчика до обчислюючого пристрою і розроблена система команд для керування рухами вимірювальних щупів робота та обробки інформації в ньому.

Література

1. Звенигородский, А.С. Принципы построения систем управления движением интеллектуальных роботов в условиях неопределенности внешней среды [Текст] / А.С. Звенигородский, С.М. Вороной // Искусственный интеллект. – 1999. – № 1. – С. 348-353.
2. Юревич, Е.И. Основы робототехники [Текст] / Е.И. Юревич. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 416 с.

Надійшла до редакції 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Г. Корченко, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

СИНТЕЗ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ РОБОТАХ

В.П. Квасников, Д.М. Фёдоров

Проведен аналитический обзор существующих систем обработки информации в измерительных роботах. Выявлено, что в рассматриваемых системах имеются недостатки, связанные либо с недостаточной гибкостью структуры измерительных механизмов, или с недостаточным быстродействием алгоритмов обработки информации. В данной работе производится синтез системы обработки информации в измерительных роботах, которая позволяет управлять движением измерительных щупов более гибко и делать измерения, превращая аналоговую информацию в цифровую и наоборот. Также приведена схема передачи информации от датчика до вычислительного устройства. Разработана система команд для управления движениями измерительных щупов робота и обработки информации в нем.

Ключевые слова: измерительный робот, обработка информации, измерительный щуп, аналогово-цифровой преобразователь, объект измерения, измерительный датчик.

SYNTHESIS OF INFORMATION PROCESSING IN MEASURING ROBOT

V.P. Kvasnikov, D.M. Fedorov

An analytical review of existing information processing systems in measuring robots. Revealed that in these systems have drawbacks associated with either insufficient flexibility of the structure of the measuring mechanism, or lack of speed of information processing algorithms. In the present work is the synthesis of information processing in the measuring robot that allows you to control the movement of leads and make more flexible measurements, converting analog information into digital and vice versa. Also shown a diagram of the transfer of information from the sensor to the computing device. The commands to control the movements of the robot probes and processing information in it.

Key words: measuring robot, information processing, measuring probe, analog-digital converter, the object of measurement, the measuring sensor.

Квасніков Володимир Павлович – доктор технічних наук, професор Національного авіаційного університету, заслужений метролог України, Київ, Україна, e-mail: kvp@nau.edu.ua.

Федоров Дмитро Михайлович – аспірант факультету інформаційних технологій Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: vorodef@ukr.net.

УДК 531.004

Ю.П. ЛЕЩЕНКО

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ПРИНЦИП РОБОТИ КООРДИНАТНО-ВИМІРЮВАЛЬНИХ МАШИН ТА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ ВИМІРЮВАЛЬНИХ РОБОТІВ

Наведено принцип роботи координатно-вимірювальних машин та інтелектуальних вимірювальних роботів. Описано процес зчитування координат вимірюваних точок та можливості підвищення точності вимірювань. Описано порядок вимірювання та принцип обробки результатів вимірювання. Наведено можливі поверхні, які можуть підлягати вимірюванню та число вимірюваних точок і до чого призводить збільшення їх кількості. Вказано види автоматичного керування виконавчих органів координатно-вимірювальних машин. Описано яким чином може відбуватися збір інформації про поверхню, що підлягає вимірюванню.

Ключові слова: інтелектуальні вимірювальні роботи, координатно-вимірювальні машини, координатні вимірювання, точність вимірювання, дані вимірювань, вимірювана поверхня, вимірювані точки.

Вступ

Постановка проблеми. Для повного контролю деталей промисловість отримала широкоуніверсальний, автоматичний, досить гнучкий засіб контролю – координатно-вимірювальні машини (КВМ). Особливо важливим моментом є застосування інтелектуальних систем у КВМ.

З їх застосуванням підвищується точність і достовірність результатів вимірювання. Використання принципів оперативного і діалогового програмування дало можливість спростити застосування КВМ та інтелектуальних вимірювальних роботів (ІВР) як універсального засобу контролю в одиничному і малосерійному виробництвах.

Виходячи з цього розробка ІВР та покращення їх характеристик – виступає актуальним питанням сучасності.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Аналіз останніх досліджень і публікацій показує, що КВМ значно спрощує метрологічну підготовку виробництва нового виробу, так як відпадає необхідність створення значної кількості засобів спеціального вимірювального оснащення [1]. Протокол з результатами контролю, що видається КВМ, підвищує відповідальність виробників за якість обробки [2].

У світовій практиці вже є ряд прикладів застосування універсальних КВМ у вимірювальних модулях, що працюють по безлюдній технології, і спеціальних КВМ – так званих ІВР [3].

На сучасній КВМ можна виміряти практично будь-які складні поверхні і деталі в цілому, що до появи КВМ не завжди було можливо.

Постановка завдання. Метою є аналіз принципу роботи КВМ та ІВР та виявлення переваг при прицезійного вимірювання деталей.

Основний матеріал досліджень

Робота КВМ та ІВР заснована на координатних вимірюваннях, тобто на почерговому вимірюванні координат певного числа точок поверхні деталі і наступних розрахунках лінійних і кутових розмірів, відхилень розміру, форми і розташування у відповідних системах координат.

Використовуються три основні системи координат: абсолютна системи координат машини, відносна система координат машини і система координат деталі. Всі операції з розрахунку систем координат і трансформації значень координатних даних виконуються по програмі автоматично, на основі даних вимірювань, що вводяться в системи координат машини. Координатні вимірювання реалізуються комплексом апаратних і програмних засобів. КВМ та ІВР умовно можна розділити на базову частину, що містить вузли координатних переміщень, вимірювальні перетворювачі і вимірювальну головку, призначену для безпосереднього вимірювання координат точок, і керуючий обчислювальний комплекс на основі ЕОМ, призначений для управління процесом вимірювання, обробки та подання даних вимірювання. Габарити, конструкція, точність базової частини в основному визначаються параметрами вимірюваних деталей та умовами експлуатації. Склад і показники програмно-математичного забезпечення залежать від спектру метрологічних завдань і ступеня автоматизації КВМ та ІВР. Коор-

динати точок можуть зчитуватися при русі вузлів KBM та IBP або у стані їх спокою. Перший режим реалізується із застосуванням нульових вимірювальних головок (головок торкання) або головок відхилення. У головках торкання в момент зіткнення вимірювального наконечника з вимірюваною поверхнею відбувається дискретна зміна електричного сигналу, що є командним сигналом на зупинку та реверс приводів. Головки даного типу не дають інформації про значення і напрямок зміщення їх вимірювальних наконечників.

При взаємодії ж наконечника з вимірюваною поверхнею надається інформація про значення, а іноді й напрямок зсуву вимірювального наконечника з вихідного положення.

Відлік координат точок проводиться після досягнення нульових показань або по команді від системи управління. У другому випадку координати точок визначаються підсумовуванням показань вимірювальних перетворювачів та KBM або IBP.

Вимірювання в динамічному режимі володіють високим швидкодією і універсальністю, однак дещо меншою точністю (головним чином, через коливання рухомих вузлів KBM або IBP).

Точність вимірювання підвищується при вимірюванні в статичному режимі, коли відлік координат точок проводиться в стані спокою рухомих вузлів KBM або IBP.

Порядок вимірювання KBM залежить від базової частини, засобів і методів підготовки програм і включає наступні операції:

1. За кресленням або зразком деталі визначаються і, з використанням відповідної конфігурації, позначаються параметри, що підлягають контролю.
2. Визначається послідовність вимірювань і розрахунків; системи координат деталі; необхідне число, форма і орієнтація вимірювальних наконечників; спосіб установки і кріплення деталі; форма представлення результатів вимірювань.

Для вимірювання деталей складної форми з великим числом поверхонь різних форм і розташування KBM або IBP забезпечуються вимірювальною головкою, в яку одночасно може бути встановлено до 25-40 вимірювальних наконечників. Необхідна універсальність може досягатися поворотом вимірювальної головки або її зміною в процесі вимірювання.

Установка і кріплення деталі передбачаються такими, щоб вона в процесі вимірювання не порушувалася і не деформувалася, крім того, повинен бути забезпечений доступ до вимірюваних поверхонь.

3. Відповідно до розробленого плану проведення вимірювання розробляється програма вимірювання, яка включає підготовку системи управлін-

ня IBP, калібрування вимірювальних наконечників вимірювальної головки, вимірювання координат точок, введення номінальних значень і граничних відхилень вимірюваних параметрів, розрахунок їх фактичних значень, видачу протоколів та представлення даних в графічному вигляді.

Інформація про вимірюваної поверхні може бути зібрана шляхом дискретних вимірів кожної точки окремо або безперервним стеженням по поверхні.

У першому випадку при вимірюванні в кожній точці вимірювальний наконечник вводиться в зіткнення з вимірюваною деталлю і виводиться з нього після зняття показань вимірювальних систем.

Такий спосіб є основним при вимірюванні лінійних і кутових розмірів, відхилень взаємного розташування; він особливо зручний при вимірюванні деталей із зазначеними типовими поверхнями. Для його реалізації використовуються обидва типи вимірювальних головок.

При вимірюванні стеженням вимірювальний наконечник вводиться в контакт з вимірюваною поверхнею і без відриву переміщується по контуру з певним кроком. Під час руху зчитуються значення координат необхідного для розрахунку числа точок. Для зчитування інформації може бути прийнято постійним або відстань по координаті протяжки, або відстань між двома наступними поруч точками, або відстань по контуру, або кут в полярній системі відліку, або висота хорди між сусідніми точками відліку і т.д.

Даний спосіб вимірювання є основним для визначення розмірів і відхилень форми криволінійних поверхонь. Реалізується він тільки із застосуванням вимірювальних головок відхилення.

4. Вимірювання першої деталі включає установку деталі на предметному столі KBM; введення програми вимірювання; ручне калібрування вимірювальних наконечників; ручний вимір координат точок на базових поверхнях деталі; вимірювання деталі і розрахунок вимірюваних параметрів.

Результати розрахунків в процесі вимірювання накопичуються в базі даних ПК. Ці дані в подальшому використовуються для розрахунку типових геометричних елементів.

5. Результати вимірювань подаються у вигляді роздрукованих протоколів і на екрані дисплея, або виводяться на зовнішні машинні носії інформації, накопичуються у зовнішній пам'яті, пересилаються в іншу ПК по корпоративній мережі.

Результати вимірювань відхилень форми та взаємного розташування для зручності аналізу можуть бути представлені в графічному вигляді.

Зміст і формат протоколів і графіків з результатами вимірів можуть програмуватися з видачею як

мінімальної інформації про дійсні розміри, так і повних оціночних даних.

При вимірюванні наступних деталей калібрування вимірювальної головки і визначення положення деталі можуть бути виключені або всі операції можуть бути виконані автоматично. В даний час вже налічується понад 100 моделей КВМ, що розрізняються за призначенням, принципом дії, компонуванні, методу вимірювання, діапазону вимірювання, точності проведених вимірювань, рівнем автоматизації та ін.

На розвиток КВМ та ІВР істотний вплив справила автоматизація двох операцій: управління рухом виконавчих органів КВМ та ІВР, а також зчитування, обробки та запису результатів вимірювання.

Кожна із зазначених операцій незалежно одна від одної може виконуватися оператором вручну, або бути автоматизована. Автоматичне управління рухом виконуючих органів КВМ та ІВР підрозділяється на два види:

- рух виконуючих органів здійснюється від системи ЧПК відповідно до керованої програмою; взаємозв'язок рухів по координатах реалізує спеціальний пристрій – інтерполятор системи ЧПК;
- взаємозв'язок рухів по координатах здійснюється за допомогою «копіювальної» системи, де в якості «копіра» використовується поверхня вимірюваної або зразкової деталі.

Вимоги до засобів автоматизації процесу зчитування, обробки та запису результатів вимірювань визначаються в основному методами координатних вимірювань.

Як прикладом може бути перша автоматична КВМ, що була побудована на базі координатно-розточувального верстата, в якій був реалізований диференціальний метод координатних вимірювань. Для цього верстат був оснащений системою ЧПК і модульної вимірювальної головки.

Також може бути представлена інтелектуальна вимірювальна машина з використанням експертних систем, призначена для вимірювання переважно складних поверхонь деталей (штампи, прес-форми, турбінні лопатки, гребні гвинти та ін.).

Істотним недоліком розглянутої КВМ є велика трудомісткість її переналагодження на вимірювання різних типорозмірів деталей, тобто зменшена «гнучкість».

Висновки

Склад вимірюваних поверхонь, параметрів відхилень форми та взаємного розташування залежить від можливостей програмно-математичного забезпечення і потужності засобів обчислювальної техніки. Всі сучасні КВМ надають можливість вимірювати деталі з типовими поверхнями – площинами, циліндрами, конусами, сферами або їх сегментами. Число вимірюваних точок може коливатися в досить широких межах, від мінімального, однозначно визначає розглянуту лінію або поверхню, до декількох сотень. Від числа точок вимірювання залежить точність розрахунків характеристик поверхні і продуктивність вимірювання.

Зі зменшенням числа точок вимірювання підвищується ймовірність виникнення значних похибок вимірювання внаслідок впливу відхилень форми, пошкоджень і місцевих забруднень вимірюваних поверхонь. Збільшення числа точок знижує продуктивність контролю.

Найбільш досконалі КВМ дають можливість вимірювати деталі зі спеціальними складними просторовими поверхнями – зубчасті колеса, лопатки турбін, розподільні вали і т.п., а також довільні криволінійні поверхні, що не описуються аналітично.

Література

1. Юревич, Е.И. Основы робототехники [Текст] / Е.И. Юревич. – 2-е изд., перераб. и доп. – БХВ-Петербург, 2005. – 416 с.
2. Фу, К. Робототехника [Текст] / К. Фу, Р. Гонсалес, К. Ли. – М.: Мир, 1989. – 620 с.
3. Башмаков, А.И. Интеллектуальные информационные системы [Текст] / А.И. Башмаков, И.А. Башмаков. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 303 с.
4. Слепцов, В.В. Электроприводы промышленных роботов. Концепция проектирования [Текст] / В.В. Слепцов, В.И. Картовец, А.А. Лукин; под ред. В.В. Слепцова. – М., 2003. – 76 с.
5. Руабхи, Насир. Применение идентификаторов состояния в следящих системах промышленных роботов [Текст] / Насир Руабхи, В.В. Слепцов // Приборы, контрольно-измерительные системы автоматизации и управления: сб. научн. тр. – М.: МГАПИ, 1999. – 36 с.

Надійшла до редакції 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедри інформаційних технологій В.П. Квасніков, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

ПРИНЦИП РАБОТЫ КООРДИНАТНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ МАШИН И ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ РОБОТОВ

Ю.П. Лещенко

Приведен принцип работы координатно-измерительных машин и интеллектуальных измерительных роботов. Описан процесс считывания координат измеряемых точек и возможность повышения точности измерений. Описан порядок измерения и принцип обработки результатов измерения. Приведены возможные поверхности, которые могут подлежать измерению и число измеряемых точек, а также к чему приводит увеличение их количества. Указаны виды автоматического управления исполнительными органами координатно-измерительных машин. Описано каким образом может происходить сбор информации о измеряемой поверхности.

Ключевые слова: интеллектуальные измерительные роботы, координатно-измерительные машины, координатные измерения, точность измерений, данные измерений, измеряемая поверхность, измеряемые точки.

HOW IT WORKS COORDINATE MEASURING MACHINES AND INTELLIGENT MEASUREMENT ROBOTS

Y.P. Leschenko

Shows the principle of coordinate measuring machines and smart metering robots. We describe the processes read the coordinates of measured points and the ability to improve the accuracy of measurements. Describes how the principle of measurement and processing of measurement results. The possible surfaces that lie can dimension and the number of measured points, as well as the consequences of an increase in their number. Indicates the types of automatic control of the executive bodies of coordinate measuring machines. Described how the collection of information can occur on the surface to be measured.

Key words: intelligent measuring robots, coordinate measuring machine, coordinate measurement, accuracy of measurement, measurement data, measured the surface, measured points.

Лещенко Юлія Павлівна – аспірантка Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: ulial@inbox.ru.

УДК 004.9+681.5.017

В.П. КВАСНІКОВ, В.В. НЕМЧЕНКО*Національний авіаційний університет, Київ, Україна***ПОБУДОВА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ АВТОНОМНИМ МОБІЛЬНИМ РОБОТОМ НА ОСНОВІ БАГАТОРІВНЕВОЇ СИСТЕМИ ПЕРЕТВОРЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ**

В роботі представлений новий підхід до побудови системи керування автономним мобільним роботом в умовах швидкої зміни умов зовнішнього середовища. Запропонована структура системи керування, в якій система прийняття рішень побудована на основі багаторівневої системи перетворення інформації, складається з двох рівнів. На першому рівні, на основі інформації про оточуючі предмети, формуються моделі-класифікатори оперативної ситуації. Отримані моделі передаються на другий рівень, де на їх основі відбувається генерація вектора руху. Даний вектор передається до рухомої системи, де відбувається формування серії керуючих команд до рухомих частин робота.

Ключові слова: інтелектуальний робот, система керування, багаторівнева система перетворення інформації.

Вступ

В світлі науково-технічного прогресу, переоцінити значення автономних мобільних роботів (АМР) просто неможливо. Їх здатність замінити людину в небезпечних для неї умовах, а також у зв'язку з частішим повтором техногенних катастроф, зробило автономних роботів одним із пріоритетних напрямків розвитку сучасної науки. Основною проблемою при їх розробці є побудова системи керування.

В більшості випадків керування роботом здійснює людина-оператор, який отримуючи від системи технічного зору інформацію про об'єкт і процесу виконуваних робіт, безперервно здійснює ручне керування виконавчими механізмами маніпулятора і транспортного засобу. Складний процес управління в поєднанні з характером виконуваних робіт, що вимагають підвищеної уваги й обережності, призводить до швидкої стомлюваності оператора і, як наслідок, збільшення ймовірності помилкових дій. Зазначених недоліків можна уникнути, якщо управління з боку людини-оператора буде проводитися не на рівні завдання окремих рухів, а на рівні постановки мети. У цьому випадку робот повинен самостійно (або за мінімальної участі людини) виконувати поставлені завдання.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. Постійний науково-технічний прогрес та прикладні потреби дедалі більше потребують використання та створення досконаліших автономних мобільних роботів різного призначення. Основним предметом наукових досліджень в цьому напрямку є розробка систем керування, які дозволять АМР самостійно

вирішувати деякі поставлені перед ними задачі без втручання в цей процес людини. Серед безлічі підходів до реалізації систем керування, можна виділити штучні нейронні мережі [1], нечітку логіку [2], генетичні алгоритми, автономне адаптивне управління та інші, а також поєднання різних методів. Окрім цього, існує також технологія, яка основана на використанні адаптивного методу групового урахування аргументів (МГУА), що досить ефективно показала себе при вирішенні різноманітних інтерполяційних задач, класифікації образів, прогнозування та багатьох інших застосуваннях [3]. Серед небагатьох застосувань в задачі управління автономними роботами, відомо використання поліноміальної нейронної мережі (ПНС) для планування траєкторії руху АМР [4, 5]. Окрім цього, в роботі [6], приведено приклад реалізації власне системи управління рухом АМР.

Проблема побудови високоефективних автономних робото-технічних систем призводить до необхідності розв'язку цілого комплексу різноманітних завдань, що звичайними методами вирішити досить складно. Основну проблему складає гігантський обсяг інформації, що отримується і доставляється штучними органами почуттів, і створення на їх основі програми рухів і дій робота при створенні керуючої системи робота вимагають розв'язку проблеми реального часу. Це значить, що обчислювальне обладнання, що становить основу системи керування, не встигає впоратися з поставленими завданнями й часто стримує темп руху робота. Розв'язок цієї проблеми пов'язаний як з розробкою ефективних алгоритмів обробки сенсорної інформації, так і з рівнем організації системи керування.

У випадку останнього, представляється доцільним розбивати увесь процес обробки інформації на частини з подальшим їх аналізом.

Постановка задачі

Розробити новий підхід до побудови системи керування автономним мобільним роботом в умовах швидкої динаміки змін умов зовнішнього середовища.

Ща, для підвищення якості виконуваних роботом операцій і зменшення проценту втручання людини-оператора в перебіг тих чи інших операцій.

Розв'язання задачі

В роботі [7] робот розглядається як сукупність взаємопов'язаних систем (рис. 1):

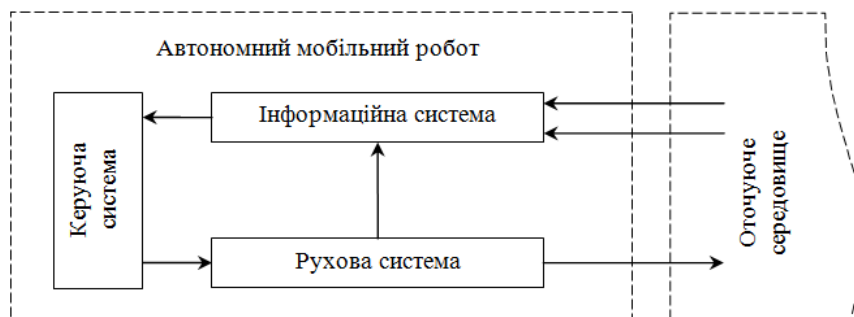


Рис. 1. Узагальнена структурна схема АМР

- рухова (маніпуляційна) – для цілеспрямованого впливу на навколишнє середовище;
- інформаційна (сенсорна) – для забезпечення робота інформацією про стан самого робота, навколишнього середовища й результатах впливу на неї рухової системи;
- керуюча – для розробки законів керування руховою системою на основі даних, що надходять як від інформаційної системи, так і від людини-оператора.

Розробку інформаційної та рухової систем досить успішно можна виконати на основі існуючих на даний момент методів і засобів. Проте розробка системи керування – найбільш складного елемента – викликає труднощі. Саме вона визначає рівень «автономності» робота. На сьогодні, існує велика кількість таких систем, головним недоліком яких є високий рівень затрат на їх розробку. В більшості випадків їх доводиться розробляти заново, враховуючи індивідуальні характеристики виконуваних робіт, що безперечно призводить до підвищення їх рівня вартості.

Для розв'язку технологічних завдань, покладених на робото-технічні комплекси (РТК), необхідно забезпечити цілеспрямовані рухи всіх виконавчих механізмів з дотриманням необхідної орієнтації робочих органів і інструментів, що визначається заданим технологічним процесом. Іншими словами, потрібно спочатку по заздалегідь запланованій послідовності технологічних операцій побудувати відповідні програмні рухи (ПР) виконавчих механізмів РТК, а потім забезпечити таке керування цими ПР, щоб перехідні процеси задовольняли заданим вимогам по точності, швидкодії й т.п.

Задача керування ПР полягає у фактичній обробці ПР із заданою точністю шляхом алгоритмічного синтезу й програмно-апаратної реалізації відповідного закону керування РТК.

В роботі [8], автор вводить в розгляд узагальнену динамічну модель РТК. Ця модель включає систему рівнянь динаміки, що описують керовані рухи роботів і устаткування, що входить до складу РТК, а також систему конструкційних обмежень і зовнішніх умов. У загальному випадку систему рівнянь динаміки РТК можна записати у вигляді векторного диференціального рівняння:

$$\dot{x} = F(x, u, \xi) + \pi, t \in [t_0, t_1], \quad (1)$$

де $x = x(t)$ – n -мірний вектор станів РТК; $u = u(t)$ – m -мірний вектор керувань, що подається на приводи РТК; $\xi = \xi(t)$ – p -мірний вектор параметрів виконавчих механізмів і приводів; $\pi = \pi(t)$ – n -мірний вектор зовнішніх збуджень; t – поточний час; F – задана n -мірна вектор-функція, що залежить від конструкційних особливостей РТК.

Змінні x, u, π і параметри ξ мають сенс реальних фізичних змінних і параметрів, що описують функціонування РТК.

Система диференціальних рівнянь (1) являє собою аналітичний запис основних фізичних закономірностей, яким підкоряються керовані рухи роботів і технологічного устаткування, що утворюють РТК. Областю визначення функції F , що задає структуру й властивості рівнянь динаміки (1), є сукупність можливих значень змінних x і u і параметрів ξ . Границі цієї області визначені конструкційними обмеженнями виду при всіх $t \in [t_0, t_1]$:

$$x(t) \in Q_x; u(t) \in Q_u; \xi(t) \in Q_\xi, \quad (2)-(4)$$

де Q_x, Q_u, Q_ξ – задані множини в просторі станів, керувань і параметрів відповідно.

Зовнішні постійно діючі збудження на практиці завжди обмежені. Формально це означає, що

$$\pi(t) \in Q_\pi \text{ при всіх } t \in [t_0, t_r], \quad (5)$$

де Q_π – область можливих значень зовнішніх збуджень.

Система обмежень (2)-(5) породжує обмеження на швидкість зміни вектора станів

$$\dot{x}(t) \in Q_{\dot{x}} \text{ при всіх } t \in [t_0, t_r], \quad (6)$$

де $Q_{\dot{x}}$ – деяка множина, визначена на заданих множинах Q_x, Q_u, Q_ξ, Q_π , тому вихідній системі обмежень (2)-(5) можна поставити у відповідність еквівалентну їй систему, де замість умови (3) фігурує обмеження (6).

Система обмежень (2)-(5) у комбінації з рівнянням динаміки РТК в дозволений щодо керування

формі (6) являє собою узагальнену динамічну модель РТК [8]. Задача керування полягає в синтезі такого закону керування, який забезпечує точне здійснення або стабілізацію заданого $x_p(t)$.

Для забезпечення руху автономних мобільних роботів, необхідно визначити вектор керувань u , що подається на приводи силових установок.

Для цього потрібно наперед визначити вектор руху робота. В умовах постійної зміни оточуючого середовища, дана задача є досить складною. З метою вирішення даної проблеми було запропоновано будувати систему керування на основі багаторівневої системи перетворення інформації [9]. Такі системи та можливості їх застосувань досить детально описані в роботах [10].

Для прийняття рішення будується дворівнева структура (рис. 2), в якій на першому рівні, на основі інформації про оточуючі предмети, формуються моделі-класифікатори оперативної ситуації.

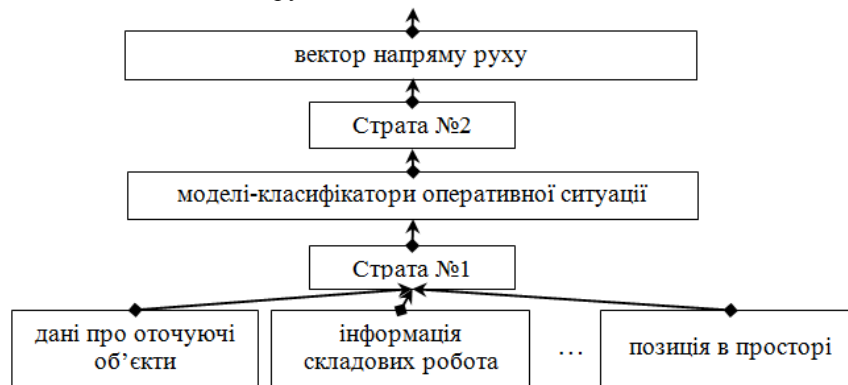


Рис. 2. Структура підсистеми перетворення інформації

Отримані моделі передаються на другий рівень, де на їх основі відбувається генерація вектора руху.

Даний вектор передається до рухомої системи, де відбувається формування серії керуючих команд до рухомих частин робота.

Висновок

Таким чином, в даній роботі було запропоновано інформаційну технологію реалізації процесу керування автономним мобільним роботом на основі систем багаторівневого перетворення інформації.

Система керування будується за рахунок формування дворівневої ієрархічної структури, яка складається з моделей, побудованих на основі даних про оточуючі предмети, з подальшою їх передачею до рухомої системи робота.

Такий підхід є досить новим, і в перспективі, може дати можливість формувати універсальну систему керування роботом.

Література

1. Ахтеров, А.В. Основы теоретической робототехники. Примеры использования искусственных нейронных сетей [Электронный ресурс] / А.В. Ахтеров, А.А. Кирильченко. – М.: ИПМ им. М.В.Келдыша, 2009. – 21 с. – (Препринт / РАН, ИПМ им. М.В. Келдыша; ИПМ № 46). – Режим доступа к ресурсу: http://www.keldysh.ru/papers/2009/prep46/prep2009_46.htm. – 15.05.2012 г.
2. Robot navigation in very cluttered environments by preference-based fuzzy behaviors. Elsevier [Text] / Majura F. Selekwa, Damion D. Dunlap, Dongqing Shi, Emmanuel G. Collins // Robotics and Autonomous Systems. – 2008. – Vol. 56. – P. 231 – 246.
3. Ivakhnenko, A.G. The Review of Problems Solvable by Algorithms of the Group Method of Data Handling [Text] / A.G. Ivakhnenko, G.A. Ivakhnenko // Pattern Recognition and Image Analysis. – 1995. – P. 527 – 535.

4. Philip Chen C.L. *Polynomial Neural Networks Based Mobile Robot Path Planning [Text]* / C.L. Philip Chen, F. Ahmed // *Proc. of SPIE Conf. «Applications of Artificial Intelligence»*. – 1993. – P. 320-326.

5. Ahmed Philip Chen C.J.L. *An Efficient Obstacle Avoidance Scheme in Mobile Robot Path Planning using Polynomial Neural Networks [Text]* / Ahmed Philip Chen C.J.L. // *Proc. of the IEEE National Aerospace and Electronics Conf.* – 1993. – 2. – P. 848-850.

6. Тырышкин, А.В. Целевые аспекты построения системы управления автономным мобильным роботом на основе дважды многоуровневых нейронных сетей МГУА с активными нейронами [Текст] / А.В. Тырышкин, А.А. Андраханов // *Методы и средства управления технологическими процессами* – 2007: материалы IV Междунар. конф. – Саранск: Изд-во Мордов. ун-та, 2007. – С. 237-243.

7. Теоретические основы робототехники. В 2 кн. [Текст] / А.И. Корендясев, Б.Л. Саламандра,

Л.И. Тывес, отв. Ред. С.М. Каплунов; Ин-т машиностроения им. А.А. Благонравова РАН. – М.: Наука, 2006. – Кн. 1. – 383 с., 33-34.

8. Тимофеев, А.В. Адаптивные робототехнические комплексы [Текст] / А.В. Тимофеев. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд., 1988. – 332 с.

9. Немченко, В.В. Багаторівневі системи прийняття рішення в робототехніці / В.В. Немченко [Текст] / В.В. Немченко // *Обробка сигналів і негаусівських процесів: наук.-практ. конф.: тези допов.* – Ч.: ЧДТУ, 2011. – С. 211-212.

10. Голуб, С.В. Формування дублюючих рівнів в ієрархічних структурах автоматизованих систем багаторівневого перетворення інформації [Текст] / С.В. Голуб, В.В. Немченко, В.Ю. Нечипоренко // *Вісник Східноукраїнського національного університету ім. Володимира Даля.* – 2011. – № 9. – С. 294-297.

Надійшла до редакції 28.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Г. Корченко, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АВТОНОМНЫМ МОБИЛЬНЫМ РОБОТОМ НА ОСНОВЕ МНОГОУРОВНЕВОЙ СИСТЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ

В.П. Квасников, В.В. Немченко

В работе представлен новый подход к построению системы управления автономным мобильным роботом в условиях быстрого изменения условий внешней среды. Предлагаемая структура системы управления, в которой система принятия решений построена на основе многоуровневой системы преобразования информации, состоит из двух уровней. На первом уровне, на основе информации об окружающих предметах, формируются модели-классификаторы оперативной ситуации. Полученные модели передаются на второй уровень, где на их основании происходит генерация вектора движения. Данный вектор передается подвижной системе, где происходит формирование серии управляющих команд в подвижные части робота.

Ключевые слова: интеллектуальный робот, система управления, многоуровневая система преобразования информации.

THE CONTROL SYSTEM CONSTRUCTION OF AN AUTONOMOUS MOBILE ROBOT BASED ON MULTILEVEL SYSTEM OF CONVERTING INFORMATION

V.P. Kvasnikov, V.V. Nemchenko

In this paper, a new approach of creating the control system of an autonomous mobile robot under the rapid dynamic changes of environmental factors. The offered structure of the control system in which the system of decision making is constructed on the basis of multilevel system of converting information consists of two levels. At the first level, based on information about the surrounding objects, model-classifiers of operational situation is generated. These models are transferred to the second level, where their base is the generation of vector movement. This vector is transmitted to the mobile system, where the formation of a series of control commands to the moving parts work is generated.

Key words: intelligent robot, control system, multi-system conversion information.

Квасніков Володимир Павлович – доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри інформаційних технологій інституту інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: kvp@nau.edu.ua.

Немченко Вадим В'ячеславович – аспірант інституту інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: westa.nvv@gmail.com.

УДК 531.7

О.В. БОРКОВСЬКИЙ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ІДЕНТИФІКАЦІЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ЦИФРОВОЇ КАМЕРИ В ПРОГРАМНОМУ ПРОДУКТІ LABVIEW

В даній статті розглянута можливість обробки статичних і анімованих зображень в програмному продукті Labview. Для обробки зображень служить базовий модуль NI Vision. Він містить набір оптимізованих функцій для роботи з кольоровим, чорно-білим, бінарним зображенням, включаючи фільтрацію, статистичні і геометричні зміни форми, зіставлення із зразком, вимірювання параметрів зображення. Комплект драйверів для роботи з відеокамерами NI IMAQ сумісний зі всім програмним забезпеченням National Instruments, включаючи NI DAQ. Це дозволяє легко інтегрувати роботу із зображенням в будь-який продукт National Instruments. Головна відмінна риса NI IMAQ – велика бібліотека спеціальних функцій. Серед них і шаблони настройки самих камер і функції виділення пам'яті, ініціації запуску і власне отримання зображення як в постійному режимі так і в режимі одного знімка.

Ключові слова: Labview, NI Vision assistant, NI DAQ, функціональна панель, піксель.

Вступ

На даний час особливий інтерес серед систем автоматизації збору даних викликають системи технічного зору як ефективний спосіб рішення широкого кола наукових і прикладних задач. Найпотужнішим інструментом роботи із зображеннями є пакет NI Vision, доповнений набором драйверів NI IMAQ і модулем NI Vision Assistant.

Незалежно від програмного середовища, що використовується, – LabVIEW, Measurement studio, Visual Basic або Visual C++ – пакет напряму надає повний контроль над всіма типами аналогових і цифрових камер і дозволяє не вдаватися до програмування на рівні регістрів.

Однією із спеціалізованих апаратно-програмних технологій National Instruments є платформа машинного зору (NI Vision), що складається з технології збору (частіше говорять – захоплення) зображення IMAQ (IMage AcQuisition) і програмної технології його обробки і аналізу.

Апаратна частина технології IMAQ включає модулі захоплення зображення з практично всіх поширених джерел відеосигналів – аналогових і цифрових відеокамер різних стандартів і конфігурацій.

Ці модулі розроблені таким чином, що переважно їх функцій можна управляти програмно, що значно спрощує введення зображення з найрізноманітніших відеоперетворювачів.

З цієї причини за допомогою IMAQ можливо працювати як із зображеннями будь-якого спектрального діапазону (від рентгенівського до інфрачервоного), з різною швидкістю введення – від одинич-

них «знімків» до десятків тисяч кадрів в секунду, з різною глибиною оцифровки (від 8 до 32 розрядів).

Інтерфейси IMAQ також пропонують програмовані засоби синхронізації відео введення з іншими дискретними або аналоговими процесами в досліджуваній або керованій системі

Комплект драйверів для роботи з відеокамерами NI IMAQ сумісний зі всім програмним забезпеченням National Instruments, включаючи NI DAQ. Це дозволяє легко інтегрувати роботу із зображенням в будь-який продукт National Instruments. Головна відмінна риса NI IMAQ – обширна бібліотека спеціальних функцій.

Серед них і шаблони настройки самих камер і функції виділення пам'яті, ініціації запуску і власне отримання зображення як в постійному режимі так і в режимі одного знімка.

Для підключення цифрової камери можливо скористатися стандартною програмою в LabVIEW Grab and Select Mode.vi. Ці підпрограми легко імпортуються в LabVIEW.

Основні переваги такого підходу є наочність та швидкість отримання результатів при використанні подібних програмно-апаратних комплексів а також простота використання та освоєння.

Основний матеріал

Опис передньої панелі. Передня панель (рис. 1) складається з наступних елементів:

Вікна виводу зображень (верхнє вікно відображає рух деталі по конвеєру, нижній – показує захоплене зображення, на якому показаний тип деталі та її контур).

Поле для введения місцеположення Classifier File, яке указується до початку запуску самої програми.

Масиви: назв деталей; кількості деталей, що пройшли по конвеєру; кольорів контурів.

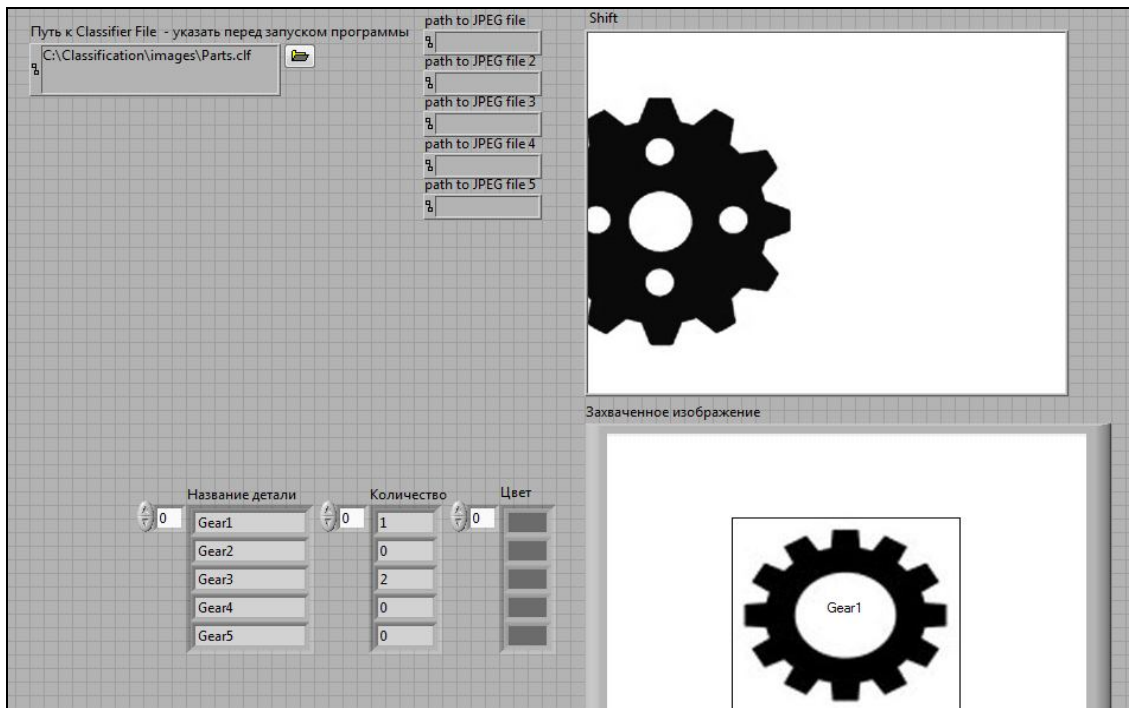


Рис. 1. Передня панель

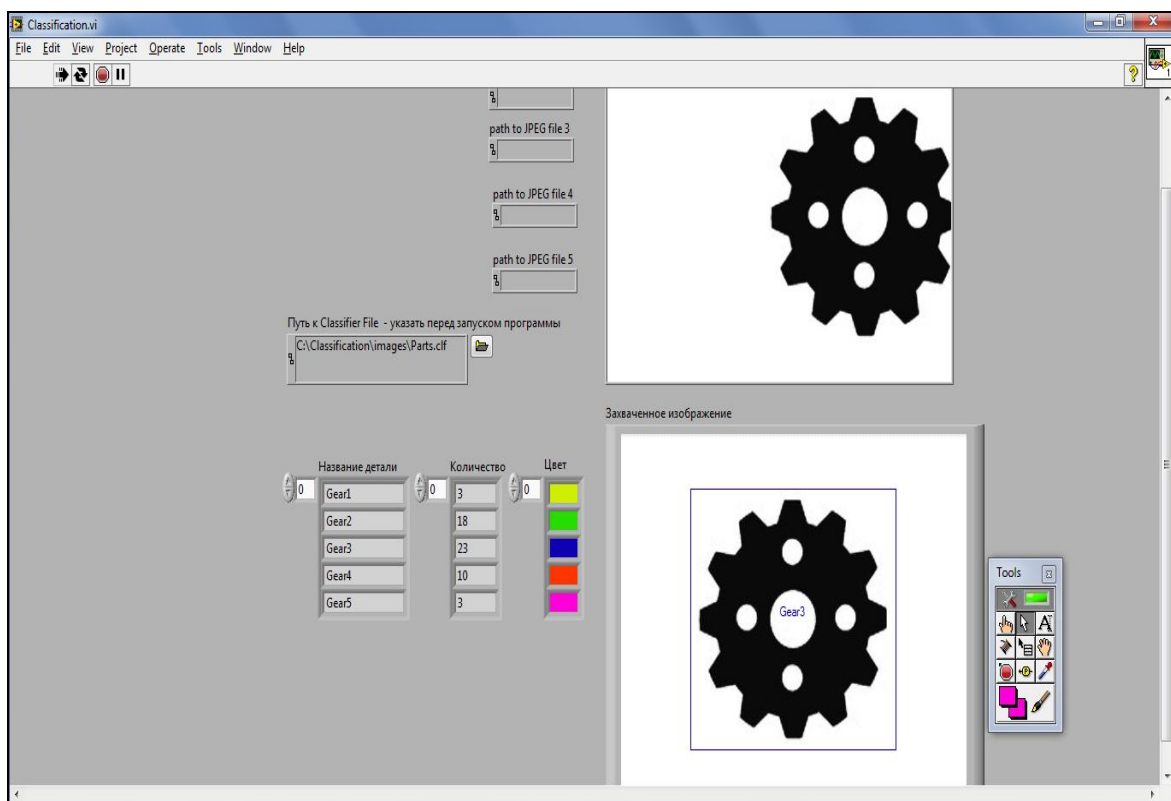


Рис. 2. Цифрове зображення деталі, що рухається на конвеєрі

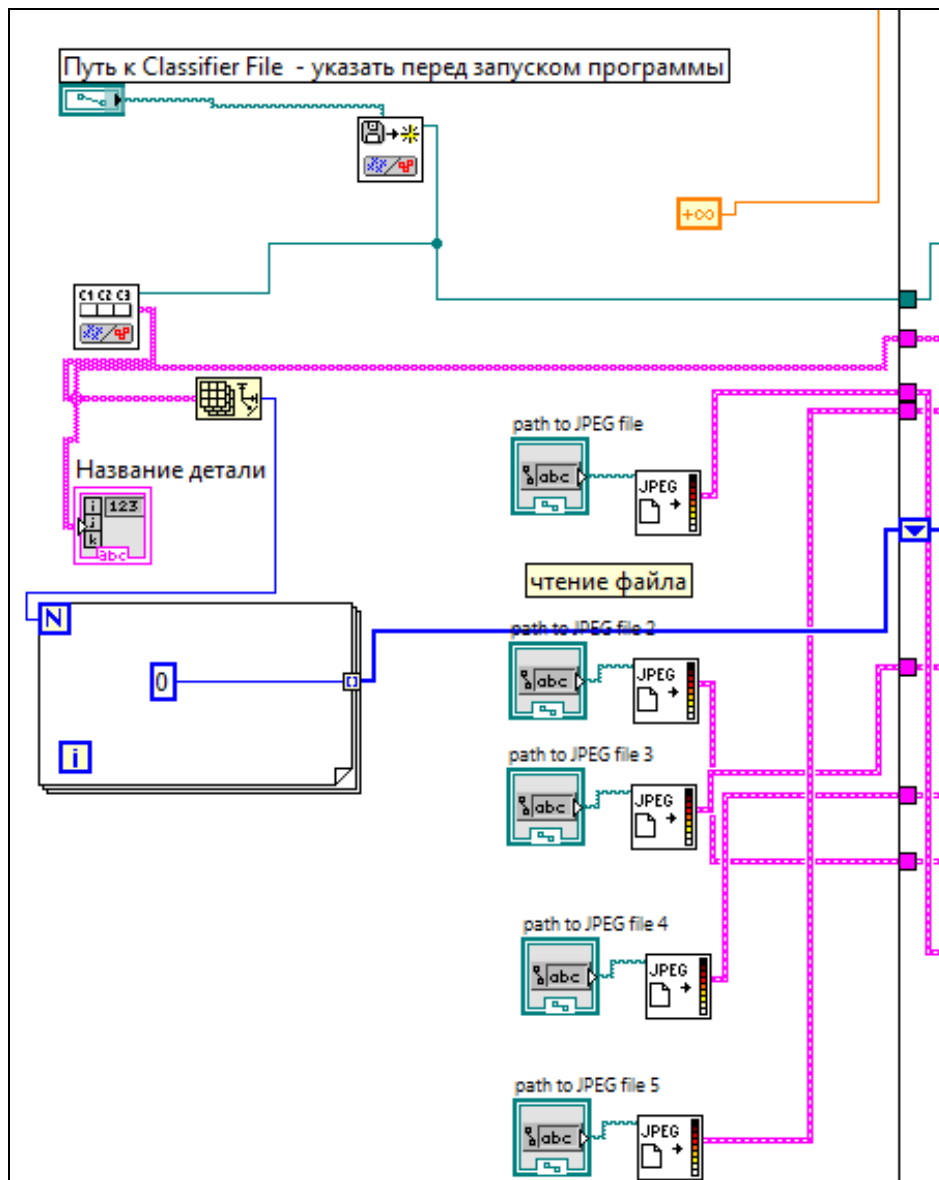


Рис. 3. Завантаження файлів JPEG

Опис функціональної панелі. Функціональну панель можна умовно розділити на дві частини:

функціональна панель введення зображення і представлення його в русі, а також створення випадкового порядку висновку набору введених зображень (верхнє вікно висновку зображень);

функціональна панель, яка відповідає безпосередньо за пізнання деталі (нижнє вікно висновку зображень), підрахунку по типу кількості пройдених деталей по конвеєру.

Опис першої частина функціональної панелі. Для коректної роботи програми перед її запуском необхідно вказати шлях до Classifier File, який в стандартному випадку знаходиться в C:\Classification\images\Parts.clf. Після запуску програми відкривається діалогове вікно, яке вимагає завантаження 5 видів деталей. Це необхідне для того, щоб програма з цих зображень генерувала

випадковий потік деталей по конвеєру. На рис. 3 показані завантаження 5 файлів у форматі JPEG, формування масиву назв деталей, вказівку місцеположення до файлу Classifier File. Цикл необхідний для підрахунку кількості деталей.

Елемент IMAQ Classifier Accuracy VI - надає інформацію про точність і прогностичну цінність навчання класифікатора.

Елемент Array Size Function – повертає кількість елементів в кожному вимірюванні масиву.

Елемент IMAQ Read Classifier File VI – прочитає класифікатор сесії з файлу, після вказаного шляху.

Наступним кроком обробки отриманого зображення є його перетворення у векторний формат. На рис. 4 зображений цикл, який формує випадковий потік деталей.

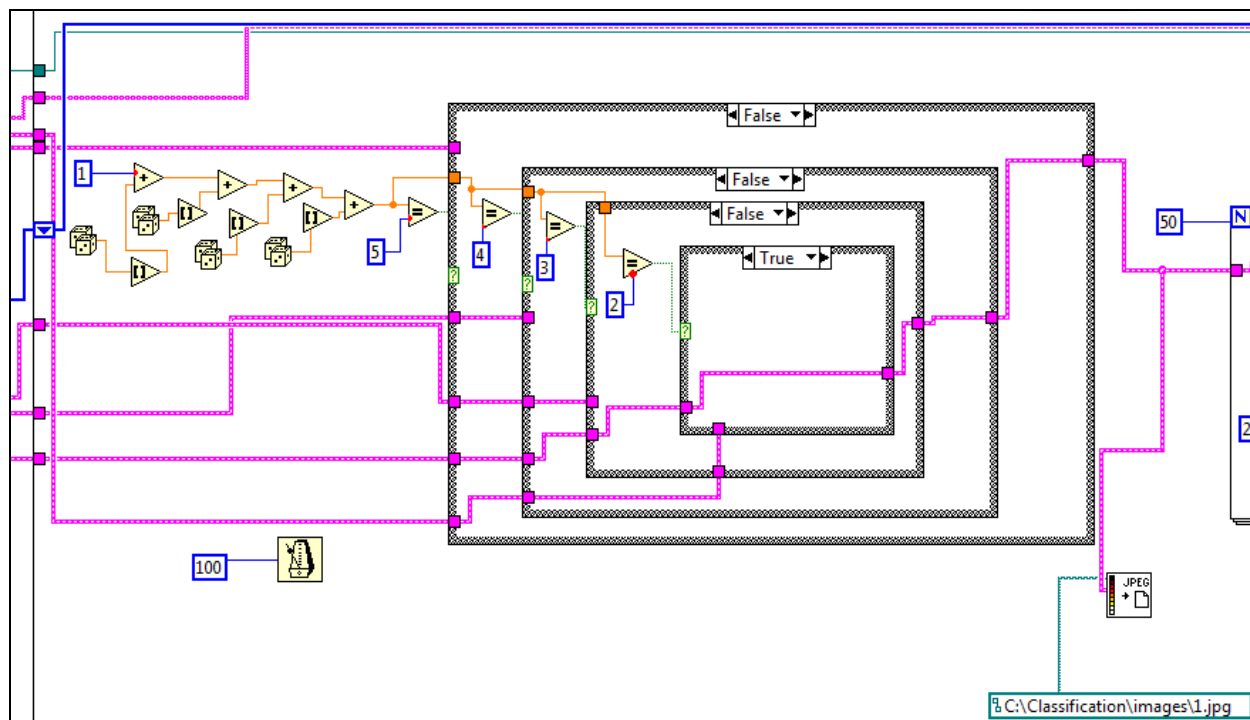


Рис. 4. Формування випадкового потоку деталей

Це досягається шляхом генерації випадкових чисел і case-структур. Після випадкового вибору деталі його зображення зберігається в C:\Classification\images\1.jpg.

Далі введені зображення перетворюються у векторний формат. На рис. 4 зображений цикл, який формує випадковий потік деталей. Це досягається шляхом генерації випадкових чисел і case-структур. Після випадкового вибору деталі його зображення зберігається в C:\Classification\images\1.jpg. Це необхідно для того, щоб по цьому зображенню працювала друга частина функціональної панелі (ідентифікація деталі).

Для імітації руху деталей по конвейєру в програмі розроблений цикл, який показаний на рис. 4. В даному випадку відбувається перетворення кластера даних зображення в 2D масив (елемент Unflatten Pixmap VI). Потім зворотне перетворення растрового зображення з масиву 2D в 1D але з подачею на вхід top left координат розміщення верхнього лівого кута зображення (елемент Flatten Pixmap VI).

Після цього зображення подається на елемент Draw Flattened Pixmap VI, який безпосередньо і відображає зображення у верхньому вікні висновку зображень на передній панелі (елемент Shift).

Опис другої частини функціональної панелі. Дана функціональна панель складається з Stacked Sequence Structure компоненти, яка включає в себе три піддіаграми, які виконуються послідовно.

Як було сказано раніше в другій частині функціональної панелі відбувається безпосередньо іден-

тифікація деталі, яка була показана у вікні Shift на передній панелі.

У цій піддіаграмі відбувається:

- ✓ виділення пам'яті для тимчасового зберігання зображень (елемент IMAQ Create VI).
- Classification – це безпосередньо для нашого зображення, Classification Temp – для перетвореного зображення;
- ✓ введення директорії зберігання зображення;
- ✓ тимчасова затримка в 2,1 секунди. Це необхідно для того, щоб друга частина функціональної панелі починала працювати тільки після завершення роботи першої частини.

Елемент IMAQ ReadFile VI, в якому відбувається зчитування файлу зображення у форматі JPEG – довантажування файлу-зображення в Classification.

IMAQ Threshold VI – застосовує поріг для зображення. На вхід елементу подається посилання на початкове зображення (Image Src), посилання на цільове зображення (Image Dst), стан помилки (error in – за замовчуванням помилки немає) і в кластер вводиться поріг діапазону (Range). З виходу знімаються посилання на кінцеве зображення (Image Dst) та інформація про помилку (error).

Елемент IMAQ RejectBorder VI – видаляє частинки, які торкаються меж зображення. Початкове зображення повинне бути 8-розрядного двійкового коду. В нашому випадку на вхід елементу подається посилання на початкове зображення (Image Src) та

стан помилки (error in – за замовчуванням помилки немає). На виході одержуємо посилання на кінцеве зображення (Image Dst) і інформація про помилку (error).

Елемент IMAQ Particle Analysis Report VI – повертає число частинок, зареєстрованих в бінарному зображенні і безліч звітів, що містить вимірювання частинок, що найбільш часто використовуються. На вхід подається початкове зображення (Image) і стан про помилку (error in).

З виходу елемента знімаємо масив, який повертає набір пікселів вимірювань реєстрованих частинок (Particle Reports (Pixels)), що не калібруються, знімаємо саме зображення (Image (duplicate)) і полягання про помилку (error).

Після перелічених елементів формується цикл, в якому відбувається збільшення зони рамки розпізнавання, шляхом введення координат осей (елемент Unbundle Name Function). На виході одержуємо масив координат рамки (Array) і перетворений прямокутник (за допомогою елементу IMAQ Convert Rectangle to ROI VI з нульовим кутом обертання).

Після елементу Classification Particle Analysis формується цикл, який в собі містить елемент IMAQ Classify VI (класифікує зображення зразка, який знаходиться в ROI). На його вхід подається вказана область в зображенні (ROI Descriptor), посилання на класифікатор сесії (Classifier Session див. рис. 3), посилання на джерело зображення (Image) і полягання про помилку (error in).

На виході одержуємо клас, який є масивом з одним елементом (Class Results) і стан про помилку (error).

Далі інформація поступає на елемент Classification Overlay, який класифікую деталь. На його вхід подається інформація про координати (крайня ліва і крайня права крапка, подається зображення (Image), інформація про центр фігури

(Center Mass), про тип деталі (Class), масив типів всіх деталей (Classes name), первинна кількість деталей. На виході цього блоку одержуємо зображення (Image 2 – з нанесеною рамкою, Image – з нанесеним текстом), New Total – оновлення кількості деталей. Весь цикл необхідний для того, щоб можна було на одному зображенні пізнавати декілька фігур. Оскільки у нас за завданням подається одна фігура в зображенні, то цикл проходить всього один раз.

Для підключення цифрової камери можна скористатися стандартною програмою в LabVIEW Grab and Select Mode.vi.

Висновок

Таким чином, IMAQ Vision дозволяє обробляти як чорно-білі зображення, так і кольорові, забезпечує геометричні перетворення, фільтрацію зображення, побудову розподілів, калібрування, а також пошук і виділення країв об'єктів, визначення геометричних параметрів об'єктів та їх класифікацію, а також проведення статистичного і морфологічного їх аналізу.

Також було запропоновано алгоритм ідентифікації деталей на рухомому конвеєрі за допомогою цифрової відеокамери.

Література

1. Форсайт, Д. Компьютерное зрение. Современный поход [Текст]: пер. с англ. / Д. Форсайт, Ж. Понс. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2004. – 928 с.
2. Методы компьютерной обработки изображений [Текст] / Под. ред. В.А. Сойфера. – М.: Физматлит, 2003. – 784 с.
3. Гонсалес, Р. Цифровая обработка изображений [Текст] / Р. Гонсалес, Р Вудс. – М.: Техносфера, 2005. – 1072 с.

Надійшла до редакції 27.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.І. Чічікало, Донецький національний технічний університет, Донецьк, Україна.

РАСПОЗНАВАНИЕ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ С ПОМОЩЬЮ ЦИФРОВОЙ КАМЕРЫ В ПРОГРАММНОМ ПРОДУКТЕ LABVIEW

А.В. Борковский

В данной статье рассмотрена возможность обработки статических и анимированных изображений в программном продукте Labview. Для обработки изображений служит базовый модуль NI Vision. Он содержит набор оптимизированных функций для работы с цветным, черно-белым, бинарным изображением, включая фильтрацию, статистические и геометрические изменения формы, сопоставление с образцом, измерение параметров изображения. Комплект драйверов для работы с видеокамерами NI IMAQ совместим со всем программным обеспечением National Instruments, включая NI DAQ. Это позволяет легко интегрировать работу с изображением в любой продукт National Instruments. Главная отличительная черта NI IMAQ – обширная библиотека специальных функций. Среди них и шаблоны настройки самих камер и функции выделения памяти, инициации запуска и собственно получения изображения как в постоянном режиме так и в режиме одного снимка.

Ключевые слова: LabView, NI Vision assistant, NI DAQ, функциональная панель, пиксель.

RECOGNITION OF MOVING OBJECTS WITH DIGITAL CAMERAS IN THE SOFTWARE PRODUCT LABVIEW

O.V. Borkovskiy

This article described ability to handle both static and animated images in software complex Labview. For image processing usually used the basic module NI Vision. It contains a set of optimized functions for working with color, black and white binary image, including filtering, statistical and geometric changes in the shape, pattern matching, measuring the parameters of the image. The complete set of drivers for work with the video cameras NI IMAQ is compatible with all software National Instruments, including NI DAQ. It allows easily to integrate work with the image in any product National Instruments. Main distinguishing feature NI IMAQ – vast library of the special functions. Among them and templates of tuning of chambers and function of allocation of memory, initiations of start and actually receipt of image as in the permanent mode so in the mode of one picture.

Key words: Labview, NI Vision assistant, NI DAQ, functional panel, pixel.

Борковский Олексій Васильович – асистент Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: Alex19821@yandex.ru.

УДК 004.89:338.45:629.73(045)

В.А. СВИСТУНОВ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ З БАГАТОРІВНЕВИМ ПЕРЕТВОРЕННЯМ ІНФОРМАЦІЇ НА АВІАЦІЙНОМУ ПІДПРИЄМСТВІ

Наведено результати аналізу структурної схеми інтелектуальної системи керування підприємством та її підсистеми перетворення інформації. Визначені призначення метрик, що характеризують стан процесів та проектів служби ІТ підприємства, та наведені вимоги до метрик. Використовувались провідні міжнародні методології керування службою ІТ підприємства: ITIL, RUP та COBIT. Визначені задачі, що потребують розв'язання при створенні інтелектуальної системи керування підприємством. Відзначена необхідність побудови зв'язків між метриками, необхідність розташування метрик за різними рівнями та необхідність виконання системою функцій прогнозування.

Ключові слова: інтелектуальна система керування підприємством, метрика, процеси керування, підсистема перетворення інформації, штучна нейронна мережа, ІТ-менеджер, служба ІТ підприємства, база знань, інтелектуальний інтерфейс.

Вступ

Постановка проблеми. Роль служби ІТ сучасного авіаційного підприємства значно зростає, трансформуючись від виконання суто обслуговуючих функцій до стратегічно значущих.

Головну роль у цьому процесі трансформації відіграє якість та швидкість управлінських рішень, які щоденно приймає керівник служби ІТ підприємства (ІТ-менеджер), орієнтуючись на потреби підприємства, його фінансові ресурси та сучасні технологічні можливості. Тому управлінські рішення ІТ-менеджера, які приймаються в умовах невизначеності, мають бути раціональними і прийматися та виконуватися своєчасно.

ІТ-менеджер має дуже добре орієнтуватися у реальних потребах підприємства, приділяючи цьому питанню достатню увагу та мати відповідні професійні знання. З іншого боку ІТ-менеджер має відмінно володіти ситуацією в середині служби ІТ підприємства, що переважно складається з декількох підрозділів, ефективно організовуючи їх взаємодію між собою та з іншими підрозділами підприємства. Він має ефективно застосовувати сучасні методології з управління процесами та проектами, що реалізує служба ІТ, в цілях максимізації ефективності використання ресурсів підприємства. Від ІТ-менеджера вимагається бути висококласним технічним спеціалістом, мати досвід у різноманітних багаточисельних галузях сучасних інформаційних технологій.

Використання інтелектуальних систем керування підприємством з багаторівневим перетворен-

ням інформації значно допомагає в успішному виконанні цих завдань.

Аналіз досліджень і публікацій. На теперішній час на підприємствах України різного типу лише частково застосовується рекомендації, описані у методологічних матеріалах [1 – 5], в яких узагальнені дослідження та практичний досвід керування службами ІТ багатьох підприємств по всьому світу.

У праці [6] зібрано основні метрики, за якими оцінюється поточний стан служби ІТ, проте вони не враховують взаємозв'язки між собою та відсутнє прогнозування.

Постановка завдання. Провести аналіз роботи та структури інтелектуальної системи керування підприємством.

Розв'язання завдання. Прийняття рішень ІТ-менеджером проводиться в умовах невизначеності, а саме: нерегламентованої, неповної, нечіткої та слабо структурованої інформації. Ця інформація зберігається в інтегрованій системі управління, що утворюється технічними об'єктами та обслуговуючим персоналом, об'єднаними у відповідну структуру [8]. Складні інтегровані системи управління є ієрархічними багаторівневими та багатооб'єктними системами, для яких характерні складні взаємозв'язки між окремими об'єктами як по вертикалі, так і по горизонталі. Значна кількість інформації, розподілення функцій керування між виконавчими структурними підрозділами підприємства кількох рівнів підвищує складність прийняття рішень на різних рівнях.

Структура інтелектуальної системи управління представлена на рис. 1, в яку входить: блок аналізу

ситуацій, база знань, база даних, база моделей, механізм виводу, механізм прогнозування та інтелектуальний інтерфейс.

База даних містить данні про поточний стан підприємства, виробничі данні з історією їх зміни у часі, данні про виробничі події, а також метрики – данні, що характеризують управлінську ситуацію на різних рівнях, представлену моделями та засобами моделювання.



Рис. 1. Загальна структура інтелектуальної системи керування підприємством

База моделей містить аналітичні залежності, що характеризують різноманітні аспекти експлуатації технічних комплексів.

База знань містить знання про слабо структуровані проблеми, що виникають при керуванні технічними комплексами.

Механізм виводу містить обчислювальні правила, за допомогою яких, формуються рекомендації, що надаються користувачам системи.

Механізм прогнозування виконує дослідження перспектив розвитку станів підприємства і виробничих даних у часі та альтернативних шляхів досягнення цільових станів системи.

Інтелектуальний інтерфейс відображає інформацію, що міститься у системі, у зручному для людського сприйняття вигляді згідно ролі, яку виконує певний користувач в системі.

Для перетворення інформації у інтелектуальній системі управління пропонується використовувати чотирирівневу структуру підсистеми перетворення інформації на базі штучних нейронних мереж (рис. 2).

Розглянемо структуру підсистеми перетворення інформації за її складовими.

Рівень №1 забезпечує визначення метрик, що характеризують стан процесів та проектів служби ІТ підприємства [3 – 5], на основі отриманих з інформаційних систем даних та статистичних даних. Цей рівень містить моделі станів, в яких може перебувати підприємство та служба ІТ.



Рис. 2. Структура підсистеми перетворення інформації

Рівень №2 розпізнає оперативну поведінку служби ІТ як цілісного підрозділу підприємства. Цей рівень містить моделі-класифікатори оперативної ситуації за ознаками, що подаються на її входи із виходів моделей рівня №1.

Рівень №3 формує послідовності рекомендованих до виконання ІТ-менеджером дій для керування службою ІТ підприємства.

Рівень №4 представляє собою особу, що приймає рішення (ОПР) на основі отриманої інформації на нижніх рівнях та відбирає реальні найбільш

пріоритетні послідовності дій, що виконуються ІТ-менеджером та накопичує данні про відбори послідовностей реальних дій.

Задача структурної ідентифікації підсистеми перетворення інформації розв'язується шляхом висхідного синтезу моделей об'єктів відповідних рівнів моніторингу. Це дозволяє забезпечити ефективну взаємодію елементів структури з метою реалізації глобальної функції системи.

Метрики [6], що характеризують стан процесів та проектів служби ІТ підприємства, потрібні для того, щоб:

1. Узгоджувати діяльність служби ІТ з цілями та завданнями підприємства.

2. Досягати відповідності вимогам, що регламентуються державою та іншими інституціями, яким підпорядковане підприємство.

3. Безперервно підвищувати якість діяльності служби ІТ підприємства.

Вимоги до метрик наступні:

1. Метрики мають бути конкретними (вимірними), а не абстрактними.

2. Кількість метрик має бути оптимальною, а не надлишковою чи недостатньою.

3. Вибір конкретних метрик має базуватися на цілях та завданнях, що стоять перед конкретним підприємством та його службою ІТ у певний проміжок часу.

4. Метрики мають бути зрозумілі працівникам та бути мотивуючим фактором для працівників, що відображає якість їх діяльності.

В процесі побудови системи управління необхідно розглянути наступні задачі [7]:

1. Складання математичних моделей середовища та системи управління.

2. Врахування факторів невизначеності та компенсація дестабілізуючих факторів.

3. Вибір метрик та засобів їх вимірювання.

4. Проектування системи управління на основі розроблених моделей та критерію якості.

5. Оцінка результатів синтезу системи аналітично та шляхом імітаційного моделювання.

6. Випробування реалізованої системи.

Використання багаторівневих систем перетворення інформації в інтелектуальних системах керування підприємством має великі перспективи, тому дана тема потребує подальшого детального розгляду.

Висновок

В результаті дослідження запропоновані структурні схеми інтелектуальної системи управління та її підсистеми перетворення інформації, а також визначені вимоги до метрик, що характеризують стан процесів та проектів служби ІТ підприємства.

Література

1. ISO 9004:2009 Менеджмент для достижения устойчивого успеха организации. Подход на основе менеджмента качества [Текст] // Международная организация по стандартизации. – 2009.
2. ISO/IEC 15288:2002 Системная инженерия – Процессы жизненного цикла систем [Текст] // Международная организация по стандартизации. – 2002.
3. ITIL Version 3 Service Operation [Text] // OGC. – 2007.
4. Kroll, P. The Rational Unified Process Made Easy: A Practitioner's Guide to the RUP [Text] / P. Kroll, P. Kruchten // Addison–Wesley. – 2003.
5. COBIT 5 [Text] // ISACA. – 2012.
6. Brooks, P. Metrics for IT Service Management [Text] / P. Brooks // Van Haren Pub. – 2006.
7. Сергин, М.Ю. Современное состояние и возможные пути решения проблем построения систем управления технологическими процессами [Текст] / М.Ю. Сергин, // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2004. – № 1. – С. 2–8.
8. Авсюкевич, Д.А. Подход к формализации интегрированных систем управления на основе теории топосов [Текст] / Д.А. Авсюкевич, // Известия академии наук. Теория и системы управления. – 2002. – № 1. – С. 120–126.

Надійшла до редакції 29.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри В.П. Квасніков, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С МНОГОУРОВНЕВЫМ
ПРЕОБРАЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИИ
НА АВИАЦИОННОМ ПРЕДПРИЯТИИ**

В.А. Свистунов

Приведены результаты анализа структурной схемы интеллектуальной системы управления предприятием и ее подсистемы преобразования информации. Определены назначения метрик, которые характеризуют состояние процессов и проектов службы ИТ предприятия, также приведены требования к метрикам. Были использованы ведущие международные методологии управления службой ИТ предприятия: ITIL, RUP и COBIT. Определены задачи, которые требуют решения при создании интеллектуальной системы управления предприятием. Отмечена необходимость построения связей между метриками, необходимость размещения метрик по уровням, а также необходимость выполнения системой функций прогнозирования.

Ключевые слова: интеллектуальная система управления предприятием, метрика, процессы управления, подсистема преобразования информации, искусственная нейронная сеть, ИТ-менеджер, служба ИТ предприятия, база знаний, интеллектуальный интерфейс.

**INTELLIGENT CONTROL SYSTEMS WITH MULTI-LEVEL
INFORMATION TRANSFORMATION
FOR AIRCRAFT ENTERPRISE**

V.A. Svistunov

The analysis of the structural scheme of the intelligent enterprise management system and its data conversion subsystem is resulted. The purpose of metrics, that characterize the state of processes and projects of IT department of the enterprise, are defined. The requirements to the metrics are provided. Author used the leading worldwide IT governance methodologies, such as ITIL, RUP, and COBIT. The tasks, that need to be addressed when creating an intelligent system management, are defined. The necessity to build relationships between metrics is defined, to accommodate the metrics to the levels, to perform forecasting functions by the system is defined.

Key words: intelligent enterprise management, metrics, management processes, data conversion subsystem, artificial neural network, IT Manager, enterprise IT service, knowledge database, intelligent interface.

Свистунов Віктор Анатолійович – аспірант Національного авіаційного університету, Київ, Україна,
e-mail: victor.svistunov@gmail.com.

УДК 628.012,32:174

ХАДИ АМИНЕ

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

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВЗАИМООТНОШЕНИЯМИ С КЛИЕНТАМИ CRM

Основное положение концепции CRM (Customer Relationship Management) – организации получают, сохраняют и уважают долгосрочных клиентов. Концепция CRM основывается не на маркетинге, а на взаимоотношениях с клиентами. Это бизнес-стратегии, которые направлены на увеличение объема продаж, повышение рентабельности, доходов и удовлетворенности клиентов. Для достижения этих целей, организации используют широкий спектр инструментов, процедур и взаимоотношений с клиентами. В данной статье рассматривается концепция управления взаимоотношениями с клиентами. Для этого принципы концепции управления взаимоотношениями с клиентами будут рассмотрены во взаимодействии с такими главными направлениями: технические аспекты управления взаимоотношениями с клиентами; процессы и процедуры для реализации управления взаимоотношениями с клиентами; успешная реализация планов управления взаимоотношениями с клиентами, неудачные проекты управления взаимоотношениями с клиентами.

Ключевые слова: управление клиентами, CRM, CRM-системы, концепция CRM, эффекты CRM, принципы CRM.

Введение

С развитием индустриальной экономики приходит усиление конкуренции в новых формах, заказчик становится ключевой фигурой во всех видах деятельности организации.

В условиях усиления конкуренции выживание организации зависит от выявления и привлечения новых клиентов и удержания уже существующих.

С другой стороны, улучшение коммуникаций, развитие информационных технологий и появление новых средств связи привело организации и их заказчиков к возможности взаимного множественного выбора, что приводит, в свою очередь, к нестабильному рынку.

Концепция управления взаимоотношениями с заказчиками включает такие преимущества, как рост прибыли, что является следствием увеличения удовлетворенности клиентов; сокращение расходов на продажи и распределение продукции; минимизация затрат на поддержку самой организации.

В данной статье рассматриваются разные грани концепции управления взаимоотношениями с клиентами CRM.

Для этой цели принципы концепции управления взаимоотношениями с клиентами будут рассмотрены во взаимодействии с такими главными направлениями:

– технические аспекты управления взаимоотношениями с клиентами;

– процессы и процедуры для реализации управления взаимоотношениями с клиентами;

– успешная реализация планов управления взаимоотношениями с клиентами

– неудачные проекты управления взаимоотношениями с клиентами.

1. Основные положения концепции управления взаимоотношениями с клиентами

Концепция CRM основывается не на маркетинге, а на взаимоотношениях с клиентами.

Функции CRM в организации (маркетинг, производство, обслуживание клиентов и т.д.) требуют прямого или косвенного контакта с клиентами, что иногда называется контактными пунктами в CRM и относится к разнообразным методам взаимодействия с клиентами [2].

Что такое CRM? Это бизнес-стратегии, которые направлены на увеличение объема продаж, повышение рентабельности, доходов и удовлетворенности клиентов. Для достижения этих целей организации используют широкий спектр инструментов, процедур и взаимоотношений с клиентами [1].

Мотивация внимания в CRM:

- а) мотивация внутри организации;
- б) мотивация электронной торговли;
- в) мотивация основными целями, в состав которой входит:
 - увеличение доходов;

- снижение себестоимости реализованной продукции и распределения;

- минимизация издержек.

Эффекты CRM, влияющие на организационную структуру:

а) переменная организационная структура:

- выбор основной формы организационной структуры включает в себя комплексное проектирование систем и процессов.

- основой переменных организационных структур являются задачи, структура и процессы принятия решений, система поощрений и люди, которые является основой для выбора в организаций [3];

б) организационные изменения в результате использования CRM:

- традиционно организации ориентировались на клиентов, что привело к потребности в создании новой инфраструктуры для поддержания своих процессов.

- на основе современных взглядов можно сказать, что сложность перехода не зависит от организационных технологий, а есть зависимость от организации сотрудников;

- кроме того, организации, которые могут позволить себе такие изменения должны рассматривать пять компонентов: автоматизация; эрозия; реорганизация; подготовка кадров; ресурсы.

Ответственные за реализацию политики CRM. Один из самых сложных вопросов CRM – кто будет ответственным за реализацию и разработку стратегии. Если CRM необходимо включить в состав организационных функций, реализовать их эффективно, то необходимо распределить права и обязанности среди исполнителей. Это означает, что каждый из работников организации, в зависимости от способностей, принимает участие в системе [1].

Принципы CRM. Процессы и программы прикладного управления взаимоотношениями с клиентами основываются на следующих базовых принципах [2]:

а) определение каждого клиента;

б) выбор клиента, основанный на концепции длительности жизни клиента (привлечение и сохранение клиентов, приносящих наибольшую прибыль).

Основные положения концепции управления взаимоотношениями с клиентами:

- выполнение привычных действий – основная идея CRM заключается в том, что будущее поведение клиента определяется с помощью поведения в настоящем или будущем периодах;

- текущее состояние информации о клиенте – всегда правдива, так как правильное решение требует точных данных и информации;

- база данных о клиентах пополняется из различных источников при помощи различных методов; информацию о клиентах необходимо сортировать и удалять с определенной периодичностью, что требует значительного расходования денежных средств на эффективное использование CRM;

- поведение клиентов ориентировано на приобретение новых и конкурентных товаров и услуг в собственность.

Основной предпосылкой CRM является то, что клиенты всегда хотят иметь уникальные товары и услуги.

Однако это предположение не всегда может быть выполнено, поскольку организация не всегда может предоставить все необходимые товары и услуги по причине специализации производства товаров определенного тренда.

Развитие технологий также имеет важное значение в процессе принятия решений [2].

Особенности использования CRM:

а) соответствующая система CRM (без предоставления конкурентоспособных товаров и услуг) не будет гарантированно обеспечена успехом процесса маркетинга;

б) использование CRM в организации должно быть основано на сегментации клиентов, а не продуктов;

в) успешное управление взаимоотношениями с клиентами требует огромной централизованной базы данных, которая содержит полные данные о клиентах;

г) управление взаимоотношениями с клиентами требует применение самых современных и сложных аналитических методов;

д) управление взаимоотношениями с клиентами – это элемент работающего проекта.

2. Технические аспекты системы управления взаимоотношениями с клиентами

Система документации и управления контентом включает в себя следующие компоненты:

а) сетевой сервер;

б) инструменты для создания прикладного программного обеспечения;

в) база данных для текущей системы;

д) инструменты для хранения документации.

Типы технологий CRM:

- оперативное управление взаимоотношениями с клиентами: клиент-ориентированные программные приложения, такие как автоматизация продаж, автоматизация маркетинга и обслуживание клиентов;

– аналитическое управление взаимоотношениями с клиентами: аналитические программы используются менеджерами для обработки стратегических, эффективных и действенных данных, чтобы обеспечить принятие решения о сделке; для обеспечения более эффективного управления необходимо предотвращать чрезмерное накопление данных этими ситуациями; к аналитическим CRM, например, относятся комплексы программ обеспечения хранения данных CRM и комплексы программ изучения данных.

Совместное управление взаимоотношениями с клиентами. Совместное управление взаимоотношениями с клиентами расширяет традиционное применение CRM и требует управления взаимоотношениями с внешними заинтересованными сторонами в цепочке поставок, в том числе с поставщиками, дистрибьюторами, розничными продавцами, которые приносят добавленную стоимость и т.д.

3. Процедуры и процессы управления взаимоотношениями с клиентами

Управление взаимоотношениями с клиентами – это стратегия, процесс, технология или философия маркетинга, которая представляет собой проект при рассмотрении его с разных точек зрения.

3.1. Модель жизненного цикла

Кала Кутта в свою модель управления взаимоотношениями с клиентами включает три этапа: получение, сохранение и улучшение [3].

Каждый этап поддерживает признание и понимание отношений между организацией и клиентами.

Привлечение новых клиентов производится через взаимодействие управления товарами и услугами.

Повышение рентабельности основывается на уже имеющихся клиентах.

Сохранение прибыльных клиентов необходимо для жизнедеятельности организации, при этом упор делается на предоставление услуг, которые необходимы для клиентов, а не для рынка.

3.2. Интегрированная модель тактического процесса CRM

Интегрированная модель тактического процесса CRM или Swift-модель подразумевает следующее: если организация намерена достичь целей CRM, то она должна фокусироваться на ключевых компонентах первичного процесса CRM: взаимодействие, связи, понимание и осознание связи.

CRM – это прерывный процесс обучения, где информация о каждом клиенте преобразовывается для установления связи с ним, что приводит к созданию прибыльных и долгосрочных отношений. Но только иметь информацию о заказчике не достаточно, необходимо узнавать каждую его потребность и проводить последующий анализ, отвечать на их текущие потребности.

3.3. Стратегия Gartner

Стратегия Gartner используется в качестве стратегии управления взаимоотношениями с клиентами и применяется для увеличения прибыльности и удовлетворенности клиентов [5].

Предприятия должны понимать, что эта стратегия охватывает все организации на макроуровне.

Стратегия Gartner включает в себя восемь шагов:

- 1) будущий вид организации;
- 2) будущий вид стратегии CRM;
- 3) применение опыта взаимодействия с клиентами;
- 4) построение успешных взаимовыгодных отношений с клиентами, включающих пять компонентов успешного управления изменениями в CRM:
 - лидерство;
 - навыки и компетенции;
 - знание;
 - организация;
 - стимулы ;
- 5) реорганизация бизнес-процессов;
- 6) использование технологии;
- 7) построение стратегии на основе информации о клиенте;
- 8) критерий измерения.

4. Успешная реализация согласованных проектов управления взаимоотношениями с клиентами

4.1. Оценка готовности организации к реализации CRM [10]

Существует множество моделей для измерения готовности организации к реализации управления взаимоотношениями с клиентами. Для этой цели Укер & Мудамби разработали теорию, состоящую из тех аспектов:

- интеллектуальный,
- социальный
- технологический.

Схема взаимодействия данных аспектов при готовности организации к реализации CRM показана на рис. 1.

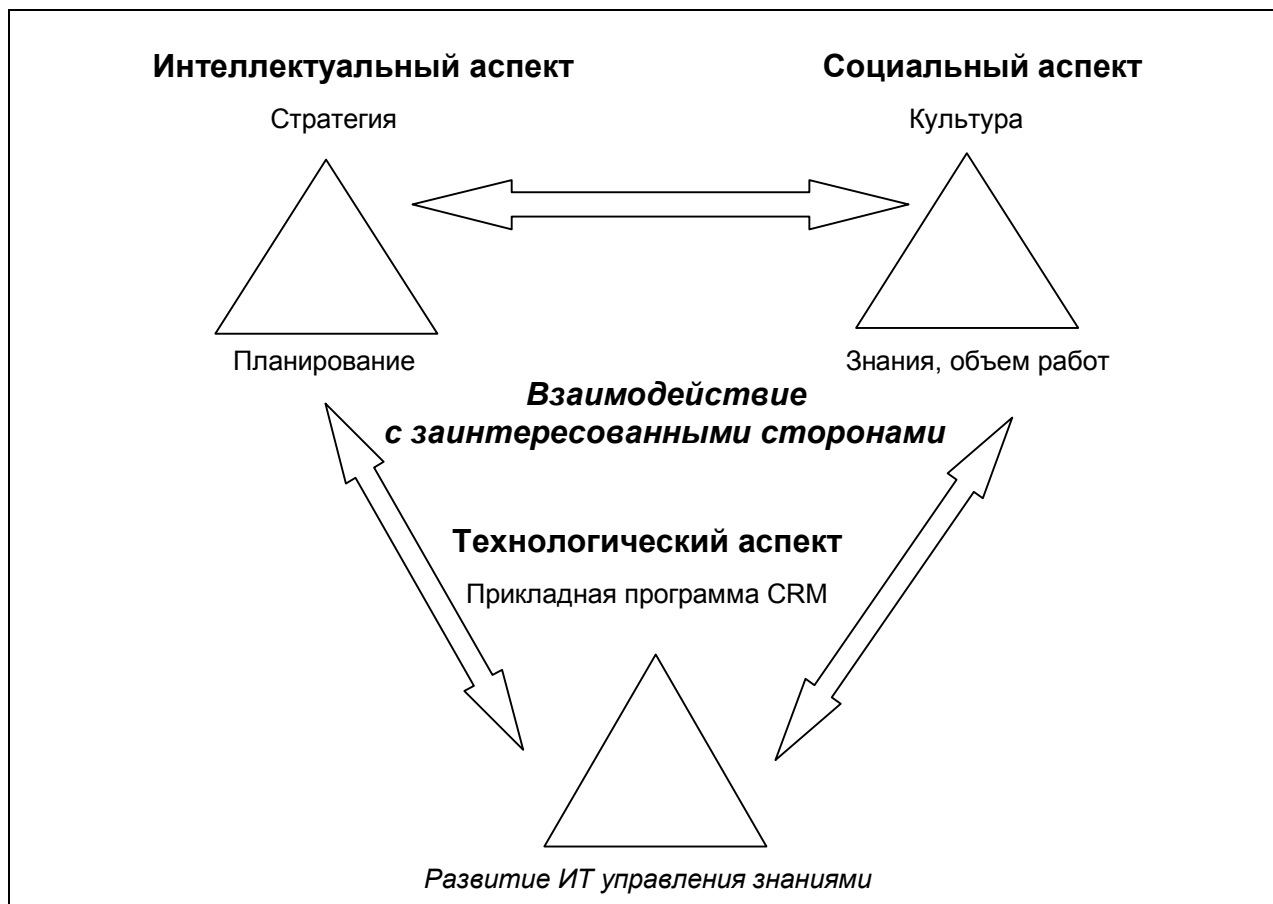


Рис. 1. Схема модели готовности организации к реализации CRM [10]

4.2. Шаги по успешной разработке управления взаимоотношениями с клиентами

Возможные шаги по успешной разработке управления взаимоотношениями с клиентами перечислены ниже:

- Первый: анализ требований.
- Второй: создание эксклюзивного прототипа.
- Третий: планирование осуществления действий.
- Четвертый: проверка после реализации действий.

4.3. Выбор подходящей системы управления взаимоотношениями с клиентами

Система управления взаимоотношениями с клиентами должна включать следующие шаги:

- Первый шаг (начало):
 - выбор состава основной команды;
 - установка цели;
 - проведение проверки текущего состояния процессов;
 - анализ неочевидных преимуществ.
- Второй шаг: использование подходящих людей.

Третий шаг: выбор консультанта.

Четвертый шаг: установка ограничений для выбора.

Пятый шаг: выбор соответствующей системы.

Шестой шаг: запуск системы.

При этом необходимо следовать десяти ключевым моментам в успешной реализации CRM [9]:

1. Определение проблемы.
2. Выбор спонсора.
3. Представление общей картины в уме.
4. Упор на бизнес-процессы, а не на технологию.
5. Реализация управления изменениями.
6. Формирование группы.
7. Выбор реальных партнеров.
8. Выбор правильной методологии.
9. Проект взаимоотношений с конечными пользователями.
10. Проведение обучения персонала [9].

5. Неудачные проекты CRM

Удачные проекты всегда похожи друг на друга, тогда как неудачные всегда имеют свои уникальные причины.

Удачный проект управления взаимоотношениями с клиентами требует выполнения ряда необходимых требований. Несоблюдение любого из них приводит к провалу проекта.

Обычные ошибки в стратегии CRM:

- 1) отсутствие гарантий исполнителя;
- 2) неэффективное администрирование;
- 3) отсутствие четкого видения;
- 4) плохая связь;
- 5) плохое определение рабочих процессов в организации;
- 6) плохой менеджмент;
- 7) не определены рабочие места для исполнителей;
- 8) плохие программы обучения.

Обычные тактические ошибки концепции CRM:

- 1) личные ошибки;
- 2) ошибки в процессах;
- 3) ошибки в продукции.

Заключение

Основное положение концепции CRM состоит в том, что организации получают, сохраняют и уважают долгосрочных клиентов.

Концепция CRM при управлении взаимоотношениями с клиентами может использоваться для поддержания взаимоотношений, ориентированных на клиента (Customer-Centric), в организациях любого размера и вида деятельности, включает маркетинг, продажу и обслуживание клиентов. Сегодня, для того, чтобы сохранить конкурентоспособность, организации ищут пути по разработке и поддержанию точности и своевременности информации о клиентах, продуктах и услугах, маркетинге, продажах.

Однако упомянутые исследования непосредственно не затрагивают тему применения положений стандартов семейства ISO 9000, в которых ориентация на клиента является одним из восьми принципов системы управления качеством в организации.

Литература

1. Cunningham, J. Michael. *Customer relationship management [Электронный ресурс] / J. Michael, Cunningham // Wiley Company; Oxford; United Kingdom. – 2002. – P. 5 – 11. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.capstoneideas.com>. – 18.05.2012 г.*
2. Gray, Paul. *Customer relationship management [Электронный ресурс] / Paul Gray, Byun Jungbok // University of California. – 2001. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.crito.uci.edu>. – 18.05.2012 г.*
3. Johansson, Johan. *Customer relationship management case studies of five Swedish company [Text] / Johan Johansson, Fredrik Storm // Lulea university of technology. – 2002. – P. 56 – 65.*
4. Turban, E. *Information technology management: making connections for strategic advantage [Text] / E. Turban, E. Lean, J. Wetherbe. – 2nd ed. – New York: Wiley, 2002. – 220 p.*
5. Gartner. *Management Update: The Eight Building Blocks of CRM [Электронный ресурс] / Gartner. – 2003. – Режим доступа к ресурсу: http://www.inforte.com/knowledge/publications/kn_publications_savecrm.pdf. – 17.05.2012 г.*
6. Kirkby, Jennifer. *What is a Customer relationship management Strategy? [Text] / Jennifer Kirkby. – 2002. – 144 p.*
7. ACCPAC, *How to choose a CRM system [Электронный ресурс] / ACCPAC // Sage Accpac ERP. – 2004. – Режим доступа к ресурсу: <http://crm.insightexec.com>. – 16.05.2012 г.*
8. IT toolbox, *CRM Implementation – The Steps to Success [Электронный ресурс] / IT toolbox-2003. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.crm.ittoolbox.com>. – 16.05.2012 г.*
9. Thomas, Alice. *Top 10 CRM Best practices [Text] / Alice Thomas // GGI-AMS. – 2004.*
10. Ocker, R.J. *Assesing the Readiness of Firms For CRM: A Literature Review and Research Model [Text] / J. R. Ocker, Mudambi Susan // Temple University; Philadelphia. – 2002. – P. 144 – 149.*
11. Tanoury, D. *Why CRM Projects fail-common strategic [Электронный ресурс] / D. Tanoury, Kit Lreland. – 2002. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.crm2day.com>. – 17.05.2012 г.*
12. Chase, P. *Why CRM Implementation Fail – and What to do about it [Text] / P. Chase. – 2002.*

Поступила в редакцию 28.05.2012

Рецензент: канд. экон. наук, проф. Я.В. Сафронов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ВЗАЄМИНАМИ З КЛІЄНТАМИ CRM

Хаді Аміне

Основне положення концепції CRM (Customer Relationship Management) полягає в тому, що організації отримують, зберігають і шанують довгострокових клієнтів. У даній статті розглядається концепція управління взаємовідносинами з клієнтами, яка має різні грані. Для цієї мети принципи концепції управління взаєминами з клієнтами будуть розглянуті у взаємодії з такими головними темами: технічні аспекти управління взаємовідносинами з клієнтами; процеси та процедури для реалізації управління взаємовідносинами з клієнтами; успішна реалізація планів управління взаємовідносинами з клієнтами, неуспішні проекти управління взаємовідносинами з клієнтами.

Ключевые слова: управління клієнтами, CPM, CPM-системи, концепція CPM, ефекти CPM, принципи CPM.

CUSTOMER RELATIONSHIP MANAGEMENT CRM

Hadi Amineh

The main idea of the CRM (Customer Relationship Management) concept is that the organizations receive, preserve and respect the long-term customers. This article considers the concept of customer relationship management, which has different face. For this purpose, the principles of the customer relationship management concept will be considered in conjunction with the main themes: the technical aspects of customer relationship management, processes and procedures for the customer relationship management implementation, successful customer relationship management projects plans implementation, unsuccessful customer relationship management management projects plans implementation.

Key words: Managing customers, CRM, CRM system, Understanding the concept of CRM, What is CRM, The effects of CRM, Illusions about the CRM, Principles of CRM.

Амине Хади – аспірант факультета «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: hadiamineh@hotmail.com.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>	<i>Автор</i>	<i>стр.</i>	<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
Абдуллаев П.Ш.	170	Дениз С.	118	Опалев В.А.	72
Алехин С.А.	72	До А.	123	Пашаев А.М.	170
Амине Хади	223	Долматов А.И.	7	Погорелов Г.И.	161
Ананьев В.М.	44	Долматов Д.А.	113	Поляцко В.Л.	86
Андреева Т.П.	133	Дорофеев В.Л.	44	Прищепов О.Ф.	20
Андреев В.И.	20	Дудек М.	118, 123	Радченко А.Н.	68
Багаева Ю.О.	161	Дуссо Л.	118	Радченко Н.И.	55, 61
Бадыков Р.Р.	33	Епифанов С.В.	144	Радченко Р.Н.	61
Балуев Б.А.	39	Каукаров А.К.	77	Рачубински Х.	123
Бернар М.	118	Кащеев А.В.	24	Рева А.Н.	176
Бес Т.	61	Квасников В.П.	196, 201	Рыжков С.С.	55
Богайская Е.В.	156		209	Сабакарь А.И.	7
Богуслаев В.А.	113	Клименко Л.П.	20	Сафонов В.А.	82
Болсуновский С.А.	16	Клод П.	118	Свистунов В.А.	219
Бондаренко А.А.	50	Коновалов А.В.	68	Сеньян А.	123
Борисевич В.К.	7	Коровин Б.Б.	106	Сирота А.А.	61
Борковский А.В.	213	Крамаренко Т.Ю.	156	Сказкин Р.О.	16
Борсук С.П.	187	Куанышев М.К.	77	Складчиков А.С.	133
Буряченко А.Г.	153	Кузнецов П.Н.	82	Скорченко И.В.	7
Былинкина О.Н.	106	Куликов Г.Г.	161	Смирнов Д.С.	24
Бычков Н.Г.	39	Кулиш Е.А.	196	Смит А.	128
Ваганов П.А.	39	Кучеренко Ю.Н.	98	Сотников В.Д.	11
Варбанец Р.А.	98	Леонтьев А.Е.	16	Стасевич А.А.	106
Вдовиченко В.И.	176	Лепешкин А.Р.	39	Сташинский А.П.	192
Вермель В.Д.	16	Лещенко Ю.П.	205	Стороженко М.С.	50
Виноградов А.С.	33	Линник И.И.	156	Сэнь Ф.	118
Воробьев Ю.С.	29	Лино да Силва М.	123, 128	Терентьев А.Е.	50
Габриэль Ю.И.	140	Максимов Ю.С.	92	Тисарев А.Ю.	33
Гвоздева И.М.	153	Меликов Э.Т.	170	Третьяк В.В.	7, 11
Герасименко В.П.	72	Минчев Д.С.	92	Уманский А.П.	50
Гийо М.	118	Миргород В.Ф.	153	Устименко И.М.	176
Гогоренко А.А.	92	Мирзоев А.Дж.	170	Фатиков В.С.	161
Голдун В.Ю.	20	Морозова В.С.	86	Федоров Д.М.	201
Голованов В.В.	44	Мошенцев Ю.Л.	92	Фордуй С.Г.	55
Головань А.И.	98	Мурзагалиев А.Ж.	77	Худяков С.В.	11
Головчук А.Ф.	140	Мухтаров А.Т.	77	Чернухо А.	123
Голодняк Р.И.	140	Нагорный А.В.	92	Чикхаоуи А.	128
Губайдуллин И.Т.	133	Некрасов В.Г.	77	Шевченко М.В.	144
Губанов Г.А.	16	Немченко В.В.	209	Шепель В.Т.	24
Гун В.С.	86	Овчаров Е.Н.	72		
Данилов В.В.	153	Овчарова Н.Ю.	29		

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ, МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
“Харківський авіаційний інститут”

**АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА
I ТЕХНОЛОГИЯ**

10'2012

Адреса редакції:

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"

Україна, 61070, Харків–70, вул. Чкалова, 17

e-mail: ntio@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.

*Уважаемые руководители предприятий (организаций),
специалисты, читатели, авторы журнала
"Авиационно-космическая техника и технология"!*

Продолжается подписка на **2013 г.**

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

**АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА
И ТЕХНОЛОГИЯ**
10'2012

Ответственный за выпуск С.В. Епифанов

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 20.07.2012

Формат 60x84 1/8. Бум. офс. № 2. Офс. печ.

Усл. печ. л. 13,44. Уч.-изд. л. 14,42 Т. 100 экз. Заказ 720. Цена договорная

Адрес редакции:

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

Украина, 61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17

e-mail: ntio@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.