

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ

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

ISSN 1727-7337

**АВИАЦИОННО – КОСМИЧЕСКАЯ
ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ**

4 (61) июль –
август
2009

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Издается с января 2003 г.

Выходит 6 раз в год

Харьков "ХАИ" 2009

Учредитель журнала

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

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

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

Свидетельство о государственной регистрации КВ № 7182 от 09.04.2003 г.

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

Технология производства летательных аппаратов

Михайленко Т.П.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБРАЗОВАНИЯ ВОДЯНОЙ ШУГИ ИЗ РАССОЛА	5
--	---

Третьяк В.В., Комаров А.Ю., Стадник С.А.

ВОПРОСЫ СИНТЕЗА И ОПТИМИЗАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИМПУЛЬСНОЙ ОБРАБОТКИ	9
---	---

Аэродинамика, динамика, баллистика и управление полетом летательных аппаратов

Фирсов С.Н., До Куок Туан

ДИАГНОСТИРУЕМОСТЬ БЛОКА АКСЕЛЕРОМЕТРОВ ПРИ ПРОСТРАНСТВЕННОМ ДВИЖЕНИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	14
---	----

Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов

Киричков М.А., Степанов И.Ю., Кравченко И.Ф.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПУТЕЙ СОЗДАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД ДЛЯ ЛЕГКИХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ	21
---	----

Васильев И.П., Марков Ю.С.

СТЕНД ДЛЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ФАКТОРОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА ОГНЕСТОЙКОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И САМОЛЕТА	26
---	----

Заремба Э.В., Ковалев И.П.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ ПОПАДАНИЯ ПТИЦ В ГИДРОАВИАЦИИ	30
--	----

Некрасов В.Г., Макаров А.Ф., Белов П.А.

АЗОТНОЕ МОНОТОПЛИВО – РЕЗУЛЬТАТЫ ПЕРВЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ.....	35
--	----

Абдулин М.З.

ТЕХНОЛОГИЯ СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА – ОСНОВА СОЗДАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ	40
---	----

Грицук И.В., Вербовский В.С., Адров Д.С.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТОПЛИВА СТАЦИОНАРНЫМИ И ПЕРЕДВИЖНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ЭНЕРГИИ	43
---	----

Костюк В.Е., Кравченко И.Ф., Гусев В.Н., Кирилай Е.И.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО СМЕШЕНИЯ ТОПЛИВНОГО ГАЗА С ВОЗДУХОМ ДЛЯ НИЗКОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТУ	46
---	----

Ткач М.Р., Тимошевский Б.Г.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ГАЗОТУРБИННЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ АЛЬТЕРНАТИВНЫЕ ТОПЛИВНЫЕ РЕСУРСЫ	54
--	----

Радченко А.Н.

ТРИГЕНЕРАЦИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ПРОСТОГО ЦИКЛА	58
--	----

Радченко Н.И., Стахель А.А., Сирота А.А., Коновалов Д.В.

НАПРАВЛЕНИЯ УТИЛИЗАЦИИ ТЕПЛА В СУДОВЫХ ДИЗЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ И ИХ РЕАЛИЗАЦИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ХОЛОДА	62
---	----

Шепель В.Т.

ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА СЕРТИФИКАЦИИ АВИАЦИОННЫХ ГТД	66
--	----

Информационные технологии*Сироджа И.Б., Фролова Г.А.*

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЕ ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ МЕЖЦЕХОВЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ МАРШРУТОВ СРЕДСТВАМИ ИНЖЕНЕРИИ КВАНТОВ ЗНАНИЙ. ЧАСТЬ II. ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ЗАДАЧИ О НАЗНАЧЕНИЯХ «РАСЦЕХОВКА»	71
--	----

Радченко Р.Н.

ВЕРИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЭЖЕКТОРНОЙ УТИЛИЗАЦИОННОЙ УСТАНОВКИ ПРОМЕЖУТОЧНОГО КОНТУРА ОХЛАЖДЕНИЯ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ДИЗЕЛЯ	79
--	----

Яцко Л.Л., Трофименко Р.А., Антонов А.О.

ОБЩАЯ ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА И ОЦЕНОЧНЫЙ РАСЧЕТ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ НАДЕЖНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНОЙ САУ БУК-3000	83
---	----

Кучер О.Г., Власенко П.О.

УПРАВЛІННЯ НАДІЙНІСТЮ ПАРКУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН АВІАКОМПАНІЇ	88
---	----

Кумченко Я.А.

ТЕХНОЛОГИЯ И ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ МОНИТОРИНГА КОСМИЧЕСКОЙ ПОГОДЫ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ ЗЕМНЫХ КАТАСТРОФ	95
---	----

Степаненко С.М., Харченко В.Г.

ПОСТОЯННОЕ УЛУЧШЕНИЕ ПО СТАНДАРТУ ISO 9001 И УПРАВЛЕНИЕ КЛЮЧЕВЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ПО СТАНДАРТУ EN 9103	105
--	-----

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ	109
----------------------------	-----

Уважаемые читатели!

Научно-технический журнал

“АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ”

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

Реферативная информация сохраняется:

– в общегосударственной реферативной базе данных «Україніка наукова» и публикуется в
соответствующих тематических сериях УРЖ «Джерело» (свободный он-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>).

Уважаемые руководители предприятий (организаций),**специалисты, читатели, авторы журнала****"Авиационно-космическая техника и технология"!**Продолжается подписка на **2009** год.Индекс журнала в Каталоге подписных изданий Украины – **08985**

УДК 532.78

Т.П. МИХАЙЛЕНКО

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

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБРАЗОВАНИЯ ВОДЯНОЙ ШУГИ ИЗ РАССОЛА

Представлены результаты экспериментов по получению жидкого льда из водного раствора поваренной соли различной концентрации при изменении интенсивности перемешивания. Исследованы факторы, определяющие форму и размер кристаллической фазы водяной шуги. Показано, что для начала процесса зарождения кристаллов необходимо переохлаждение жидкости, величина которого в большей степени зависит от интенсивности перемешивания и практически не зависит от концентрации рассола. Обнаружено, что при концентрациях рассола NaCl менее 2% форма образующихся кристаллов существенно асимметрична и приближается к чешуйчатой.

Ключевые слова: эксперимент, жидкий лед, рассол, вакуумирование, объемная кристаллизация, переохлаждение, кристалл.

Введение

Жидкий лед (водяная шуга – суспензия воды и мелких кристаллов льда), благодаря своим свойствам, широко используется в системах кондиционирования воздуха и охлаждения помещений; в пищевой промышленности: для быстрого охлаждения плодов и овощей, при переработке мяса и птицы, на молочных, сыродельных и пивоваренных заводах, при транспортировке скоропортящихся продуктов [1]. В качестве среды для получения жидкого льда могут использоваться водные растворы солей (хлористых натрия и кальция), этилен- и пропилен гликоля при различных концентрациях растворяемого вещества [2].

Существует два основных подхода к получению жидкого льда [3]:

1) соскабливание кристаллов льда, образующихся на охлажденной поверхности труб или пластин;

2) образование кристаллов льда в объеме переохлажденной жидкости.

В рамках второго подхода в установках жидкого льда могут использоваться компрессора авиационных газотурбинных двигателей [4]. При этом в случае адиабатного КПД компрессора 0,4 и выше, такие установки жидкого льда энергетически эффективнее в сравнении с традиционными фреоновыми машинами [5].

Постановка и решение задачи

Для исследования особенностей процесса объемной кристаллизации необходимо сочетание теоретических и экспериментальных методов. Экспериментальные результаты необходимы не только для проверки адекватности расчётной модели, но и для обоснования отдельных её допущений и соотношений.

Для изучения факторов, влияющих на процесс формирования кристаллов льда при объемной кристаллизации, на кафедре аэрокосмической теплотехники НАКУ «ХАИ» была создана экспериментальная установка на базе сосуда с вакуумной изоляцией (сосуд Дьюара) и вакуумного насоса марки НВЗ-20 с быстротой действия по входу 20 л/с. Схема установки представлена на рис. 1. С её помощью можно моделировать процесс кристаллизации различных растворов при вакуумировании. Для получения мелкокристаллической структуры образующегося льда установка оборудована турбинной мешалкой 2 с двигателем постоянного тока (27В) 3, позволяющего регулировать обороты мешалки в пределах 800 – 3000 об/мин за счет изменения напряжения питания привода.

Для измерения температуры в установке использовались шесть индивидуально тарированных хромель-алюмелевых термопар 10 с погрешностью показаний $\pm 0,2$ °С, две из которых располагались в паровом пространстве, а четыре в жидкости. Контроль процесса вакуумирования емкости осуществлялся по мановакуумметру 7 типа ОБМВ1-160 класса точности 1,5. Для измерения давления в процессе образования жидкого льда использовался датчик перепада давления 8 типа ИКД6ТДф, позволяющий измерять перепад давления до 1600 Па. В результате индивидуальной тарировки датчика с использованием жидкостного дифференциального манометра с

наклонной трубкой погрешность измерения не превышала 1 %. Сигналы показаний термодпар и датчика давления регистрировались измерительной системой 9 на базе ТРМ 138.

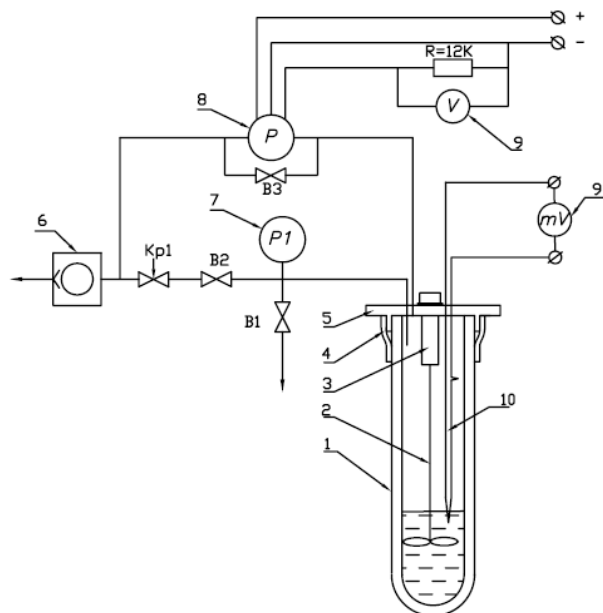


Рис. 1. Схема экспериментальной установки для получения водяной шуги при вакуумировании:

- 1 – сосуд Дьюара; 2 – турбинная мешалка;
- 3 – привод мешалки; 4 – резиновая манжета;
- 5 – крышка; 6 – вакуумный насос НВЗ-20;
- 7 – мановакуумметр; 8 – датчик перепада давления ИКД6ТДф; 9 – восьмиканальный измеритель-регистратор ТРМ138; 10 – гребёнка термодпар типа хромель-алюмель

Эксперименты проводились с 250 г раствора $\text{H}_2\text{O}-\text{NaCl}$ 2%, 5%, 8% концентрации. Приготовленный рассол заливался в сосуд 1. Давление над рассолом понижалось вакуумным насосом 6. Для изучения влияния интенсивности перемешивания, частота вращения мешалки 2 устанавливалась согласно плану полного двухфакторного эксперимента [6]. В процессе вакуумирования с интервалом 15 секунд показания термодпар и датчика давления регистрировались универсальным восьмиканальным измерителем-регистратором 9 (ТРМ 138) и заносились в память компьютера при помощи SOFT SCADA 1.02. При достижении в объеме температуры рассола, соответствующей 20% концентрации льда, эксперимент завершался. Результаты экспериментов представлены в табл. 1.

На рис. 2, 3 показаны графики зависимости степени переохлаждения до начала кристаллизации от интенсивности перемешивания и концентрации рассола. Для начала процесса зарождения кристаллов необходимо переохлаждение жидкости, о чем свидетельствует резкий скачок температуры в начальный момент кристаллизации (рис. 2, 3). Как

показал регрессионный анализ, степень переохлаждения жидкости не зависит от начальной концентрации рассола (рис. 2) и уменьшается с увеличением числа оборотов мешалки (рис. 3).

Таблица 1

Результаты экспериментов

Начальная концентрация NaCl, %	Частота вращения мешалки, об/мин	Температура начала кристаллизации, °C	Переохлаждение жидкости, °C
2	800	-1,12	1,47
2	1800	-1,32	0,37
2	2800	-1,2	0,22
5	800	-3,4	2,12
5	2800	-3,65	0,37
8	800	-5,72	1,72
8	1800	-5,27	0,62
8	2800	-5,45	0,35
2	800	-1,47	2,27
2	2800	-1,2	0,3
8	800	-6	2,32
8	2800	-5,82	1

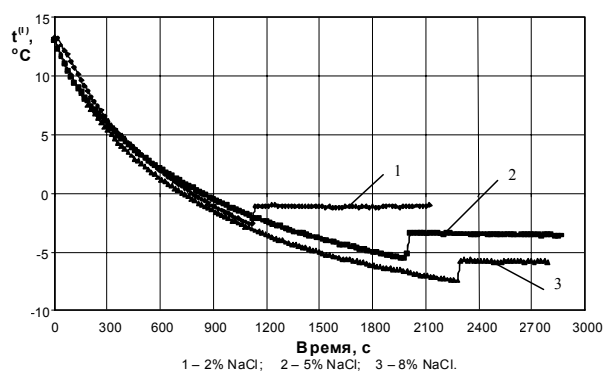


Рис. 2. Влияние концентрации рассола

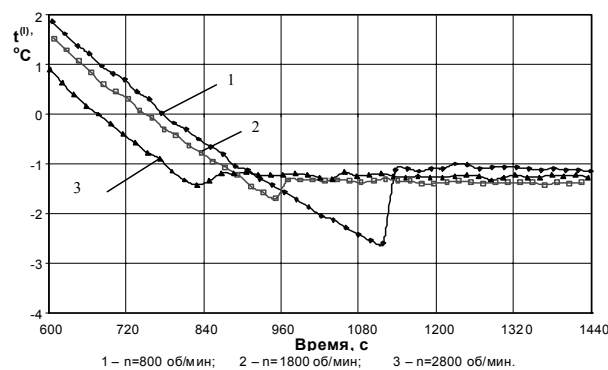


Рис. 3. Влияние интенсивности перемешивания

Это может быть связано с тем, что перемешивание доставляет в среду извне избыточную энергию, необходимую для образования зародышей кристаллизации. Кроме этого влияние перемешивания обусловлено увеличением скорости диффузии воды

к месту образования зародыша, оно также может вызывать дополнительную генерацию твердых частиц с поверхности сосуда и мешалки в объем раствора, что способствует зарождению кристаллов.

Для изучения формы и размера кристаллов льда эксперименты проводились с дистиллированной водой, 2 и 5% раствором NaCl. За счет вакуумирования жидкость охлаждалась до температуры, необходимой для инициализации процесса кристаллизации, и при образовании кристаллов осуществлялось их фотографирование фотоаппаратом «Зенит Е» с насадкой (комплект колец). Для освещения объекта фотографирования использовались синхронизированные с затвором фотоаппарата два импульсных осветителя с длительностью импульса 1 мкс и энергией 1 Дж. Для определения размера кристаллов в зону фотографирования была помещена игла диаметром 0,625 мм в качестве масштабного фактора. В случае дистиллированной воды образовавшиеся кристаллы быстро агломерировали с образованием устойчивого слоя на поверхности. Для исследованных рассолов явление имело другой ха-

рактер. Динамика формирования кристаллов в рассоле представлена на рис. 4, 5.

Процесс кристаллизации 2 и 5% рассола происходил во всем объеме перемешиваемой жидкости. При кристаллизации 2% рассола отмечалось образование дискообразных кристаллов льда эллиптической формы с диагоналями 1,11 мм и 0,61 мм (рис. 4). Кристаллизация 5% рассола NaCl сопровождалась образованием кристаллов льда близкой к сферической формы диаметром 0,1 мм (рис. 5).

Заключение

Результаты экспериментов показали, что для начала процесса зарождения кристаллов необходимо переохлаждение жидкости, величина которого в большей степени зависит от интенсивности перемешивания и не зависит от концентрации рассола. После начала кристаллизации по мере роста кристаллов концентрация соли в жидкой фазе раствора непрерывно увеличивается, о чем свидетельствует уменьшение температуры кристаллизации рассола.

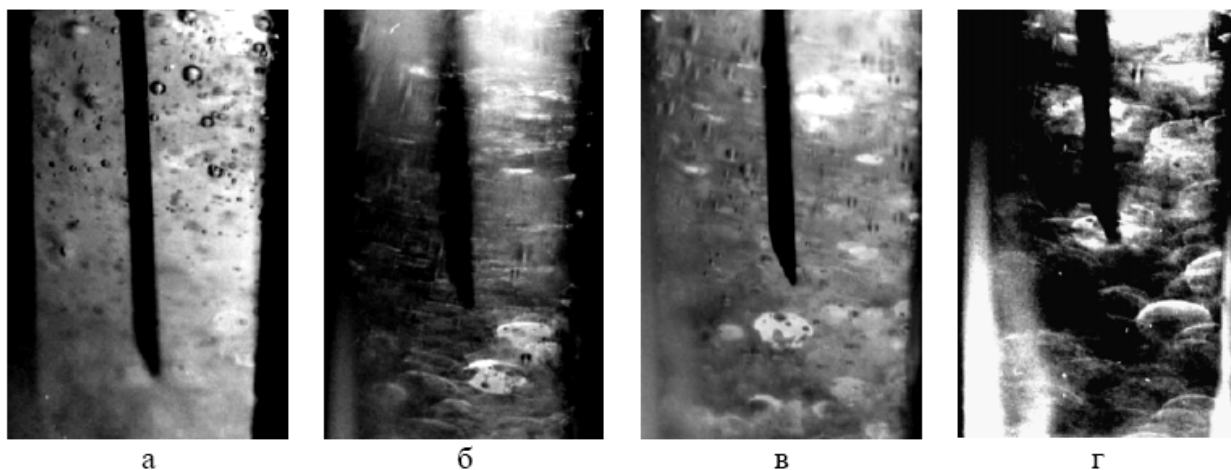


Рис. 4. Динамика формирования кристаллов в рассоле с 2% NaCl: а – 15 сек; б – 150 сек; в – 300 сек; г – 600 сек. (диаметр иглы 0,625 мм)

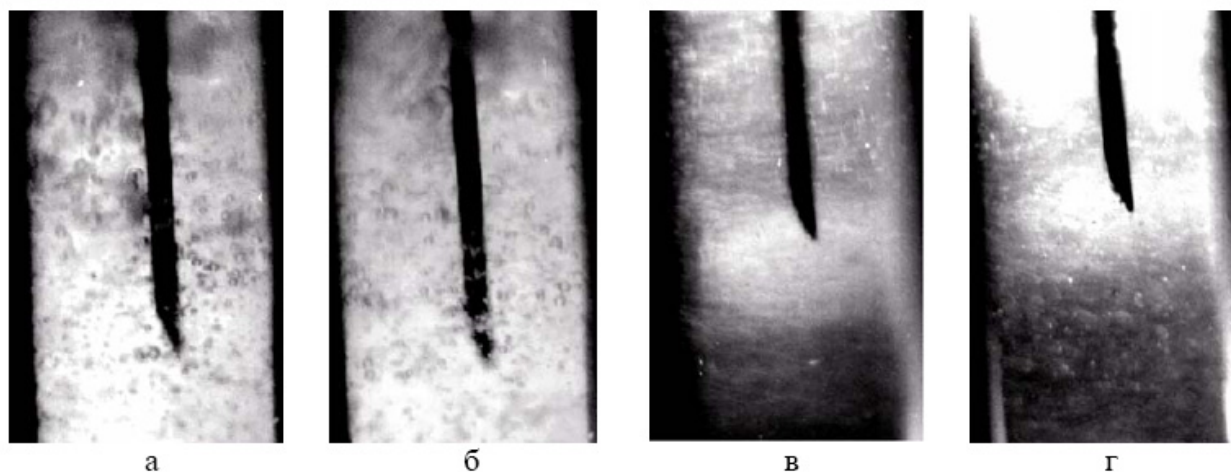


Рис. 5. Динамика формирования кристаллов в рассоле с 5% NaCl: а – 15 сек; б – 60 сек; в – 240 сек; г – 360 сек. (диаметр иглы 0,625 мм)

При анализе результатов измерения температуры в паровой подушке ёмкости был установлен факт её тесной корреляции с температурой насыщения, соответствующей текущим значениям давления в подушке и концентрации рассола, что позволило обосновать принятое в расчётной модели допущение. Результаты измерения темпа охлаждения и наблюдаемое в опыте изменение объёмного паросодержания в поверхностном слое перемешиваемой жидкости послужили базой для определения коэффициента увеличения площади межфазной поверхности при парообразовании. Обнаружено также, что при концентрациях рассола NaCl менее 2% форма образующихся кристаллов существенно асимметрична и приближается к чешуйчатой.

Литература

1. Дворжак З. Бинарный лёд / З. Дворжак // Холодильный бизнес. – 2000. – № 3. – С. 6-9, 44.
2. Melinder A. Enthalpy-phase diagrams of aqueous solution for ice-slurry applications / A. Melinder // Proceedings of the Fifth Workshop on Ice Slurries of the

International Institute of Refrigeration. – Stockholm, Sweden. – 2002. – P. 107-118.

3. К вопросу получения бинарного льда в условиях вакуумирования жидкостей / П.Д. Жеманюк, А.И. Таран, П.А.Бакии и др. // Холодильна техніка і технологія. – 2003. – №3(83). – С. 13-17.

4. Эффективность установок для производства жидкого льда при вакуумировании / И.И. Петухов, Т.П. Михайленко, П.Д. Жеманюк и др. // Труды XIII Междунар. конф. по компрессоростроению «Компрессорная техника и пневматика в XXI веке». – Сумы: Изд-во СумГУ, 2004. – Т. 3. – С. 47-52.

5. Перспективы использования осевых компрессоров при охлаждении шахтного воздуха / Т.П. Михайленко, И.И. Петухов, П.Д. Жеманюк и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – №10 (46). – С. 111-115.

6. Исследование устройств и систем автоматики методом планирования эксперимента / А.Е. Егоров, Г.Н. Азаров, А.В. Коваль; под ред. В.Г. Воронова. – Х.: Вища шк. Изд-во при Харьк. ун-те, 1986. – 240 с.

Поступила в редакцию 16.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник И.Г. Суворова, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного, Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСУ УТВОРЕННЯ ВОДЯНОЇ ШУГИ З РОЗСОЛУ

Т.П. Михайленко

Представлені результати експериментів по отриманню рідкого льоду з водного розчину кухарської солі різної концентрації при зміні інтенсивності перемішування. Досліджені фактори, що впливають на форму та розмір кристалічної фази водяної шуги. Показано, що для початку процесу зародження кристалів необхідне переохолодження рідини, величина якого більшою мірою залежить від інтенсивності перемішування і практично не залежить від концентрації розсолу. Виявлено, що при концентраціях розсолу NaCl менше 2% форма кристалів, що утворюються, істотно асиметрична і наближається до лускової.

Ключові слова: експеримент, рідкий лід, розсіл, вакуумування, об'ємна кристалізація, переохолодження, кристал.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF SLURRY ICE FORMATION PROCESS FROM BRINE

T.P. Mikhailenko

The experimental results of slurry ice formation from water solution with different concentration of salt at a change intensity of interfusion are presented. Factors determining on form and size of crystalline phase of slurry ice are investigated. It is shown that for the beginning of crystal nucleation process require the supercooling of liquid. The supercooling of liquid in a greater degree depends on intensity of interfusion and practically does not depend on the concentration of brine. It is discovered, when the concentrations of brine less than 2% the form of appearing crystals is substantially asymmetric and approaches scaly.

Key words: experiment, slurry ice, brine, vacuumization, volumetric crystallization, supercooling, crystal.

Михайленко Тарас Петрович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник каф. 205, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: k205@d2.khai.edu.

УДК 621.7.044

В.В. ТРЕТЬЯК, А.Ю. КОМАРОВ, С.А. СТАДНИК

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

ВОПРОСЫ СИНТЕЗА И ОПТИМИЗАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИМПУЛЬСНОЙ ОБРАБОТКИ

Необходимость получения деталей все более сложных форм приводит к использованию импульсных технологий и на их базе созданию универсальных алгоритмов для синтеза и проектирования новых технологических процессов в автоматическом или полуавтоматическом режимах. Разработка таких алгоритмов и их оптимизация позволит перейти от одно- к многопереходной штамповке, которая максимально использует ресурсы пластического течения материала, а также дает возможность на ранних этапах проектирования определять необходимость использования, вид специальных приемов и их параметры. Анализируются возможности оптимизации технологических процессов с помощью универсальных способов. Представлена схема и алгоритм оптимизации за счет использования специальных приемов.

Ключевые слова: импульсная штамповка листовых деталей, многопереходная штамповка, специальные приемы, синтез и оптимизация.

Введение

Ресурс двигателя в целом в большой мере определяется долговечностью входящих в него узлов и деталей. В свою очередь, долговечность деталей определяется условиями их работы и методом их получения. В частности, при изготовлении деталей зачастую возникают дефекты сплошности материала, такие как деформационная пористость при штамповке, термоэрозионная пористость в сварных швах, пористость при литье и т.д.

При тяжелых условиях работы, ударных нагрузках и других неблагоприятных факторах, характерных для узлов авиационных двигателей, такие дефекты могут привести к возникновению и развитию усталостных трещин, уменьшению срока работы агрегатов, снижению ресурса или полному разрушению.

1. Методы уменьшения дефектов у авиационных деталей

Для снижения влияния дефектов сплошности в авиадвигателестроении предусмотрены различные методы упрочняющей обработки, в частности, импульсные высокоэнергетические методы обработки давлением. Обычная технология объемного упрочнения, как правило, является слишком дорогой, и в то же время не обеспечивает полного использования возможностей металла.

Импульсное нагружение позволяет реализовать деформационное упрочнение не только в поверхно-

стном слое, но и по всей глубине детали. При этом повышается твердость, предел прочности и предел текучести, что в конечном итоге благоприятно сказывается на ресурсе двигателя.

Вторым путем по увеличению ресурса авиадвигателя может быть снижение количества сварных швов в тонколистовых деталях сложной, зачастую несимметричной, формы с большой глубиной вытяжки.

Большое количество таких деталей в настоящий момент получают свариванием отдельных ранее отштампованных частей, что связано с невозможностью получения детали обычной штамповкой.

Наличие сварных швов обуславливает дополнительные операции по контролю их качества и негативно сказывается на усталостной прочности. Импульсные методы позволяют более полно использовать свойства пластичности при штамповке, и, как следствие, реализовать большую степень вытяжки.

2. Методы оптимизации технологического процесса

Использование специальных приемов позволяет получать сложные детали с уменьшением количества сварных швов либо цельными, из одной заготовки, за счет набора или перераспределения материала при штамповке. Для этих целей применяют специальные приемы (рис. 1).

Набор материала предполагает наличие двух переходов: На первом переходе предварительно вытягивают листовую заготовку до получения необхо-

димой площади с равномерным распределением утонений, а на втором переходе получают заданную

конфигурацию детали путем растекания этой поверхности по матрице (рис. 1, а, б).

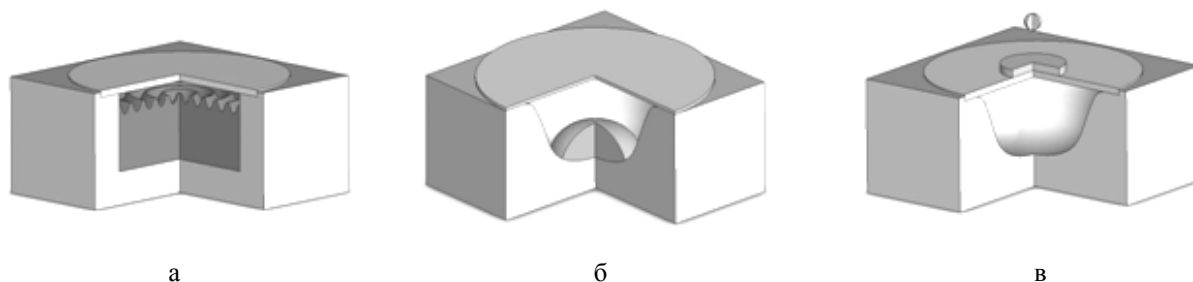


Рис. 1. Типовые схемы специальных приемов:
а, б – набор материала, в – присоединенная масса

При штамповке деталей типа «обечайка» периферийная часть заготовки вследствие больших сил трения в зоне контакта с матрицей не участвует в деформировании, а центральная часть получает большие утонения.

Применение такого специального приема как присоединенная масса (рис. 1, в), позволяет вовлечь фланцевую часть заготовки в область деформирования и за счет этого увеличить максимальную глубину вытяжки и также равномерное распределение толщины заготовки.

3. Алгоритм разработки технологического процесса с помощью специальных приемов

1. Анализ рабочего чертежа детали и технических требований.
2. Анализ технологичности:
 - анализ серийности выпуска;
 - выбор способа штамповки.
3. Выбор вида заготовки: плоская, пространственная, толщина, схема раскроя.
4. Выбор оборудования и оснастки (вид штампов – простые, совмещенного, последовательного действия; по усилию/работе, по габаритам).
5. Расчет потребного количества переходов (по коэффициенту вытяжки).
6. Проектирование чертежа заготовки (КИМ, размеры).
7. Проектирование ТП:
 - разработка плана ТП,
 - установление порядка термообработок;
 - составление эскизов операций;
 - назначение расчет режимов (вид передающей среды, масса и вид заряда, расчет усилия прижима, усилие деформирования, потребная энергия, припуски для обрезки, пооперационные диаметры и толщины, глубина вытяжки);
 - расчет штамповой оснастки (уклоны, радиу-

сы, перетяжные ребра, размеры полости, толщина стенки штампа).

8. Цикл корректировки параметров ТП:

- расчет утонений;
- расчет деформаций;
- расчет НДС;
- проверка соответствия параметров;
- корректировка параметров ТП или плана ТП.

9. Экспериментальная проверка и производство опытной партии.

10. Корректировка параметров ТП или плана ТП.

11. Оформление технологической документации.

Технологические процессы штамповки можно проектировать различными методами, в том числе такими прогрессивными как импульсные. При проектировании необходимо использовать научные знания и накопленный опыт практики штамповки, благодаря созданию типовых деталей, обладающих соответствующими общими элементами и их свойствами.

При проектировании структуры технологических процессов импульсной штамповки эффективно использовать групповые и типовые технологические процессы.

Групповые процессы используют для деталей, различных в конструктивном отношении, но подобных в технологическом плане.

Такие детали, несмотря на сложность описания и различную иерархическую структуру, имеют один и тот же алгоритм описания конструкторско-технологических признаков (рис. 2).

На основе выбранного множества деталей можно выделить группу. А на основе признаков входящих в группу деталей может быть разработана комплексная деталь, включающая все типы элементов, встречающихся у деталей этой группы (рис. 3).

Описание этой детали и используется для проектирования ТП [2].



Рис. 2. Иерархичность описания КТП детали

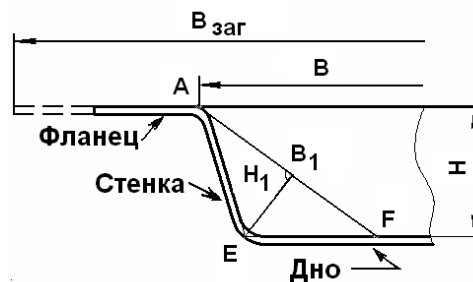


Рис. 3. Эскиз комплексной детали

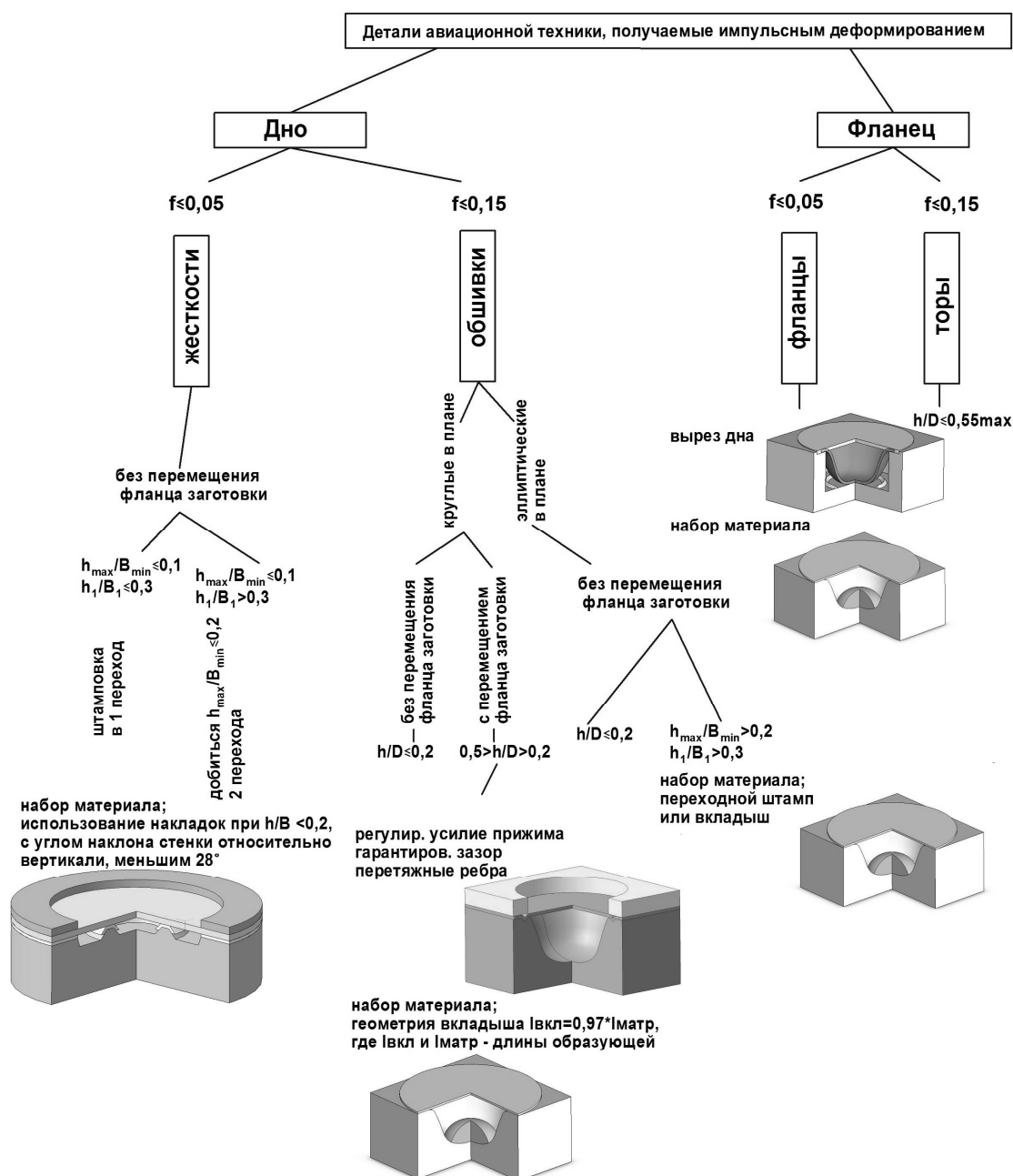


Рис. 4. Алгоритм выбора специальных приемов для деталей, содержащих один элемент генеральной формы

Так как в настоящее время отсутствуют общепринятые (по ГОСТ) определения элементов детали, целесообразно ввести следующие обозначения:

«Стенка» – базовый элемент поверхности листовой детали, определяющий его пространственную форму.

«Дно» – развитая во внутреннюю сторону от стенки плоская поверхность или близкая к ней поверхность, пересекающая дно детали. «Дно» может иметь вырез.

«Фланец» – развитая в наружную сторону от стенки.

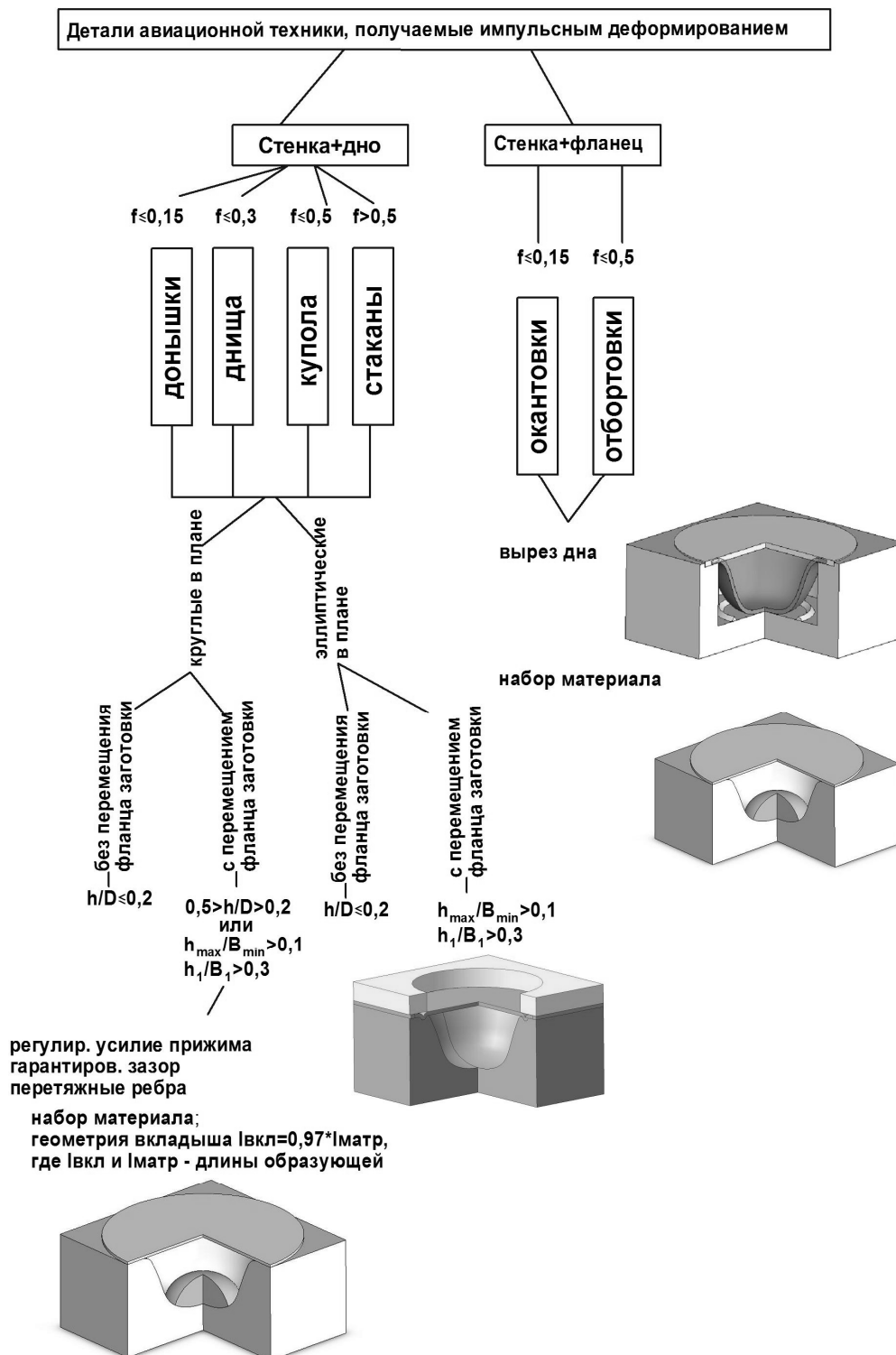


Рис. 5. Алгоритм выбора специальных приемов для деталей, содержащих два элемента генеральной формы

На основании знаний эксперта разрабатываются графы с простановкой в соответствующих местах на его ребрах условий выбора технологических решений.

Сам такой граф в целом также имеет условия своего применения (рис. 4, 5).

На основе этой информации можно сформировать программные средства – базы знаний [1], которые затем используются при проектировании ТП.

Данный алгоритм может быть легко осуществим в среде СПРУТ – ТП [2].

Литература

1. Третьяк В.В. Объектный подход к проектированию ресурсосберегающих импульсных технологий / В.В. Третьяк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – №3 (29). – С. 26-31.

2. Евгеньев Г.Б. Систематология инженерных знаний: учеб. пособие для вузов / Г.Б. Евгеньев. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 346 с.

Поступила в редакцию 15.05.2009

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

ПИТАННЯ СИНТЕЗУ І ОПТИМІЗАЦІЇ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ІМПУЛЬСНОЇ ОБРОБКИ

В.В. Третьяк, О.Ю. Комаров, С.А. Стадник

Необхідність отримання деталей все більш складних форм приводить до використання імпульсних технологій і на їх базі створенню універсальних алгоритмів для синтезу і проектування нових технологічних процесів в автоматичному або напівавтоматичному режимах. Розробка таких алгоритмів і їх оптимізація дозволить перейти від одно- до багатоперехідного штампування, яке максимально використовує ресурси пластичного перебігу матеріалу, а також дає можливість на ранніх етапах проектування визначати необхідність використання, вид спеціальних прийомів і їх параметри. Аналізуються можливості оптимізації технологічних процесів за допомогою універсальних способів. Представлена схема і алгоритм оптимізації за рахунок використання спеціальних прийомів.

Ключові слова: імпульсне штампування листових деталей, багатоперехідне штампування, спеціальні прийоми, синтез і оптимізація.

QUESTION OF SYNTHESIS AND OPTIMIZATION OF TECHNOLOGICAL PROCESSES OF IMPULSIVE TREATMENT

V.V. Tretyak, A.Yu. Komarov, S.A. Stadnik

Necessity of receipt of details more difficult forms results in the use of impulsive technologies and on their base to creation of universal algorithms for the synthesis and planning of new technological processes in the automatic or semi-automatic modes. Development of such algorithms and their optimization will allow to go across from one to the multitransitional stamping, which maximally uses the resources of plastic flow of material, and also enables on the early stages of planning to determine a necessity of the use, type of the special receptions and their parameters. Possibilities are analysed of optimization of technological processes by the universal methods. A chart is presented and algorithm of optimization due to the use of the special receptions.

Key words: impulsive stamping of sheet details, multitransitional stamping, special receptions, synthesis and optimization.

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

Комаров Алексей Юрьевич – аспирант кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lmint_khai@rambler.ru.

Стадник Степан Александрович – аспирант кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, инженер ОАО «Мотор-Сич» Украина, e-mail: lmint_khai@rambler.ru.

УДК 681.5:629.733.5

С.Н. ФИРСОВ, ДО КУОК ТУАН*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ДИАГНОСТИРУЕМОСТЬ БЛОКА АКСЕЛЕРОМЕТРОВ ПРИ ПРОСТРАНСТВЕННОМ ДВИЖЕНИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Отражена проблематика диагностического обеспечения блока акселерометров, позволяющего диагностировать его техническое состояние с глубиной до вида отказа с последующим восстановлением работоспособности отказавшего измерителя в режиме реального времени. В результате исследования различных вариантов компоновки измерителей для задачи пространственного движения летательного аппарата были получены критерии, выполнение которых обеспечивает глубокое диагностирование блока акселерометров без применения дополнительной информации от других измерительных блоков системы управления и при наличии минимальной аппаратной избыточности.

Ключевые слова: отказостойкость, диагностирование, акселерометр, отказ, матрица связи, ускорение, угловая скорость.

Введение

С момента становления аэрокосмической отрасли и по сегодняшний день большое внимание уделяется решению задач минимизации бортового оборудования летательных аппаратов (ЛА) без снижения показателей надежности и ресурса соответствующих систем и подсистем. Самый распространенный и проверенный практикой подход обеспечения заданного уровня надежности – резервирование. Этот подход заключается в применении однотипных избыточных устройств, в том числе и измерителей параметров движения – линейного ускорения и угловой скорости объекта, что, с одной стороны, уменьшает вероятность возникновения отказа, а с другой – пропорционально кратности резервирования увеличиваются массогабаритные и энергетические показатели, приводящие к уменьшению полезной нагрузки на борту ЛА и повышению стоимостных показателей аэрокосмических комплексов [1]. Устраняет отмеченные недостатки системный подход к обеспечению отказостойкости, заключающийся в глубоком диагностировании технического состояния системы управления ЛА и гибком ее восстановлении в режиме реального времени имеющимися в наличии избыточностями, которые заложены в систему в процессе ее проектирования или вводятся искусственно.

Обеспечение отказостойкостью систем управления ЛА достигается путем обеспечения этим свойством элементов систем управления ЛА, к числу которых относятся и измерители параметров движения – акселерометры.

Мажоритарная, наиболее распространенная, схема размещения измерителей состоит из трех ак-

селерометров, оси чувствительности которых ортогональны друг другу и совпадают (или параллельны) с осями связанной с ЛА системой координат. Подобное расположение довольно простое и при незначительном усовершенствовании алгоритмов обработки измеряемой информации позволяет решать задачи глубокого диагностирования технического состояния измерительного блока и гибкого его восстановления в режиме реального времени. Однако подобная компоновка в три раза увеличивает энергопотребление, массогабаритные размеры и экономические показатели изделия, поэтому актуальна задача компоновки измерительных блоков ЛА с минимальной аппаратной избыточностью, позволяющих обеспечить уровень надежности соответствующей классической мажоритарной схемы.

Постановка задачи

Акселерометры относятся к объектам диагностирования с неизвестным входом, поэтому единственный способ обеспечения таких элементов структурной диагностируемостью, а соответственно выполнения необходимого условия диагностируемости в рамках применяемого сигнально-параметрического подхода для решения задач глубокого диагностирования – введение структурной избыточности [2]. Для обеспечения глубокого диагностирования блока акселерометров необходимо определить минимально необходимое количество измерителей в измерительном блоке, их компоновку и сформировать соответствующие алгоритмы диагностического обеспечения, позволяющие решать задачи глубокого диагностирования блока акселерометров и в даль-

нейшем гибко восстанавливать измерения в режиме реального времени. Эта задача для плоскостного движения ЛА была решена [3], открытым остался вопрос для пространственного движения ЛА.

1. Частный случай размещения датчиков в измерительном блоке

У

Для обеспечения полной диагностируемости блока акселерометров необходимо выполнение двух условий:

1. Количество измерителей в блоке должно равняться $N = n + 2$, где n – количество степеней свободы по измеряемому параметру; N – минимально необходимое количество измерителей, обеспечивающих глубокое диагностирование при n степенях свободы.

2. Акселерометры в измерительном блоке необходимо компоновать относительно осей измерительной системы координат таким образом, чтобы выполнялось равенство: $L = N$ и $\Delta_i \neq 0, \forall i = \overline{1, C_N^n}$, где L – количество линейно независимых строк матрицы K ; K – матрица коэффициентов, характеризующих несовпадение осей чувствительности акселерометров с измерительным базисом; $C_N^n = \frac{N!}{2!n!}$.

С учетом введенных условий исследуем размещение акселерометров, представленное на рис. 1 без учета вращения.

Несложно показать, что первое условие выполняется ($N = 3 + 2 = 5$). Для определения выполнения второго условия получим математическую модель измерительного блока.

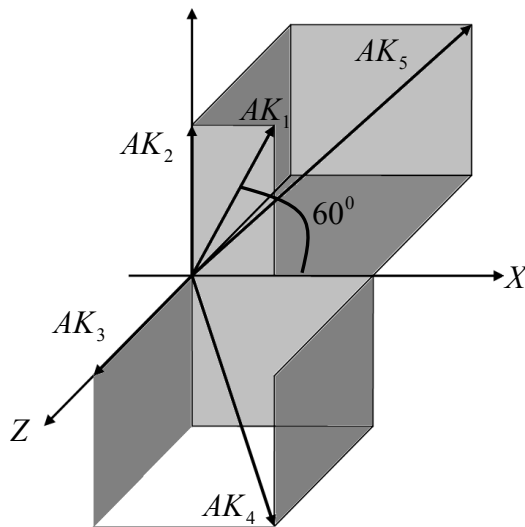


Рис. 1. Компоновка акселерометров в измерительном блоке

Учитывая, что используются одностепенные акселерометры, с учетом предложенной компоновки и без учета влияния вращения, математические модели номинального поведения акселерометров примут вид:

$$\begin{aligned} \tilde{U}_1(t) &= \frac{1}{2}a_x(t) + \frac{\sqrt{3}}{2}a_y(t) + 0a_z(t); \\ \tilde{U}_2(t) &= 0a_x(t) + 1a_y(t) + 0a_z(t); \\ \tilde{U}_3(t) &= 0a_x(t) + 0a_y(t) + 1a_z(t); \\ \tilde{U}_4(t) &= \frac{1}{\sqrt{3}}a_x(t) - \frac{1}{\sqrt{3}}a_y(t) + \frac{1}{\sqrt{3}}a_z(t); \\ \tilde{U}_5(t) &= \frac{1}{\sqrt{3}}a_x(t) + \frac{1}{\sqrt{3}}a_y(t) - \frac{1}{\sqrt{3}}a_z(t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $\tilde{U}_i(t)$ – выходное напряжение i -го акселерометра ($i = \overline{1, 5}$); $a_x(t), a_y(t), a_z(t)$ – проекции абсолютного ускорения на оси измерительного трехгранника.

Запишем полученные уравнения в векторно-матричном виде:

$$\tilde{\bar{U}}(t) = K\bar{A}(t), \quad (2)$$

$$\text{где } \tilde{\bar{U}}(t) = \begin{bmatrix} \tilde{U}_1(t) \\ \tilde{U}_2(t) \\ \tilde{U}_3(t) \\ \tilde{U}_4(t) \\ \tilde{U}_5(t) \end{bmatrix}; \quad K = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{\sqrt{3}} & -\frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} \\ \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} & -\frac{1}{\sqrt{3}} \end{bmatrix};$$

$$\bar{A}(t) = \begin{bmatrix} a_x(t) & a_y(t) & a_z(t) \end{bmatrix}^T.$$

Анализ матрицы K показывает, что все ее строки линейно независимы, а все $\Delta_i \neq 0$ размерностью

$$(n \times n) \quad \forall i = 1, \left(C_N^n = C_5^3 = \frac{5!}{3!2!} = 10 \right), \text{ что соответствует}$$

выполнению необходимого условия полной диагностируемости, а следовательно данный блок, состоящий из пяти датчиков полностью диагностируем с глубиной до вида отказа.

Сформируем алгоритм диагностирования предложенного блока измерителей с глубиной до места отказа. Для этой цели рассмотрим первые четыре уравнения:

$$\begin{cases} \tilde{U}_1(t) = \frac{1}{2}a_x(t) + \frac{\sqrt{3}}{2}a_y(t) + 0a_z(t); \\ \tilde{U}_2(t) = 0a_x(t) + 1a_y(t) + 0a_z(t); \\ \tilde{U}_3(t) = 0a_x(t) + 0a_y(t) + 1a_z(t); \\ \tilde{U}_4(t) = \frac{1}{\sqrt{3}}a_x(t) - \frac{1}{\sqrt{3}}a_y(t) + \frac{1}{\sqrt{3}}a_z(t). \end{cases} \quad (3)$$

Из усеченной системы уравнений (3) выражаем проекции ускорений на соответствующие оси базовой системы координат:

$$\begin{cases} a_x(t) = 2\tilde{U}_1(t) - \sqrt{3}\tilde{U}_2(t); \\ a_y(t) = \tilde{U}_2(t); \\ a_z(t) = \tilde{U}_3(t). \end{cases} \quad (4)$$

Из полученной системы следует, что:

$$\begin{aligned} \tilde{U}_4(t) &= \frac{1}{\sqrt{3}}a_x(t) - \frac{1}{\sqrt{3}}a_y(t) + \frac{1}{\sqrt{3}}a_z(t) \Rightarrow \\ \tilde{U}_4(t) &= \left\{ \left[2\tilde{U}_1(t) - \sqrt{3}\tilde{U}_2(t) \right] - \tilde{U}_2(t) + \tilde{U}_3(t) \right\} / \sqrt{3}; \\ \tilde{U}_1(t) &= \frac{1}{2} \left[\sqrt{3}\tilde{U}_4(t) + (\sqrt{3}+1)\tilde{U}_2(t) - \tilde{U}_3(t) \right]. \end{aligned}$$

Используя полученные аналитические зависимости, формируем следующее предикатное уравнение:

$$\begin{aligned} z_1 &= S_2 \left\{ \left[\Delta_1 = \tilde{U}_1(t) - \hat{U}_1(t) \right] \leq \delta_0 \right\} = \\ &= \left\{ \tilde{U}_1(t) - \frac{1}{2} \left[\sqrt{3}\tilde{U}_4(t) + (\sqrt{3}+1)\tilde{U}_2(t) - \tilde{U}_3(t) \right] \approx 0 \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 \text{ отказ } A_5, \\ 0 \text{ отказ } A_1, A_2, A_3, A_4. \end{cases} \end{aligned}$$

Аналогичным образом формируем предикатные уравнения для обнаружения отказа в остальных акселерометрах:

$$\begin{aligned} z_2 &= \left\{ \left[\Delta_2 = \tilde{U}_2(t) - \hat{U}_2(t) \right] \approx 0 \right\} = \\ &= S_2 \left\{ \tilde{U}_2(t) - \frac{1}{1-\sqrt{3}} \left[\sqrt{3}\tilde{U}_5(t) - 2\tilde{U}_1(t) + \tilde{U}_3(t) \right] \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 \text{ отказ } A_4, \\ 0 \text{ отказ } A_1, A_2, A_3; \end{cases} \\ z_3 &= S_2 \left\{ \left[\Delta_3 = \tilde{U}_3(t) - \hat{U}_3(t) \right] \approx 0 \right\} = \\ &= S_2 \left\{ \tilde{U}_3(t) - \frac{\sqrt{3}}{2}\tilde{U}_4(t) + \frac{\sqrt{3}}{2}\tilde{U}_5(t) - \tilde{U}_2(t) \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 \text{ отказ } A_1, \\ 0 \text{ отказ } A_2, A_3; \end{cases} \\ z_4 &= S_2 \left\{ \left[\Delta_4 = \tilde{U}_4(t) - \hat{U}_4(t) \right] \approx 0 \right\} = \\ &= S_2 \left\{ \tilde{U}_4(t) - \frac{1}{\sqrt{3}-1} \left[4\tilde{U}_1(t) - 2\sqrt{3}\tilde{U}_3(t) - \right. \right. \\ &\quad \left. \left. -(3+\sqrt{3})\tilde{U}_5(t) \right] \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 \text{ отказ } A_1, \\ 0 \text{ отказ } A_2, A_3; \end{cases} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} z_5 &= S_2 \left\{ \left[\Delta_5 = \tilde{U}_5(t) - \hat{U}_5(t) \right] \approx 0 \right\} = \\ &= S_2 \left\{ \tilde{U}_5(t) - \frac{1}{\sqrt{3}} \left[4\tilde{U}_1(t) - 2\sqrt{3}\tilde{U}_2(t) - \sqrt{3}\tilde{U}_4(t) \right] \approx 0 \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 \text{ отказ } A_2, \\ 0 \text{ отказ } A_3; \end{cases} \\ z_0 &= S \left\{ (|\Delta_1| \leq \delta_0) \& (|\Delta_2| \leq \delta_0) \right\} = \begin{cases} 1 - \text{нет отказа}; \\ 0 - \text{отказ}. \end{cases} \end{aligned}$$

На основе полученных зависимостей сформирован алгоритм диагностирования с глубиной до места отказа, представленный в виде дихотомического дерева на рис. 2.

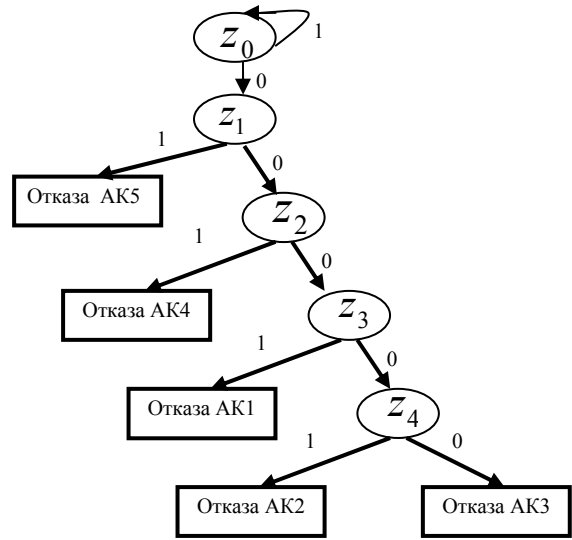


Рис. 2. Фрагмент дихотомического дерева определения момента времени возникновения отказа и его места

2. Произвольное размещение датчиков в измерительном блоке

Рассмотрим произвольное размещение акселерометров и учтем влияние вращения измерительного базиса на показания датчиков. На рис. 3 представлены вектор $\overline{OB}(t)$ с координатами $\overline{OB}(t) = [L(t)\cos\alpha \quad L(t)\cos\beta \quad L(t)\cos\gamma]^T$ и вектор $\overline{OA}(t)$ с координатами $\overline{OA}(t) = [\omega_x(t) \quad \omega_y(t) \quad \omega_z(t)]^T$. Модули векторов $\overline{OB}(t)$ и $\overline{OA}(t)$ обозначим, как $L(t)$ и $\omega(t)$ соответственно. С учетом введенных обозначений запишем:

$$\begin{aligned}
 OB^2(t) &= [L(t)\cos\alpha]^2 + [L(t)\cos\beta]^2 + \\
 &+ [L(t)\cos\gamma]^2 = L^2(t); \\
 \overline{AB}(t) &= [L(t)\cos\alpha - \omega_x(t) \quad L(t)\cos\beta - \omega_y(t) \\
 &\quad L(t)\cos\gamma - \omega_z(t)]^T; \\
 AB^2(t) &= \omega^2(t) + L^2(t) - 2L(t) \times \\
 &\times [\omega_x(t)\cos\alpha + \omega_y(t)\cos\beta + \omega_z(t)\cos\gamma]; \\
 \cos\varphi(t) &= \frac{OA^2(t) + OB^2(t) - AB^2(t)}{2\omega(t)L(t)} = \\
 &= \frac{\omega_x(t)\cos\alpha + \omega_y(t)\cos\beta + \omega_z(t)\cos\gamma}{\omega(t)}; \\
 \sin^2\varphi(t) &= 1 - \cos^2\varphi(t) = \\
 &= 1 - \left(\frac{\omega_x(t)\cos\alpha + \omega_y(t)\cos\beta + \omega_z(t)\cos\gamma}{\omega(t)} \right)^2.
 \end{aligned}$$

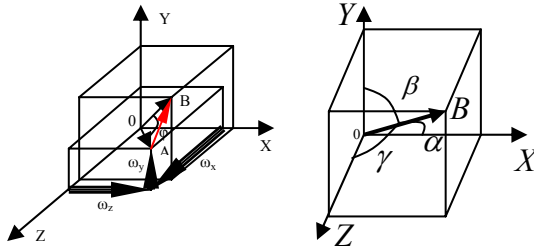


Рис. 3. Расположение оси чувствительности датчика

С учетом введенных обозначений и полученных соотношений, составляющая ускорения, вызванная вращением базиса 0XYZ, примет вид:

$$\begin{aligned}
 a_0(t) &= a(t)\sin\varphi(t) = \omega^2(t)R_0\sin^2\varphi(t) = R_0 \times \\
 &\times \left\{ \omega^2(t) - [\omega_x(t)\cos\alpha + \omega_y(t)\cos\beta + \omega_z(t)\cos\gamma]^2 \right\}.
 \end{aligned}$$

Составляющую ускорения, вызванную влияниями проекций ускорения на оси базиса 0XYZ, представим следующим образом:

$$a_0^*(t) = a_x(t)\cos\alpha + a_y(t)\cos\beta + a_z(t)\cos\gamma.$$

На основании полученных уравнений, результирующее значение проекции ускорения на ось чувствительности акселерометра примет вид:

$$\begin{aligned}
 a(t) &= a_0^*(t) + a_0(t) = a_x(t)\cos\alpha + a_y(t)\cos\beta + \\
 &+ a_z(t)\cos\gamma - R_0 \left[\omega^2(t) - (\omega_x(t)\cos\alpha + \right. \\
 &\left. + \omega_y(t)\cos\beta + \omega_z(t)\cos\gamma)^2 \right].
 \end{aligned}$$

Так как на выходе акселерометра формируется напряжение, пропорциональное проекции ускорения на его ось чувствительности, то математическая модель акселерометра при условии единичного коэффициента передачи будет иметь вид:

$$\begin{aligned}
 U(t) &= a_x(t)\cos\alpha + a_y(t)\cos\beta + a_z(t)\cos\gamma - \\
 &- R_0 \left\{ \omega^2(t) - [\omega_x(t)\cos\alpha + \omega_y(t)\cos\beta + \omega_z(t)\cos\gamma]^2 \right\}.
 \end{aligned}$$

Для случая пяти датчиков линейных ускорений получим следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned}
 U_1(t) &= a_x(t)\cos\alpha_1 + a_y(t)\cos\beta_1 + a_z(t)\cos\gamma_1 - R_1 \times \\
 &\times \left\{ \omega^2(t) - [\omega_x(t)\cos\alpha_1 + \omega_y(t)\cos\beta_1 + \omega_z(t)\cos\gamma_1]^2 \right\}; \\
 U_2(t) &= a_x(t)\cos\alpha_2 + a_y(t)\cos\beta_2 + a_z(t)\cos\gamma_2 - R_2 \times \\
 &\times \left\{ \omega^2(t) - [\omega_x(t)\cos\alpha_2 + \omega_y(t)\cos\beta_2 + \omega_z(t)\cos\gamma_2]^2 \right\}; \\
 U_3(t) &= a_x(t)\cos\alpha_3 + a_y(t)\cos\beta_3 + a_z(t)\cos\gamma_3 - R_3 \times \\
 &\times \left\{ \omega^2(t) - [\omega_x(t)\cos\alpha_3 + \omega_y(t)\cos\beta_3 + \omega_z(t)\cos\gamma_3]^2 \right\}; \\
 U_4(t) &= a_x(t)\cos\alpha_4 + a_y(t)\cos\beta_4 + a_z(t)\cos\gamma_4 - R_4 \times \\
 &\times \left\{ \omega^2(t) - [\omega_x(t)\cos\alpha_4 + \omega_y(t)\cos\beta_4 + \omega_z(t)\cos\gamma_4]^2 \right\}; \\
 U_5(t) &= a_x(t)\cos\alpha_5 + a_y(t)\cos\beta_5 + a_z(t)\cos\gamma_5 - R_5 \times \\
 &\times \left\{ \omega^2(t) - [\omega_x(t)\cos\alpha_5 + \omega_y(t)\cos\beta_5 + \omega_z(t)\cos\gamma_5]^2 \right\}.
 \end{aligned}$$

После преобразования, с учетом введенных обозначений, получим:

$$\begin{aligned}
 U_1(t) &= a_x(t)\cos\alpha_1 + a_y(t)\cos\beta_1 + a_z(t)\cos\gamma_1 - \\
 &- R_1 \left\{ \omega_x^2(t)\sin^2\alpha_1 + \omega_y^2(t)\sin^2\beta_1 + \omega_z^2(t)\sin^2\gamma_1 - \right. \\
 &- 2[\omega_x(t)\omega_y(t)\cos\alpha_1\cos\beta_1 + \omega_y(t)\omega_z(t)\cos\beta_1\cos\gamma_1 + \\
 &+ \omega_z(t)\omega_x(t)\cos\gamma_1\cos\alpha_1] \left. \right\}; \\
 U_2(t) &= a_x(t)\cos\alpha_2 + a_y(t)\cos\beta_2 + a_z(t)\cos\gamma_2 - \\
 &- R_2 \left\{ \omega_x^2(t)\sin^2\alpha_2 + \omega_y^2(t)\sin^2\beta_2 + \omega_z^2(t)\sin^2\gamma_2 - \right. \\
 &- 2[\omega_x(t)\omega_y(t)\cos\alpha_2\cos\beta_2 + \omega_y(t)\omega_z(t)\cos\beta_2\cos\gamma_2 + \\
 &+ \omega_z(t)\omega_x(t)\cos\gamma_2\cos\alpha_2] \left. \right\}; \\
 U_3(t) &= a_x(t)\cos\alpha_3 + a_y(t)\cos\beta_3 + a_z(t)\cos\gamma_3 - \\
 &- R_3 \left\{ \omega_x^2(t)\sin^2\alpha_3 + \omega_y^2(t)\sin^2\beta_3 + \omega_z^2(t)\sin^2\gamma_3 - \right. \\
 &- 2[\omega_x(t)\omega_y(t)\cos\alpha_3\cos\beta_3 + \omega_y(t)\omega_z(t)\cos\beta_3\cos\gamma_3 + \\
 &+ \omega_z(t)\omega_x(t)\cos\gamma_3\cos\alpha_3] \left. \right\}; \\
 U_4(t) &= a_x(t)\cos\alpha_4 + a_y(t)\cos\beta_4 + a_z(t)\cos\gamma_4 - \\
 &- R_4 \left\{ \omega_x^2(t)\sin^2\alpha_4 + \omega_y^2(t)\sin^2\beta_4 + \omega_z^2(t)\sin^2\gamma_4 - \right. \\
 &- 2[\omega_x(t)\omega_y(t)\cos\alpha_4\cos\beta_4 + \omega_y(t)\omega_z(t)\cos\beta_4\cos\gamma_4 + \\
 &+ \omega_z(t)\omega_x(t)\cos\gamma_4\cos\alpha_4] \left. \right\};
 \end{aligned}$$

$$U_5(t) = a_x(t) \cos \alpha_5 + a_y(t) \cos \beta_5 + a_z(t) \cos \gamma_5 - \\ - R_5 \left\{ \omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_5 + \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_5 + \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_5 - \right. \\ \left. - 2[\omega_x(t)\omega_y(t) \cos \alpha_5 \cos \beta_5 + \omega_y(t)\omega_z(t) \cos \beta_5 \cos \gamma_5 + \right. \\ \left. + \omega_z(t)\omega_x(t) \cos \gamma_5 \cos \alpha_5] \right\}.$$

Пренебрегая произведениями $\omega_x \omega_y$, $\omega_x \omega_z$, $\omega_y \omega_z$, запишем

$$U_1(t) = a_x(t) \cos \alpha_1 + a_y(t) \cos \beta_1 + a_z(t) \cos \gamma_1 - \\ - R_1 \left[\omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_1 + \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_1 + \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_1 \right]; \\ U_2(t) = a_x(t) \cos \alpha_2 + a_y(t) \cos \beta_2 + a_z(t) \cos \gamma_2 - \\ - R_2 \left[\omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_2 + \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_2 + \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_2 \right]; \\ U_3(t) = a_x(t) \cos \alpha_3 + a_y(t) \cos \beta_3 + a_z(t) \cos \gamma_3 - \\ - R_3 \left[\omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_3 + \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_3 + \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_3 \right]; \\ U_4(t) = a_x(t) \cos \alpha_4 + a_y(t) \cos \beta_4 + a_z(t) \cos \gamma_4 - \\ - R_4 \left[\omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_4 + \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_4 + \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_4 \right]; \\ U_5(t) = a_x(t) \cos \alpha_5 + a_y(t) \cos \beta_5 + a_z(t) \cos \gamma_5 - \\ - R_5 \left[\omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_5 + \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_5 + \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_5 \right].$$

В векторно-матричном виде полученная система примет вид:

$$U(t) = CA(t) - R\Omega^2(t),$$

где $U(t) = [U_1(t) \ U_2(t) \ U_3(t) \ U_4(t) \ U_5(t)]^T$ – вектор напряжений на выходах акселерометров;

$$C = \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & \cos \beta_1 & \cos \gamma_1 \\ \cos \alpha_2 & \cos \beta_2 & \cos \gamma_2 \\ \cos \alpha_3 & \cos \beta_3 & \cos \gamma_3 \\ \cos \alpha_4 & \cos \beta_4 & \cos \gamma_4 \\ \cos \alpha_5 & \cos \beta_5 & \cos \gamma_5 \end{bmatrix} - \text{матрица направляющих}$$

косинусов, определяющих положения осей чувствительности соответствующих акселерометров; $A(t) = [a_x(t) \ a_y(t) \ a_z(t)]^T$ – вектор измеряемого ускорения;

$$R = \begin{bmatrix} R_1 \sin^2 \alpha_1 & R_1 \sin^2 \beta_1 & R_1 \sin^2 \gamma_1 \\ R_2 \sin^2 \alpha_2 & R_2 \sin^2 \beta_2 & R_2 \sin^2 \gamma_2 \\ R_3 \sin^2 \alpha_3 & R_3 \sin^2 \beta_3 & R_3 \sin^2 \gamma_3 \\ R_4 \sin^2 \alpha_4 & R_4 \sin^2 \beta_4 & R_4 \sin^2 \gamma_4 \\ R_5 \sin^2 \alpha_5 & R_5 \sin^2 \beta_5 & R_5 \sin^2 \gamma_5 \end{bmatrix} - \text{матрица}$$

ча, характеризующая расположение акселерометра относительно начала координат базовой системы

координат; $\Omega(t) = [\omega_x^2(t) \ \omega_y^2(t) \ \omega_z^2(t)]^T$.

Выполним декомпозицию полученной системы на две подсистемы:

$$U'(t) = C'A(t) - R'\Omega(t); \quad U'(t) = \begin{bmatrix} U_1(t) \\ U_2(t) \\ U_3(t) \end{bmatrix}; \quad (3)$$

$$U''(t) = C''A(t) - R''\Omega(t), \quad U''(t) = \begin{bmatrix} U_4(t) \\ U_5(t) \end{bmatrix}; \quad (4)$$

$$C' = \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & \cos \beta_1 & \cos \gamma_1 \\ \cos \alpha_2 & \cos \beta_2 & \cos \gamma_2 \\ \cos \alpha_3 & \cos \beta_3 & \cos \gamma_3 \end{bmatrix};$$

$$C'' = \begin{bmatrix} \cos \alpha_4 & \cos \beta_4 & \cos \gamma_4 \\ \cos \alpha_5 & \cos \beta_5 & \cos \gamma_5 \end{bmatrix};$$

$$R' = \begin{bmatrix} R_1 \sin^2 \alpha_1 & R_1 \sin^2 \beta_1 & R_1 \sin^2 \gamma_1 \\ R_2 \sin^2 \alpha_2 & R_2 \sin^2 \beta_2 & R_2 \sin^2 \gamma_2 \\ R_3 \sin^2 \alpha_3 & R_3 \sin^2 \beta_3 & R_3 \sin^2 \gamma_3 \end{bmatrix};$$

$$R'' = \begin{bmatrix} R_4 \sin^2 \alpha_4 & R_4 \sin^2 \beta_4 & R_4 \sin^2 \gamma_4 \\ R_5 \sin^2 \alpha_5 & R_5 \sin^2 \beta_5 & R_5 \sin^2 \gamma_5 \end{bmatrix}.$$

Выполнив ряд преобразований с (3), получим:

$$A_i(t) = U_i(t) + R_i \times \\ \times [\omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_i + \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_i + \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_i],$$

где $A_i(t) = a_x(t) \cos \alpha_i + a_y(t) \cos \beta_i + a_z(t) \cos \gamma_i$; $i = \overline{1,3}$.

Решим (3) методом Крамера, для чего найдем значения соответствующих определителей:

$$D = \begin{vmatrix} \cos \alpha_1 & \cos \beta_1 & \cos \gamma_1 \\ \cos \alpha_2 & \cos \beta_2 & \cos \gamma_2 \\ \cos \alpha_3 & \cos \beta_3 & \cos \gamma_3 \end{vmatrix} =$$

$$= \cos \alpha_1 \cos \beta_2 \cos \gamma_3 + \cos \beta_1 \cos \gamma_2 \cos \alpha_3 + \\ + \cos \alpha_2 \cos \beta_3 \cos \gamma_1 - \cos \gamma_1 \cos \beta_2 \cos \alpha_3 - \\ - \cos \beta_1 \cos \alpha_2 \cos \gamma_3 - \cos \gamma_2 \cos \beta_3 \cos \alpha_1;$$

$$D_x(t) = \begin{vmatrix} A_1(t) & \cos \beta_1 & \cos \gamma_1 \\ A_2(t) & \cos \beta_2 & \cos \gamma_2 \\ A_3(t) & \cos \beta_3 & \cos \gamma_3 \end{vmatrix} =$$

$$= A_1(t)(\cos \beta_2 \cos \gamma_3 - \cos \beta_3 \cos \gamma_2) - \\ - A_2(t)(\cos \beta_1 \cos \gamma_3 - \cos \gamma_1 \cos \beta_3) + \\ + A_3(t)(\cos \beta_1 \cos \gamma_2 - \cos \beta_2 \cos \gamma_1);$$

$$D_y = \begin{vmatrix} \cos \alpha_1 & A_1(t) & \cos \gamma_1 \\ \cos \alpha_2 & A_2(t) & \cos \gamma_2 \\ \cos \alpha_3 & A_3(t) & \cos \gamma_3 \end{vmatrix} =$$

$$= -A_1(t)(\cos \alpha_2 \cos \gamma_3 - \cos \alpha_3 \cos \gamma_2) +$$

$$\begin{aligned}
 & +A_2(\cos \alpha_1 \cos \gamma_3 - \cos \gamma_1 \cos \alpha_3) - \\
 & -A_3(\cos \alpha_1 \cos \gamma_2 - \cos \alpha_2 \cos \gamma_1); \\
 D_z & = \begin{vmatrix} \cos \alpha_1 & \cos \beta_1 & A_1(t) \\ \cos \alpha_2 & \cos \beta_2 & A_2(t) \\ \cos \alpha_3 & \cos \beta_3 & A_3(t) \end{vmatrix} = \\
 & = A_1(t)(\cos \alpha_2 \cos \beta_3 - \cos \beta_2 \cos \alpha_3) - \\
 & -A_2(t)(\cos \alpha_1 \cos \beta_3 - \cos \beta_1 \cos \alpha_3) + \\
 & +A_3(t)(\cos \alpha_1 \cos \beta_2 - \cos \beta_1 \cos \alpha_2).
 \end{aligned}$$

Применяя полученные определители, запишем следующие тождества:

$$a_x(t) = D_x(t)/D; \quad a_y(t) = D_y(t)/D; \quad a_z(t) = D_z(t)/D.$$

Полученные аналитические зависимости для проекций ускорений подставим в (4) и получим:

$$\begin{aligned}
 U_4(t) & = \frac{1}{D} (D_x(t) \cos \alpha_4 + D_y(t) \cos \beta_4 + D_z(t) \cos \gamma_4) - \\
 & - R_4 \left[\omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_4 + \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_4 + \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_4 \right]. \quad (5)
 \end{aligned}$$

Первое слагаемое уравнения (5) запишем следующим образом:

$$\begin{aligned}
 D_x(t) \cos \alpha_4 + D_y(t) \cos \beta_4 + D_z(t) \cos \gamma_4 = \\
 = A_1(t)B_1 + A_2(t)B_2 + A_3(t)B_3,
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \text{где } B_1 & = \cos \alpha_4 (\cos \beta_2 \cos \gamma_3 - \cos \beta_3 \cos \gamma_2) + \cos \beta_4 \times \\
 & \times (\cos \alpha_3 \cos \gamma_2 - \cos \alpha_2 \cos \gamma_3) + \cos \gamma_4 (\cos \alpha_2 \cos \beta_3 - \\
 & - \cos \beta_2 \cos \alpha_3); \quad B_2 = \cos \alpha_4 (\cos \gamma_1 \cos \beta_3 - \\
 & - \cos \beta_1 \cos \gamma_3) + \cos \beta_4 (\cos \alpha_1 \cos \gamma_3 - \cos \gamma_1 \cos \alpha_3) + \\
 & + \cos \gamma_4 (\cos \beta_1 \cos \alpha_3 - \cos \alpha_1 \cos \beta_3) + \cos \beta_4 (\cos \alpha_1 \times \\
 & \times \cos \gamma_3 - \cos \gamma_1 \cos \alpha_3) + \cos \gamma_4 (\cos \beta_1 \cos \alpha_3 - \cos \alpha_1 \times \\
 & \times \cos \beta_3); \quad B_3 = \cos \alpha_4 (\cos \beta_1 \cos \gamma_2 - \cos \beta_2 \cos \gamma_1) + \\
 & + \cos \gamma_4 (\cos \alpha_2 \cos \gamma_1 - \cos \alpha_1 \cos \gamma_2) + \cos \gamma_4 (\cos \alpha_1 \cos \beta_2 - \\
 & - \cos \beta_1 \cos \alpha_2).
 \end{aligned}$$

Используя полученные преобразования, равенство (5) примет вид:

$$\begin{aligned}
 U_4(t) & = \frac{1}{D} \{ U_1(t)B_1 + U_2(t)B_2 + U_3(t)B_3 + \omega_x^2(t) \times \\
 & \times [R_1 B_1 \sin^2 \alpha_1 + B_2 R_2 \sin^2 \alpha_2 + B_3 R_3 \sin^2 \alpha_3] + \\
 & + \omega_y^2(t) [B_1 R_1 \sin^2 \beta_1 + B_2 R_2 \sin^2 \beta_2 + B_3 R_3 \sin^2 \beta_3] + \\
 & + \omega_z^2(t) [B_1 R_1 \sin^2 \gamma_1 + B_2 R_2 \sin^2 \gamma_2 + B_3 R_3 \sin^2 \gamma_3] \} - \\
 & - R_4 \left[\omega_x^2(t) \sin^2 \alpha_4 - \omega_y^2(t) \sin^2 \beta_4 - \omega_z^2(t) \sin^2 \gamma_4 \right].
 \end{aligned}$$

Преобразовав полученное выражение, запишем:

$$U_4(t) = \frac{B_1}{D} U_1(t) + \frac{B_2}{D} U_2(t) + \frac{B_3}{D} U_3(t) + \frac{\omega_x^2(t)}{D} \times$$

$$\begin{aligned}
 & \times [R_1 B_1 \sin^2 \alpha_1 + R_2 B_2 \sin^2 \alpha_2 + B_3 R_3 \sin^2 \alpha_3 - \\
 & - DR_4 \sin^2 \alpha_4] + B_3 R_3 \sin^2 \alpha_3 - DR_4 \sin^2 \alpha_4] + \\
 & + \frac{\omega_y^2(t)}{D} [B_1 R_1 \sin^2 \beta_1 + B_2 R_2 \sin^2 \beta_2 + B_3 R_3 \sin^2 \beta_3 - \\
 & - DR_4 \sin^2 \beta_4] + \frac{\omega_z^2(t)}{D} [B_1 R_1 \sin^2 \gamma_1 + B_2 R_2 \sin^2 \gamma_2 + \\
 & + B_3 R_3 \sin^2 \gamma_3 - DR_4 \sin^2 \gamma_4].
 \end{aligned}$$

Аналогичным образом, используя второе уравнение системы (4) формируем аналитическую зависимость для выходного напряжения пятого акселерометра:

$$\begin{aligned}
 U_5(t) & = \frac{C_1}{D} U_1(t) + \frac{C_2}{D} U_2(t) + \frac{C_3}{D} U_3(t) + \frac{\omega_x^2(t)}{D} [R_1 C_1 \times \\
 & \times \sin^2 \alpha_1 + R_2 C_2 \sin^2 \alpha_2 + C_3 R_3 \sin^2 \alpha_3 - DR_5 \sin^2 \alpha_5] + \\
 & + \frac{\omega_y^2(t)}{D} [C_1 R_1 \sin^2 \beta_1 + C_2 R_2 \sin^2 \beta_2 + C_3 R_3 \sin^2 \beta_3 - \\
 & - DR_5 \sin^2 \beta_5] + \frac{\omega_z^2(t)}{D} [C_1 R_1 \sin^2 \gamma_1 + C_2 R_2 \sin^2 \gamma_2 + \\
 & + C_3 R_3 \sin^2 \gamma_3 - DR_5 \sin^2 \gamma_5],
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \text{где } C_1 & = \cos \alpha_5 (\cos \beta_2 \cos \gamma_3 - \cos \beta_3 \cos \gamma_2) + \\
 & + \cos \beta_5 (\cos \alpha_3 \cos \gamma_2 - \cos \alpha_2 \cos \gamma_3) + \cos \gamma_5 (\cos \alpha_2 \times \\
 & \times \cos \beta_3 - \cos \beta_2 \cos \alpha_3); \quad C_2 = \cos \alpha_5 (\cos \gamma_1 \cos \beta_3 - \\
 & \times \cos \gamma_3) + \cos \beta_5 (\cos \alpha_1 \cos \gamma_3 - \cos \gamma_1 \cos \alpha_3) + \\
 & + \cos \gamma_5 (\cos \beta_1 \cos \alpha_3 - \cos \alpha_1 \cos \beta_3); \quad C_3 = \cos \alpha_5 \times \\
 & \times (\cos \beta_1 \cos \gamma_2 - \cos \beta_2 \cos \gamma_1) + \cos \beta_5 (\cos \alpha_2 \cos \gamma_1 - \\
 & - \cos \alpha_1 \cos \gamma_2) + \cos \gamma_5 (\cos \alpha_1 \cos \beta_2 - \cos \beta_1 \cos \alpha_2).
 \end{aligned}$$

Полученные аналитические зависимости позволяют сформировать условия полной структурной диагностируемости блока акселерометров, без привлечения дополнительных внешних датчиков:

$$\begin{aligned}
 B_1 R_1 \sin^2 \alpha_1 + B_2 R_2 \sin^2 \alpha_2 + B_3 R_3 \sin^2 \alpha_3 = \\
 = DR_4 \sin^2 \alpha_4;
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 B_1 R_1 \sin^2 \alpha_1 + B_2 R_2 \sin^2 \alpha_2 + B_3 R_3 \sin^2 \alpha_3 = \\
 = DR_4 \sin^2 \alpha_4;
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 B_1 R_1 \sin^2 \gamma_1 + B_2 R_2 \sin^2 \gamma_2 + B_3 R_3 \sin^2 \gamma_3 = \\
 = DR_4 \sin^2 \gamma_4;
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_1 R_1 \sin^2 \alpha_1 + C_2 R_2 \sin^2 \alpha_2 + C_3 R_3 \sin^2 \alpha_3 = \\
 = DR_5 \sin^2 \alpha_5;
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_1 R_1 \sin^2 \beta_1 + C_2 R_2 \sin^2 \beta_2 + C_3 R_3 \sin^2 \beta_3 = \\
 = DR_5 \sin^2 \beta_5;
 \end{aligned}$$

$$C_1 R_1 \sin^2 \gamma_1 + C_2 R_2 \sin^2 \gamma_2 + C_3 R_3 \sin^2 \gamma_3 = \\ = D R_5 \sin^2 \gamma_5.$$

Заключение

Результаты проведенных исследований позволяют сформулировать требования к формированию измерительного блока, позволяющего обеспечить диагностирование блока и измерителей с глубиной до вида отказа при пространственном движении ЛА:

1. Минимально необходимое количество измерителей должно определяется следующим тождеством: $N = n + 2$, где n – количество степеней свободы по измеряемому параметру; N – минимально необходимое количество измерителей, обеспечивающих глубокое диагностирование при n степенях свободы.

2. Измерители необходимо компоновать относительно осей измерительной системы координат таким образом, чтобы выполнялось равенство:

$$L = N \text{ и } \Delta_i \neq 0, \forall i = 1, \overline{C_N^n}, \text{ где } L - \text{количество ли-}$$

нейно независимых строк матрицы (матрица направляющих косинусов).

3. Располагать i -е дополнительные датчики необходимо таким образом, чтобы выполнялись условия (5).

Литература

1. Фірсов С.М. Система управління літальним апаратом нетрадиційної аеродинамічної схеми для задач точного землеробства / С.М. Фірсов, Куок Туан До, О.В. Данченко, Р.М. Гуш // Матеріали четвертої міжнародної науково-практичної конференції «Розвиток наукових досліджень 2008» – Т.6. – С. 80-82.
2. Кулик А.С. Восстановление измерений навигационной системы в режиме реального времени / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, Куок Туан До, О.Ю. Златкин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – Вып. 5 (52). – С. 28-33.
3. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы / А.С. Кулик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 2000. – Вып. 15. – С. 18-31.

Поступила в редакцию 21.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Информатики» А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДІАГНОСТУЄМІСТЬ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ ПРИ ПРОСТОРОВОМУ РУХІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

С.М. Фірсов, Куок Туан До

У статті відбита проблематика діагностичного забезпечення блоку акселерометрів, здатного діагностувати його технічний стан з глибиною до виду відмови з подальшим відновленням працездатності вимірювача, що відмовив, в режимі реального часу. За результатами досліджень різноманітних варіантів компоновки вимірювачів для задачі просторового руху літального апарату отримано критерії, виконання яких дозволяє забезпечити глибоке діагностування блоку акселерометрів без використання додаткової інформації від інших вимірювальних блоків системи управління за умов мінімальної апаратної надлишковості.

Ключові слова: відмовостійкість, діагностування, акселерометр, відмова, матриця зв'язку, прискорення, кутова швидкість.

DIAGNOSABILITY OF ACCELEROMETER UNIT AT AIRCRAFT SPATIAL MOTION

S.M. Firsov, Tuan Kuok Do

Problems of the accelerometer unit diagnostic assurance for real-time diagnosing its technical state with a depth to the failure mode and following restoration of faulty measuring device are presented in the article. Different variants of measuring devices arrangement are investigated for the task of aircraft spatial motion and criteria are obtained providing deep accelerometer unit diagnosing at presence of minimum hardware redundancy and without use of additional information from other measuring units of control system

Key words: fault tolerance, diagnosing, navigation, accelerometer, matrix of interconnection, acceleration, angular speed.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: firsov@d3.khai.edu, sn.firsov@gmail.com.

До Куок Туан – аспирант кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7.01:629.7.036.4

М.А. КИРИЧКОВ, И.Ю. СТЕПАНОВ, И.Ф. КРАВЧЕНКО

Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко

ИССЛЕДОВАНИЕ ПУТЕЙ СОЗДАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД ДЛЯ ЛЕГКИХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ

Представлена работа по исследованию путей создания малоразмерных турбовинтовых двигателей для легких перспективных многоцелевых самолетов. Исследования проводились для вариантов двигателей с достигнутым «реальным» уровнем КПД узлов и параметров термодинамического цикла, и для перспективных двигателей. Анализ совершенства двигателя проведен по двум критериям: по величине суммы масс силовой установки и топлива, необходимого для типового полета, а также по величине прямых эксплуатационных расходов. Показано, что суммарная доля затрат, связанных с двигателем, составляет более половины прямых эксплуатационных расходов самолета и при применении более совершенного двигателя будет уменьшаться.

Ключевые слова: турбовинтовой двигатель, прямые эксплуатационные расходы, конструктивная схема, критерии оценки.

Введение

В настоящий момент парк большинства региональных авиакомпаний Украины и СНГ состоит из устаревшей техники, характеристики которой не отвечают современным экологическим нормам и экономическим показателям. Дальнейшая перспектива региональных авиакомпаний в значительной мере связана с переоснащением их парка современными высокоэффективными воздушными судами (ВС), способными приносить прибыль при относительно невысоких затратах, т.е. с формированием нового поколения ВС авиации общего назначения, в том числе оснащенных двигателями класса мощности 400–750 л.с.

В странах СНГ на сегодня объективные проблемы создания эффективных малоразмерных ГТД и общеэкономический кризис привели к отсутствию реальных предложений двигателей нового поколения для легких многоцелевых летательных аппаратов. В эксплуатации находятся двигатели данного типоразмера: М-601 (Чехия), РТ6 (Канада), 250-В (США). Все эти двигатели были разработаны в 50-е... 70-е годы прошлого столетия. За рубежом существует только две относительно современных разработки турбовинтовых двигателей данной размерности: Agrius 1D (1987г. Франция) и LTP101 (1980г. США). Потому новый двигатель данной размерности может быть востребован не только на территории Украины и СНГ, но и за рубежом.

Создание перспективного турбовинтового двигателя (ТВД) требует выполнения комплекса науч-

но-исследовательских и опытно-конструкторских работ по газодинамическому совершенствованию элементов газоздушного тракта, повышению эффективности охлаждения деталей горячей части, внедрению в конструкцию ряда новых материалов, разработке малогабаритных, надежных вспомогательных агрегатов, например:

- разработки высокоэффективного центробежного компрессора со степенью повышения давления 9...10 и коэффициентом полезного действия $\geq 0,8$;
- разработки малоэмиссионной камеры сгорания с коэффициентом полноты сгорания топлива не ниже 0,995;
- разработки высокоэффективной охлаждаемой турбины компрессора с коэффициентом полезного действия – 0,84...0,85 и свободной силовой турбины с КПД – 0,88...0,89;
- внедрения нового поколения жаропрочных сплавов и интерметаллидов;
- разработки системы автоматического управления (САУ) двигателем с полной ответственностью и применением перспективных малогабаритных агрегатов с высоким уровнем безотказности.

1. Исследовательская часть

При проведении исследований рассмотрен ТВД с мощностью на валу винта 400 кВт (544 л.с.) для двухдвигательного многоцелевого легкого самолета, с условиями крейсерского полета $H=3000$ м, $V_{кр}=400$ км/час. На взлетном режиме мощность 400 кВт поддерживается до $t_{н}=+36$ °С. В пассажир-

ском варианте самолет перевозит 9...14 пассажиров, максимальная полезная нагрузка 1400 кг. Продолжительность типового полета 1 час. Данные по самолету предоставлены Чешской фирмой Evektor, разработчиком легких и многоцелевых самолетов. Состав узлов двигателя – газогенератор с центробежным или осецентробежным компрессором, одноступенчатой осевой турбиной и петлевой камерой сгорания и свободная силовая турбина привода воздушного винта через редуктор – достаточно традиционен и практически не имеет альтернативы при разработке современных ТВД.

Рассмотрены 3 схемы ТВД (рис. 1):

1) Схема с передним расположением компрес-

сора и редуктора с выводом вала силовой турбины вперед, соосно с газогенератором, по такой схеме выполнены ТВД LTP101 и Arrius 1D (рис 1, а).

2) Схема с передним расположением компрессора и задним расположением редуктора с выводом вала силовой турбины назад, а вала винта – вперед, несоосно с газогенератором, примером могут служить ТВД Arriel, ТВД 10 (рис 1, б).

3) Схема с передним расположением силовой турбины и редуктора с выводом вала силовой турбины вперед, с компрессором, расположенным в задней части и течением рабочего тела в направлении, противоположном набегающему потоку воздуха, по такой схеме выполнены М601 и РТ6А (рис 1, в).

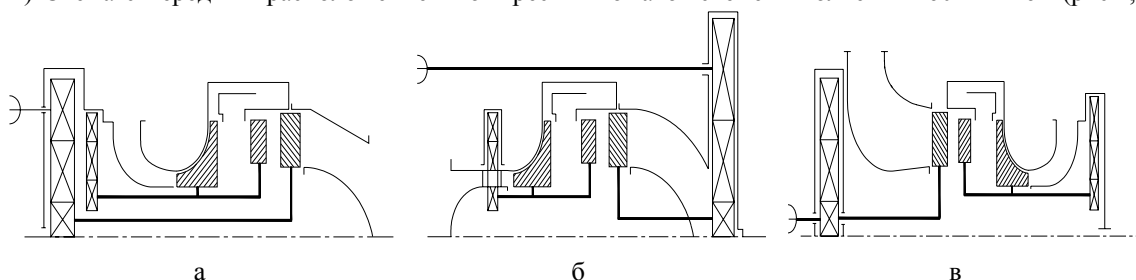


Рис. 1. Конструктивные схемы ТВД

Проведенные расчетно-конструкторские исследования показали, что с учетом перспективы разработки и применения компактных вспомогательных агрегатов наиболее приемлемой для силовой установки легкого самолета является схема 1, обеспечивающая наилучший комплекс габаритно-массовых и экономических показателей.

Исследование влияния параметров термодинамического цикла на технико-экономические характеристики силовой установки проведено для двух уровней эффективности узлов двигателя:

- реально достигнутого на проходящем опытно-доводку двигателе АИ-450;
- перспективного, выбранного путем экспертной оценки роста показателей технического уровня элементов малоразмерных двигателей в течение ближайших 10 лет.

Все исследуемые варианты двигателей разделены на две большие группы:

- ТВД с неохлаждаемыми рабочими лопатками турбины компрессора;
- ТВД с охлаждаемыми рабочими лопатками турбины компрессора.

Для каждой из этих групп выбраны диапазоны варьируемых температур газа перед турбиной и величины отборов воздуха для охлаждения элементов турбины. Потери во входном и затурбинном каналах заданы на основе экспериментальных данных, полученных при испытаниях двигателя АИ-450.

Термодинамические расчеты параметров вари-

антов двигателя проводились итерационным методом с коррекцией на каждой итерации исходных данных, в частности КПД узлов, с учетом влияния размерности ($G_{ГПР}$).

В соответствии с вычисленными параметрами двигателя и рекомендациями ВИАМ был произведен выбор материалов для двигателя с достигнутым и перспективным уровнем совершенства.

Размерность каждого варианта двигателя определялась мощностью на валу воздушного винта (N), которую может развить двигатель при $t_H = +36^\circ\text{C}$ и достижении максимальной температуры газа, разрешенной для данного варианта, и расходом воздуха на входе в двигатель в стандартных условиях при $N_0 = N$.

Массы вариантов двигателя оценивались в соответствии с его размерностью по статистическим зависимостям, предложенным С.М. Шляхтенко [1], с учетом реальных данных двигателя АИ-450. Масса силовой установки вычислена по зависимости, предложенной С.М. Егером [2], скорректированной из предположения, что масса части элементов силовой установки (воздушный винт, электрооборудование, агрегаты САУ, часть трубопроводов) остается неизменной для всех вариантов двигателя.

Масса топлива для выполнения типового полета вычислена в соответствии с выбранным типовым полетным циклом с учетом аэронавигационного запаса топлива на 45 минут крейсерского полета.

В качестве первоначального критерия для

сравнения исследуемых вариантов ТВД выбрана величина $M_{cy} + M_t$, минимум которой соответствует, при заданной взлетной массе самолета, макси-

муму массы полезной нагрузки (Мп.н.).

Анализ полученных результатов (рис. 2) позволяет сделать следующие выводы:

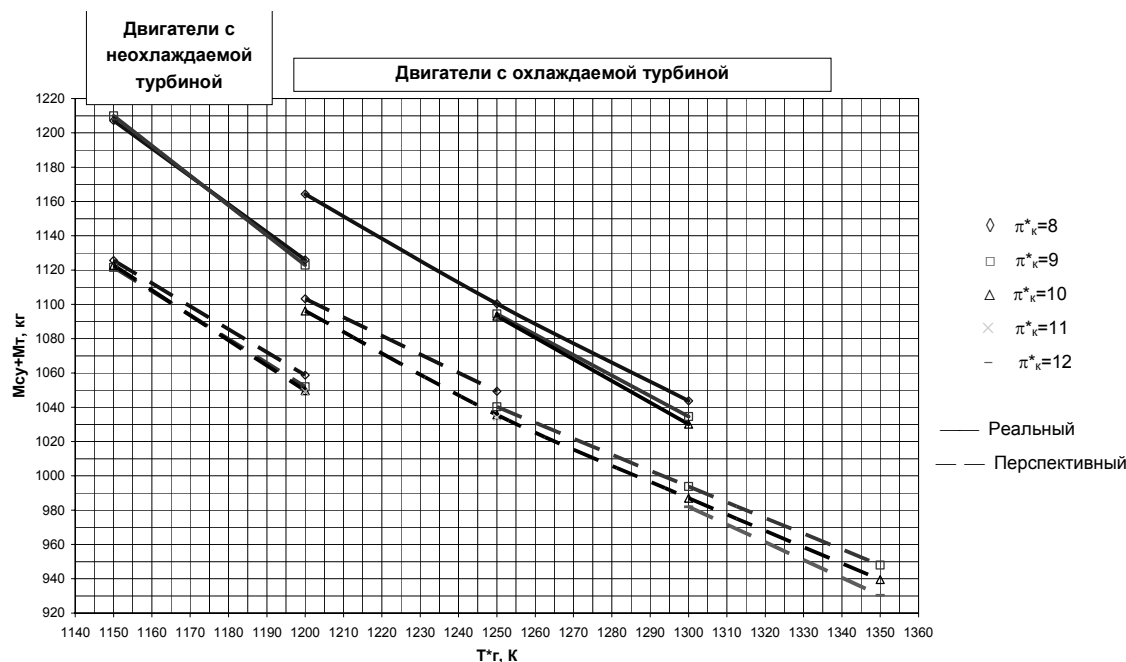


Рис. 2. Зависимость величины $M_{cy} + M_t$ в типовом полете легкого многоцелевого самолета от параметров термодинамического цикла ТВД

– принятый уровень эффективности узлов перспективного двигателя обеспечивает снижение величины ($M_{cy} + M_t$) на 5...7% по сравнению с реальным уровнем совершенства узлов двигателя;

– при одинаковых параметрах термодинамического цикла двигатель с неохлаждаемой турбиной имеет преимущество перед двигателем с охлаждаемой турбиной по критерию ($M_{cy} + M_t$) – на 3,4% для реального уровня совершенства и на 4,3% – для перспективных вариантов;

– повышение температуры газа перед турбиной на 100 К в двигателях с охлаждаемой турбиной позволяет снизить величину ($M_{cy} + M_t$) по сравнению с двигателем с неохлаждаемой турбиной на 7,8% (реальный уровень совершенства) и 5,9% (перспективный уровень совершенства).

В связи с этим в качестве базового двигателя с реальным уровнем совершенства выбран ТВД с охлаждаемой турбиной и параметрами, близкими к данному ТВГТД АИ-450 ($T^*_r=1250 \text{ К}$, $\pi^*_k=8$).

В качестве критерия более высокого уровня для выбора параметров двигателя рассмотрена величина прямых эксплуатационных расходов (ПЭР), приходящихся на тонно-километр (ткм) перевозки груза (рис. 3).

Наилучшим вариантом перспективного двигателя как по критерию минимума величины ($M_{cy} + M_t$), так и по критерию минимума ПЭР_{ткм}, в соот-

ветствии с приведенными выше результатами расчетов, является двигатель с наиболее высокими исследованными параметрами термодинамического цикла ($\pi^*_k=12$, $T^*_r=1350 \text{ К}$). Однако, при выборе варианта для дальнейшей проработки с максимально высокими параметрами термодинамического цикла возникает неопределенность при сравнительной оценке этих вариантов с базовым двигателем (из-за сложности оценки затрат и сроков выполнения научно-исследовательских работ в обеспечении достижения заданных параметров). При подготовке исходных данных для расчета этих вариантов использовались экспертные оценки для экстраполяции ряда известных из опыта величин в исследуемую область.

Естественно, что достоверность полученных результатов снижается с увеличением глубины экстраполяции.

Исходя из вышесказанного для дальнейшей проработки выбран вариант двигателя с перспективным уровнем совершенства узлов и с параметрами термодинамического цикла в расчетных условиях $T^*_r = 1300 \text{ К}$ и $\pi^*_k = 9$, имеющий запас на форсирование аналогичный базовому двигателю. По сравнению с этим вариантом, увеличение π^*_k до 10 позволяет снизить ПЭР_{ткм} на 0,77%. Однако обеспечение заданного КПД компрессора и запасов прочности деталей потребует достаточно больших затрат на проведение научно-исследовательских работ.

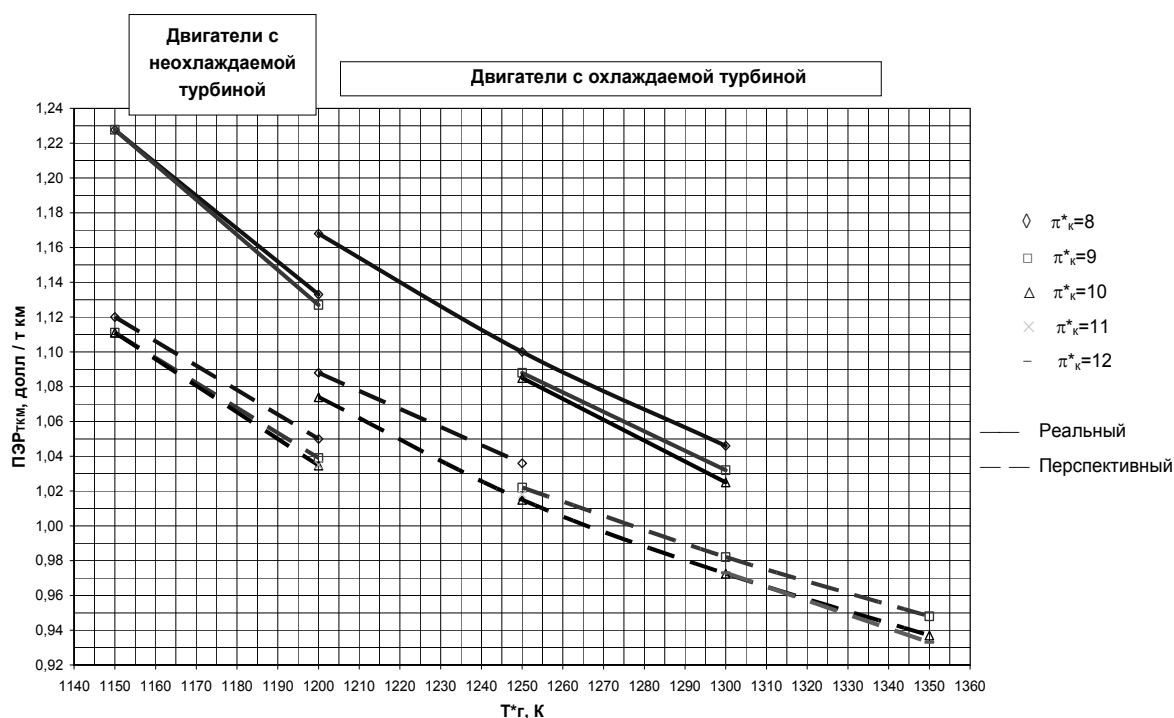


Рис. 3. Зависимость ПЭР_{ТКМ} легкого многоцелевого самолета от параметров термодинамического цикла ТВД

Принятый вариант перспективного двигателя, по сравнению с базовым двигателем, обеспечивает увеличение полезной нагрузки самолета более чем на 100 кг (~ на 7%), что равносильно для пассажирского самолета возможности перевозки дополнительно одного пассажира. ПЭР_{ТКМ} самолета с перспективным двигателем снижается на 12% по сравнению с ПЭР_{ТКМ} самолета с базовым двигателем. Сухая масса выбранного варианта перспективного двигателя более чем на 21% меньше сухой массы базового двигателя.

Расчет ПЭР позволяет выполнить анализ структуры прямых эксплуатационных расходов. Доля стоимости топлива в структуре ПЭР самолета с базовым двигателем составляет ~ 45%, доля амортизационных отчислений двигателя ~ 2%, доля стоимости технического обслуживания и ремонта – 7,2%. Для самолета с перспективным двигателем эти величины соответственно равны 41,7%, 3,1% и 7,9%.

Суммарная доля затрат, связанных с двигателем, составляет более половины ПЭР самолета и уменьшается с применением более совершенного двигателя. Основные затраты в структуре ПЭР составляет стоимость топлива – более 40%. Это значит, что при существующей в настоящее время цене на топливо основное внимание при проектировании двигателя необходимо уделять его экономичности. Для выбранного самолета с перспективным двигателем снижение удельного расхода топлива на 5%

позволяет снизить ПЭР на 2,23%. Повышение ПЭР на такую же величину происходит при увеличении цены двигателя на ~ 45%

На рис. 4 показано сравнение влияния цены топлива и цены двигателя на прямые эксплуатационные расходы приходящиеся на пассажиро-километр (пасс. км) при ресурсе двигателя 12000 час.

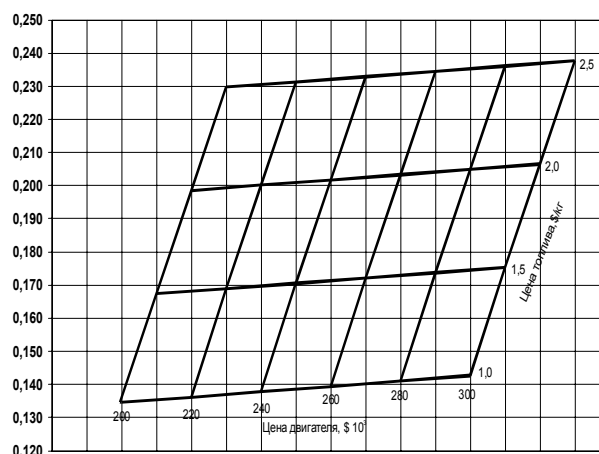


Рис. 4. Влияние цен топлива и двигателя на ПЭР легких многоцелевых самолетов

Изменение цены двигателя в 1,5 раза приводит к росту ПЭР_{пасс. км} на 5,9%. Изменение цены топлива в 1,5 раза приводит к росту ПЭР_{пасс. км} на 24%. Увеличение ресурса двигателя (рис. 5) с 6000 ч. до 24000 ч. приводит к снижению ПЭР_{пасс. км} на 17% (при цене двигателя \$220 тыс.)

Увеличение цены топлива в 2 раза – рост ПЭР_{пасс. км} 41%.

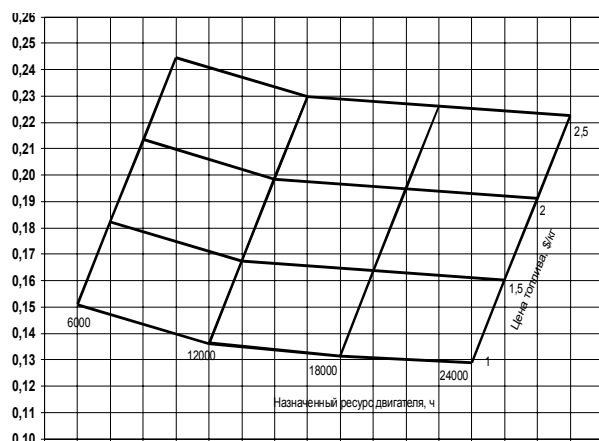


Рис. 5. Влияние ресурса двигателя на ПЭР легких многоцелевых самолетов

Заключение

При существующей в настоящее время тенденции роста цен на топливо большие затраты на создание научно-технического задела, для разработки двигателя с перспективным уровнем совершенства узлов, будут компенсированы улучшением экономичности данного двигателя, что повлечет за собой снижение прямых эксплуатационных расходов самолета.

Литература

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей: учебник / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер, В.В. Поляков, В.А. Сосунов, С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
2. Проектирование самолетов: учебник / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Поступила в редакцию 15.05.2009

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ШЛЯХІВ СТВОРЕННЯ МАЛОРОЗМІРНИХ ГТД ДЛЯ ЛЕГКИХ ПЕРСПЕКТИВНИХ ЛІТАКІВ

М.А. Кірічков, І.Ю. Степанов, І.Ф. Кравченко

Представлено роботу з дослідження шляхів створення малорозмірних турбогвинтових двигунів для легких перспективних багатопільових літаків. Дослідження проводилися для варіантів двигунів з досягнутим "реальним" рівнем ККД вузлів і параметрів термодинамічного циклу, і для перспективних двигунів. Аналіз досконалості двигуна проведений по двох критеріях: по величині суми мас силової установки й палива, необхідного для типового польоту, а також по величині прямих експлуатаційних витрат. Показано, що сумарна частка витрат, пов'язаних із двигуном, становлячи більше половини прямих експлуатаційних витрат літака при застосуванні більш досконалого двигуна буде зменшуватися.

Ключові слова: турбогвинтовий двигун, прямі експлуатаційні витрати, конструктивна схема, критерії оцінки.

INVESTIGATION OF SMALL SIZE TURBOPROP ENGINES FOR LIGHT MULTIPURPOSE AIRCRAFT

M.A. Kirichkov, I.U. Stepanov, S.F. Krevchenko

A work on investigation of small size turboprop engines for Light Multipurpose Aircraft development is presented here. The engine versions where «real» level of engine component efficiencies and thermodynamic cycle parameters had been reached, as well as advanced engines, were under this investigation. Analysis of engine perfection was conducted according to two criteria: by value of a sum of a power plant and fuel masses and also by value of direct operating cost (DOC) has shown, that total share of expense related to engine, being more than a half of aircraft DOC, will be reduced, in a case of a more perfect engine applying.

Key words: turboprop engine, DOC, arrangement layout, criteria of assessment.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, главный конструктор Государственного предприятия Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: kravchenco@ivchenko-progress.com.

Степанов Игорь Ювенальевич – начальник бригады перспективных разработок Государственного предприятия Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.

Киричков Максим Анатольевич – инженер-конструктор бригады перспективных разработок Государственного предприятия Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.

УДК 629.7.018

И.П. ВАСИЛЬЕВ, Ю.С. МАРКОВ

Федеральное государственное унитарное предприятие Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова «ЦИАМ»

СТЕНД ДЛЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ФАКТОРОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА ОГНЕСТОЙКОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И САМОЛЕТА

Рассмотрены причины, повлекшие за собой создание стенда для проведения инженерных и сертификационных испытаний компонентов, агрегатов, деталей или узлов авиационных двигателей и самолетов гражданской авиации на огнестойкость или огнестойкость. Приведено краткое описание и технические характеристики созданного в испытательном комплексе ЦИАМ стенда, обеспечивающего воспроизведение воздействия факторов эксплуатации, при которых возможно возникновение и развитие пожара в условиях полета. Рассмотрено использование стенда применительно к огневым испытаниям образца, моделирующего уязвимое место корпуса вентилятора. Представлены результаты калибровки горелки по тепловому потоку, по воспроизведению заданных параметров аэродинамического обдува образца и изменению его теплового состояния в процессе испытания.

Ключевые слова: огнестойкость, огнестойкость, воспроизведение, испытания, образец, стенд.

Введение

В связи с большой актуальностью работ по сертификации в части огнестойкости и огнестойкости элементов перспективных двигателей и самолетов во ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» был разработан и создан стенд для проведения огневых испытаний с воспроизведением факторов эксплуатации.

Огнестойкий материал или компонент – материал или компонент, способный выдерживать пламя с температурой $1100 \pm 80^\circ\text{C}$ как минимум в течение 5 минут при выполнении своих функций.

Огнестойкий материал или компонент – материал или компонент, способный выдерживать, как сталь или лучше, пламя с температурой $1100 \pm 80^\circ\text{C}$ как минимум в течение 15 минут при выполнении своих функций.

Компоненты силовой установки и самолета – узлы, системы и агрегаты, входящие в состав их конструкции.

1. Формулирование проблемы

При сертификации силовой установки и самолета одним из основных направлений в подтверждении их безопасности является установление огнестойкости (защиты от пожара).

Ранее это требование подтверждалось в основном проведением огневых испытаний мотогондолы вместе с двигателем, по результатам которых оце-

нивалась огнестойкость силовой установки к пожару. В настоящее время с целью сокращения затрат методика подтверждения стойкости к пожару изменена в сторону проведения фрагментарных огневых испытаний компонентов силовой установки. Эти испытания являются одним из основных методов подтверждения огнестойкости двигателя. Несмотря на то, что данный метод является более экономичным, подтверждение соответствия является достаточно сложным по реализации и длительным по времени.

Испытаниям могут подвергаться следующие компоненты силовой установки:

- корпусные детали и узлы;
- узлы крепления двигателя и реверсивного устройства;
- пожарные перегородки;
- капоты двигателя;
- компоненты топливной, масляной и гидравлических систем;
- воздуховоды;
- элементы органов управления выключением двигателя;
- электрическое и электронное оборудование;
- фрагменты элементов конструкции.

В связи с большим многообразием возможных объектов испытаний и с необходимостью воспроизведения различных условий эксплуатации как по испытательным средам, так и по их параметрам, приемлемым вариантом в данной ситуации является создание установки под испытания конкретного

объекта или их группы с близкими характеристиками. Но тогда количество таких установок будет весьма велико, и затраты на их создание могут превысить затраты на проведение огневых испытаний.

Выходом из данной ситуации, по мнению авторов статьи, является создание универсального стенда, который обладал бы достаточно гибкой и легко изменяемой технологической схемой для проведения инженерных и сертификационных испытаний практически любых компонентов, агрегатов, деталей или узлов силовых установок на огнестойкость или огнестойкость.

Целью проведенной работы являлись разработка и создание универсального стенда и проведение на нем огневых испытаний образцов с воспроизведением воздействия факторов эксплуатации, при которых возможно возникновение и развитие пожара.

2. Решение проблемы

Основным элементом стенда является горелка, предназначенная для теплового воздействия на испытываемый образец стандартным пламенем. Тепловое воздействие строго нормировано. Температура пламени горелки должна быть стандартной и равной $1100 \pm 80^\circ\text{C}$, а тепловой поток равен $116 \pm 10 \text{ кВт/м}^2$.

Кроме теплового воздействия стандартного пламени на испытываемый образец при испытаниях должно воспроизводиться воздействие факторов самых тяжелых эксплуатационных условий, при которых возможно возникновение и развитие пожара. Факторами, влияющими на стойкость компонента к пожару, могут быть: вибрация, охлаждение элемента потоком воздухом, прокачка охлаждающей жидкости, нагружение и т.п. Для воспроизведения этих факторов при огневых испытаниях стенд должен быть оснащен соответствующими системами и устройствами.

В результате выполненного комплекса расчетно-экспериментальных, конструкторских и технологических разработок создан стенд, включающий в себя следующее основное оборудование и технологические системы, обеспечивающий проведение огневых испытаний с воспроизведением эксплуатационных факторов.

Стенд включает следующие устройства и системы:

- систему воспроизведения стандартного пламени, включающую газовую горелку с системами подачи воздуха и топливного газа и устройства для калибровки горелки по температуре пламени и тепловому потоку;
- систему воспроизведения вибрации образцов;
- систему подачи воздуха для обеспечения ох-

лаждения образцов потоком воздуха;

- систему подготовки и подвода к испытываемым образцам жидкостей (масла, топлива и гидрожидкости);
- систему видеонаблюдения за процессом испытаний;
- систему электромеханических приводов стендовых агрегатов и запорной арматуры;
- автоматизированную информационно-измерительную систему сбора и первичной обработки информации (АИИС);
- систему регулирования и управления стендовыми устройствами.

Для воспроизведения факторов реальной эксплуатации при проведении огневых испытаний проводится их анализ и определяются критерии подобия, обеспечивающие эквивалентность испытаний образцов на огнестойкость по стойкости к тепловому воздействию и нагружению.

На рис. 1 представлен общий вид стенда с системой обдува образцов потоком воздуха.

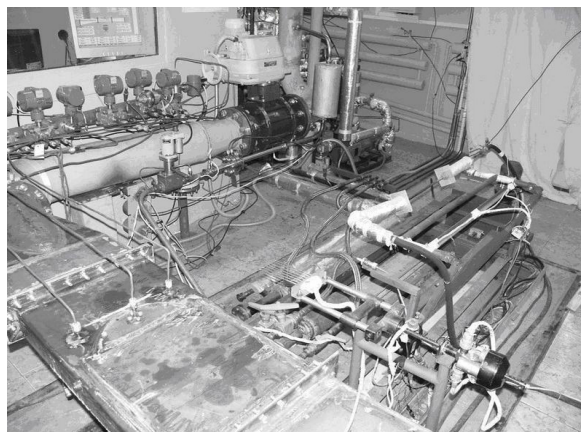


Рис. 1. Общий вид стенда

Система обдува обеспечивает подачу воздуха с параметрами, характерными для силовых установок самолетов гражданской авиации. В частности:

- расход воздуха от 0,5...6,5 кг/с;
- статическое давление воздуха $< 0,3 \text{ МПа}$;
- скорость воздушного потока до 250 м/с.

При этом для контроля за параметрами воздушного потока система оборудована замерами давления, температуры и расхода воздуха.

Система воспроизведения вибраций обеспечивает при огневых испытаниях воспроизведение, контроль и регистрацию вибраций в диапазоне частот $f=33\text{--}50 \text{ Гц}$ с амплитудами виброперемещения $A=0,4\text{--}1,6 \text{ мм}$ (размах 0,8...3,2 мм). Вибрации создаются с помощью вибромотора. На рис. 2 показан общий вид устройства для воспроизведения вибрации.

Для контроля и регистрации параметров вибрации используется стандартная система измерения и контроля вибрации.

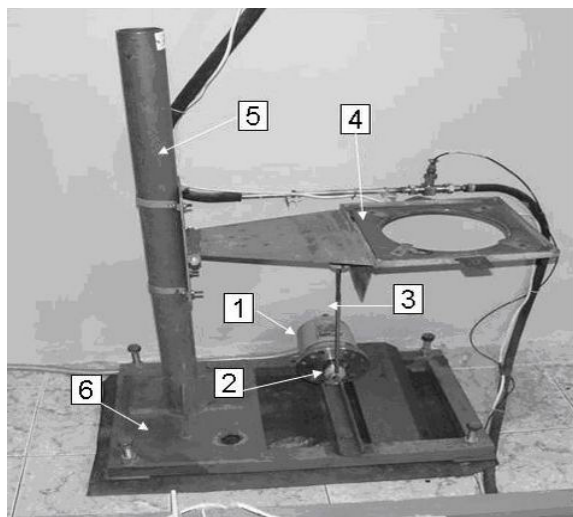


Рис. 2. Устройство для воспроизведения вибрации:
1 – электродвигатель, 2 – эксцентрик, 3 – тяга,
4 – стол для крепления испытуемого изделия,
5 – стойка, 6 – станина

Система подготовки и подачи к испытываемому образцу масла (рис. 3) включает в себя: маслобак с электронагревательными элементами, нагнетающий и откачивающий насосы, масляные фильтры тонкой и грубой очистки, нагнетающую, перепускную и откачивающую масляные магистрали, мерные участки для измерения расхода, температуры и давления масла и запорно-регулирующую арматуру.

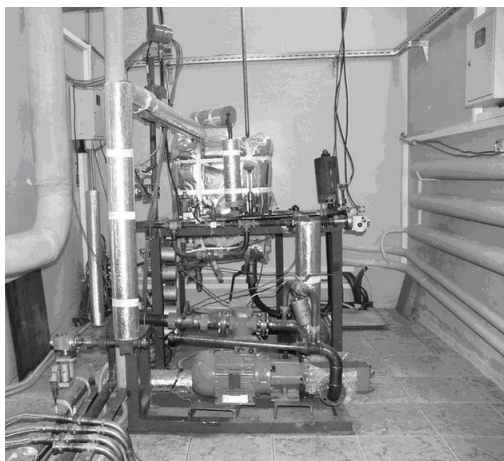


Рис. 3. Система подготовки и подачи масла

Система обеспечивает подачу и откачку масла с расходом, температурой и давлением, характерными для масляных систем силовых установок, в частности: расход 0,10...60 л/мин, температура до 200 °С и давление до 6 МПа. В состав системы входит оборудование, обеспечивающее возможность быстрого изменения воспроизводимых параметров в процессе испытаний.

Автоматизированная информационно-измерительная система (АИИС) предназначена для измерения и регистрации параметров оперативности про-

ведения испытаний и обработки их результатов, обеспечения безопасности и эффективности ведения процесса испытаний, а также оперативного контроля технологических и режимных параметров на современном техническом уровне.

АИИС представляет собой распределенную систему, состоящую из следующих функциональных подсистем:

- информационной, включающей в себя подсистему измерений и регистрации режимных, технологических параметров и параметров, характеризующих работу исследуемого агрегата на стационарных режимах работы;

- центральной, включающей в себя телекоммуникационные средства и средства локальной вычислительной сети (ЛВС), сервер, автоматизированное рабочее место исследователя (АРМИ), автоматизированное рабочее место экспериментатора (АРМЭ).

Далее приводятся некоторые результаты по использованию стенда при проведении огневых испытаний. Так, до и после проведения огневого испытания проводится калибровка горелки по температуре и тепловому потоку для проверки соответствия пламени горелки требованиям ISO2685. На рис. 4 представлен пример калибровки горелки по плотности теплового потока q .

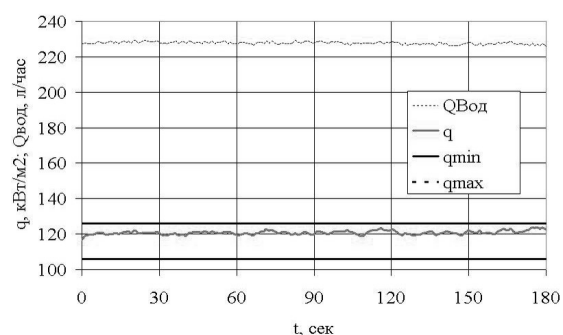


Рис. 4. Калибровка горелки по тепловому потоку

На рис. 5 показано изменение параметров воздушных потоков в процессе испытания при воспроизведении факторов эксплуатации.

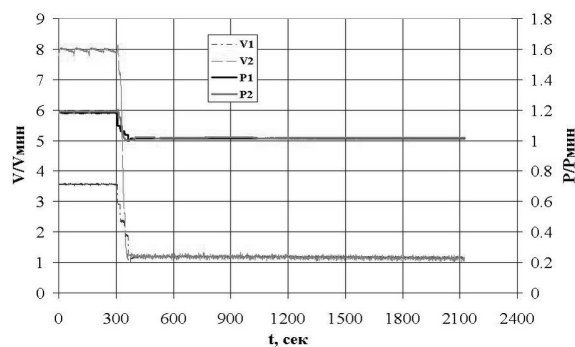


Рис. 5. Изменение скорости и давления воздушного потока

Кроме того, в процессе испытаний контролируется температура пламени горелки и температура поверхности испытуемого образца (рис. 6).

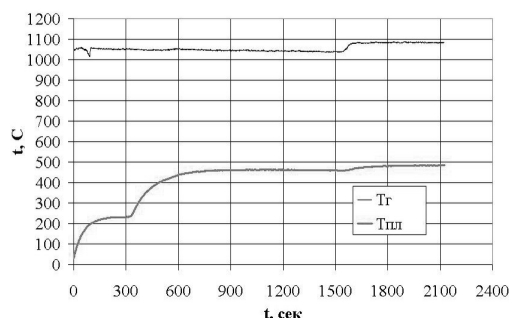


Рис. 6. Температура пламени горелки и образца

Заключение

В результате выполненного комплекса работ создан универсальный стенд, позволяющий прово-

дить огневые испытания элементов силовой установки и самолета с воспроизведением основных эксплуатационных факторов, влияющих на стойкость к пожару.

В процессе пуско-наладочных и огневых испытаний на этом стенде:

- отработана методика калибровки горелки по тепловому потоку и температуре;

- отработана методика проведения огневых испытаний с воспроизведением основных эксплуатационных факторов и обеспечением высокой точности измерения и регулирования основных параметров.

Использование данного стенда позволит сократить затраты на доводку и сертификацию современных и перспективных силовых установок и самолетов гражданской авиации.

Поступила в редакцию 18.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры В.Т. Шепель, Рыбинская государственная авиационно-технологическая академия, Рыбинск, Россия.

СТЕНД ДЛЯ ВІДТВОРЕННЯ ЧИННИКІВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПРИ ВИПРОБУВАННЯХ НА ВОГНЕСТІЙКІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ І ЛІТАКА

І.П. Васильєв, Ю.С. Марков

Розглянуті причини, що призвели за собою створення стенду для проведення інженерних і сертифікаційних випробувань компонентів, агрегатів, деталей або вузлів авіаційних двигунів і літаків цивільної авіації на вогнестійкість або вогненепроникненість. Приведений короткий опис і технічні характеристики створеного у випробувальному комплексі ЦІАМ стенду, що забезпечує відтворення дії чинників експлуатації, при яких можливе виникнення і розвиток пожежі в умовах польоту. Розглянуто використання стенду стосовно вогняних випробувань зразка, що моделює вразливе місце корпусу вентилятора. Представлені результати калібрування пальника по тепловому потоку, по відтворенню заданих параметрів аеродинамічного обдування зразка і зміні його теплового стану в процесі випробування.

Ключові слова: вогнестійкість, вогненепроникненість, відтворення, випробування, зразок, стенд.

STAND FOR SIMULATION OF OPERATING FACTORS DURING FIRE-RESISTANCE TESTS OF POWERPLANT AND AIRCRAFT COMPONENTS

I.P. Vasilev, Y.S. Markov

This paper describes the reasons which led to the creation of the stand intended for conducting the engineering and certification fire-resistance and fireproof tests of the aircraft and aviation engine components, assemblies, accessories and parts. This stand is designed and constructed at the CIAM's Test Complex with the aim of simulating the action of the operating factors with availability of which it is possible that fire may occur and propagate in the process of fire-resistance tests. The brief description and technical characteristics of this stand are presented. The application of this stand to the fire testings of the specimen modelling the vulnerable area of the fan case is considered. The paper contains the results of the burner calibration performed against thermal flow, simulation of the given parameters of aerodynamic flowing of the specimen and change of its thermal condition during the test.

Key words: fire-resistance, fireproof, simulation, tests, specimen, stand.

Васильєв Иван Павлович – ведущий инженер Федерального государственного унитарного предприятия Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова «ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Россия, e-mail: vasilev@ciam.ru.

Марков Юрий Степанович – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник Федерального государственного унитарного предприятия Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова «ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Россия, e-mail: markov@ciam.ru.

УДК.629.7.03

Э.В. ЗАРЕМБА, И.П. КОВАЛЕВ*Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, Россия*

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ ПОПАДАНИЯ ПТИЦ В ГИДРОАВИАЦИИ

В статье исследуются различные методы защиты авиационных двигателей от попадания птиц в гидроавиации. Предлагаются различные методы борьбы с этим явлением, которые приведут к повышению уровня безопасности эксплуатации ЛА и повышения надежности авиационных ГТД. Для подтверждения достаточности расчетных запасов прочности проводятся эксперименты с образцами птиц.

Ключевые слова: *воздухозаборник, кок, самолет-амфибия, входное защитное устройство, сетка, сепаратор.*

Введение

Попадание птиц в воздухозаборники авиационных двигателей представляет собой реальную угрозу безопасности полета для самолетов сухопутного базирования и, особенно, самолетов-амфибий. Во многих аэропортах мира применяются ряд отпугивающих средств для решения этой проблемы – от сирен, раскраски элементов конструкции двигателя, до содержания дрессированных хищных птиц.

1. Формулирование проблемы

Столкновение самолетов с птицами – довольно частая причина авиационных аварий. Международная организация гражданской авиации в Монреале (Канада) ежегодно регистрирует около 5400 столкновений воздушных судов с птицами. По данным ГосНИИ ГА за 1985г. наибольшее количество столкновений птиц с турбовинтовыми ВС составило 49%, турбореактивными ВС составило 32%, поршневыми ВС составило 15,6%, с вертолетами составило 3,4%. Теоретически эти значения вполне объяснимы.

Аэропортовые службы в настоящее время работают по Руководству по орнитологическому обеспечению безопасности полетов утвержденному в 1989г. РООП ГА-89. В настоящее время это Руководство морально устарело. Аналогичные зарубежные Руководства обновляются довольно регулярно.

В настоящее время необходимо применять документ Международной Организации Гражданской авиации ICAO-9137, который позволяет внедрять эффективные программы по борьбе с птицами.

В 1994г. в аэропорту «Хитроу» произошла катастрофа самолета Boeing-747, когда самолет столкнулся со стаей голубей, погибло 350 человек.

В 2000г. при посадке в аэропорту «Шереметьево» самолета Ил-96 произошло столкновение ВС со стаей около 200 птиц. Посадка не привела к человеческим жертвам только потому, что самолет уже находился на ВПП, но два двигателя были досрочно отправлены в ремонт.

При выполнении вынужденной посадки на вспаханное поле с тремя выключенными двигателями 28 марта 2006г. после попадания в стаю птиц разрушился и сгорел самолет АН-12БК (Армения).

Так, 8 мая 2007г. в Петербургском аэропорту «Пулков» птица попала в двигатель самолета Boeing-737 авиакомпании «Россия» на взлете, а 13 апреля 2007г. в двигатель самолета вице-президента США Дика Чейни при заходе на посадку в международном аэропорту Чикаго попала птица.

Заметим, что для самолетов сухопутного базирования вероятность попадания птиц в двигатель на порядок ниже, чем для гидросамолетов, что обусловлено, во-первых, большим количеством пернатых, живущих на воде, во-вторых, высокой интенсивностью эксплуатации гидросамолетов, особенно выполняющих функции «пожарников».

2. Решение проблемы

Рассмотрим в табл. 1 основные методы защиты авиационных двигателей от попадания птиц.

В 2006г. фирма «ГСС Сухой» опубликовала в своем отчете статистические данные о попаданиях в воздухозаборники авиационных двигателей самолетов сухопутного базирования гражданской авиации России посторонних предметов. Результаты обработки статистических данных приведены на рис. 1. Очевидно, что главной причиной в списке возможных посторонних предметов оказались все-таки птицы.

ИЛ-86- двигатель НК-86, ИЛ-62-двигатель Д-30КУ, ТУ-154-двигатель НК-8-2У, ТУ-154М-двигательД-30КУ-154,ТУ-134-двигатель Д-30, ТУ-204,ИЛ-96-двигатель ПС-90А, ЯК-42-двигатель Д-36, ЯК-40-двигатель АИ-25. Известно, что приме-

нение сирен и петард в зоне взлета-посадки самолета-амфибии требует наличия хорошо оборудованного гидродрома, однако, при проведении спасательных операций или при тушении пожаров установка подобных средств на воде практически невозможна.

Таблица 1

Методы защиты авиационных двигателей самолетов-амфибий от птиц

Установка сирен и петард в зоне ВПП и гидродромов, ультразвуковые, лазерные установки, газовые пушки, зеркальные шары	Использование хищных птиц для отпугивания стай птиц	Нанесение отпугивающей окраски на коки двигателей	Создание ГВТ двигателя, способного выдерживать столкновение с крупной птицей	Установка в воздухозаборник двигателя защитных сеток, дополнительных карманов
---	---	---	--	---

Наработка двигателей на один досрочный съем из-за ППП

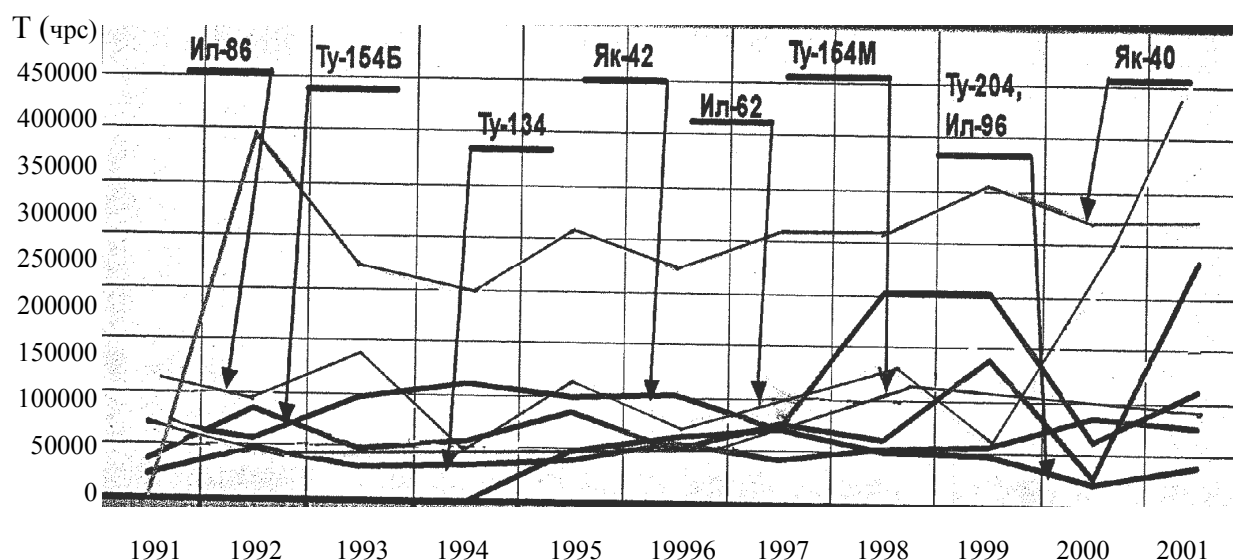


Рис. 1. Статистические данные по самолетам гражданской авиации РФ

Наибольший эффект от проводимых мероприятий по отпугиванию птиц достигается в сезон миграций (весной и осенью). В эти временные периоды многие птицы имеют слабую привязанность к территории обитания.

По статистическим данным столкновения ВС с голубями происходят чаще всего зимой и редко весной и при наборе высоты.

Столкновения с чайками происходят в основном летом, преимущественно на этапе разбега ВС, при этом большую опасность представляет особенность чаек кружиться в воздухе, поднимаясь до высот около 200 метров.

Был подсчитан риск столкновений ВС в зависимости от высоты полета:

До 100м риск составляет	45,8%,
– 101м-400м риск составляет	28%,
– 401м-1000м риск составляет	12,7%
– 1001м-2000м риск составляет	7,5%,
– 2001м-5000м риск составляет	5,2%,
– свыше 5001м риск составляет	0,8%.

По статистическим данным Ространснадзора в среднем по России происходит до 3 столкновений ВС с птицами на каждые 100 тыс. часов налета, см. рис. 2, причем многие столкновения ВС с птицами происходят без регистрации.

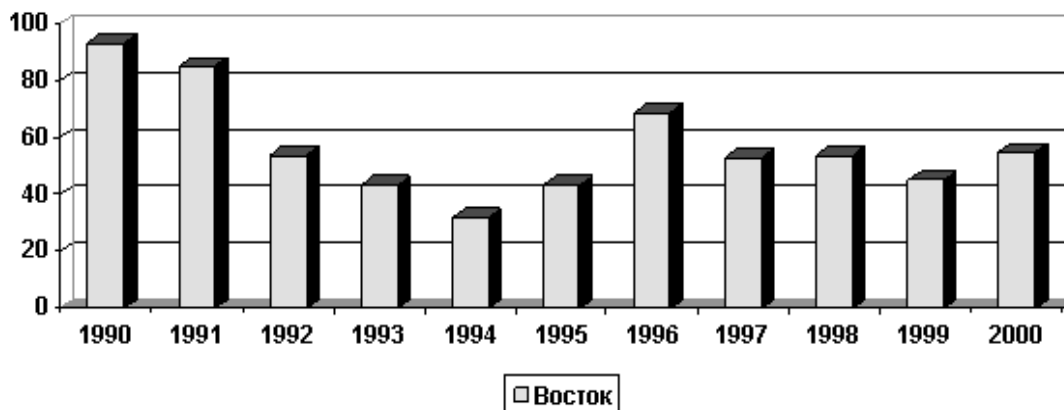


Рис. 2. Количество столкновений ВС с птицами с 1990. по 2000 г.

Использование хищных птиц для отпугивания больших стай птиц несколько лет успешно внедряется на территории Кремля в Москве, для этого специально были приучены соколы, которых дрессировали в предгорьях Памира. Однако применение данного способа не исключает возможности попадания самих хищных птиц в воздухозаборники авиационных двигателей во время отпугивания стай мелких птиц.

Во время эксплуатации самолета-амфибии БЕ-200ЧС происходили столкновения в воздухе с птицами, по этой причине обычно выполнялся восстановительный ремонт лопаток вентилятора двигателя Д-436ТП прямо на самолете без снятия двигателя с крыла с дополнительной добалансировкой колеса вентилятора двигателя.

Совершая заборы воды, а это до 30-40 взлетов-посадок в день на один самолет-амфибию БЕ-200ЧС в функции «пожарник» сильно увеличивается вероятность встречи ВС с птицами.

В современной авиации накоплен интересный положительный опыт борьбы с этим явлением – нанесение на коки двухконтурных турбореактивных двигателей отпугивающей окраски типа «мерцающий орлиный глаз» (МОТ) эмалью желтого и белого цвета, с целью снижения вероятности попадания птиц. При работе двигателя – вращении ротора возникает иллюзия моргания живого орлиного глаза.

Такая окраска впервые нашла применение в России на двигателях ПС-90А-76, установленных на транспортном самолете ИЛ-76ТД (см. рис. 1), а также на двигателе Sam-146, установленном на самолете RRG. Предлагается разработчикам двигателя ЗМКБ ПРОГРЕСС нанести подобную отпугивающую окраску на коки двигателей Д-436ТП самолета-

амфибии БЕ-200ЧС.

Необходимо отметить, что эффект действия окраски будет исчезать в темное время суток, а также с ухудшением метеоусловий и будет зависеть от режимов работы маршевых двигателей.

Повышение прочности авиационного двигателя

Следующий метод защиты – это создание конструкции авиационного двигателя, способного выдержать столкновения с птицами.

В сертификационных нормах Авиационных правил АП-33 указано, что авиационный двигатель должен сохранять свою работоспособность при ударе птицы весом до 2,5 кг. Западные сертификационные нормы CS-E несколько строже, авиационному двигателю необходимо выдерживать удар птицы массой до 4,5 кг. Расчетные запасы прочности двигателя являются основными критериями при проектировании его конструкции. Для подтверждения достаточности расчетных запасов прочности проводятся специальные экспериментальные исследования со вбросами в двигатель образцами птиц.

Повреждающими параметрами конструкций и материалов являются технические характеристики, вызвавшие необратимые повреждения, не нарушающие работоспособность изделия и допускаемые нормативными документами РЭ двигателя, ТУ, сертификатами.

В процессе проектирования, доводки и эксплуатации авиационных двигателей на самолетах-амфибиях созданы нормативные требования, регламентирующие допуски механических повреждений деталей ГТД.

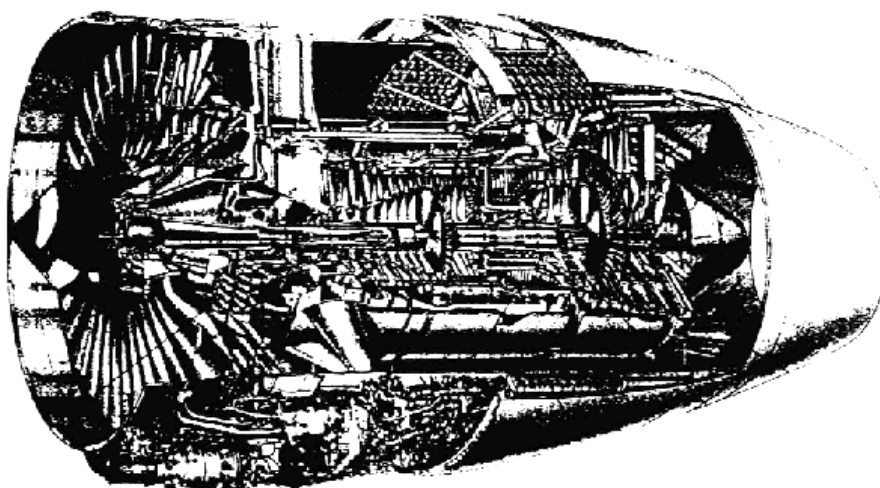


Рис. 3. Раскачка кока авиационного двигателя ПС-90А-76

Конструктивные схемы входных защитных устройств (ВЗУ) авиационных двигателей

В основе принципа действия ВЗУ лежит использование сил инерции, турбулентной диффузии, сил зацепления частиц с фильтрующей поверхностью, установка защитных сеток.

В табл. 2 представлена классификация входных защитных устройств, которые можно использовать для защиты авиационных двигателей от птиц.

Таблица 2

Классификация входных защитных устройств

Входное защитное устройство (ВЗУ)			
Инерционные		Диффузионные	
Статические	Ротационные	Пластинчатые	Барьерные

В инерционных ВЗУ отражению птиц способствуют инерционные центробежные и кориолисовы силы, возникающие при изменении скорости и направления потока воздушной массы.

Инерционные средства защиты подразделяют на статические и ротационные.

На рис. 4 показаны некоторые типы инерционных сепараторов, которые можно устанавливать в воздухозаборниках авиационных двигателей.

В диффузионных ВЗУ захват посторонних предметов (птиц) осуществляется фильтрующими элементами, выполненными в виде барьерных сеток, пластин.

Такие фильтры, как правило, обеспечивают высокую степень очистки, но они имеют ограничения по величине осевой скорости воздушного потока.

Подобные сетки успешно применялись на воздухозаборниках маршевых двигателей самолета Як-30, на двигателях АИ-24УБЭ.

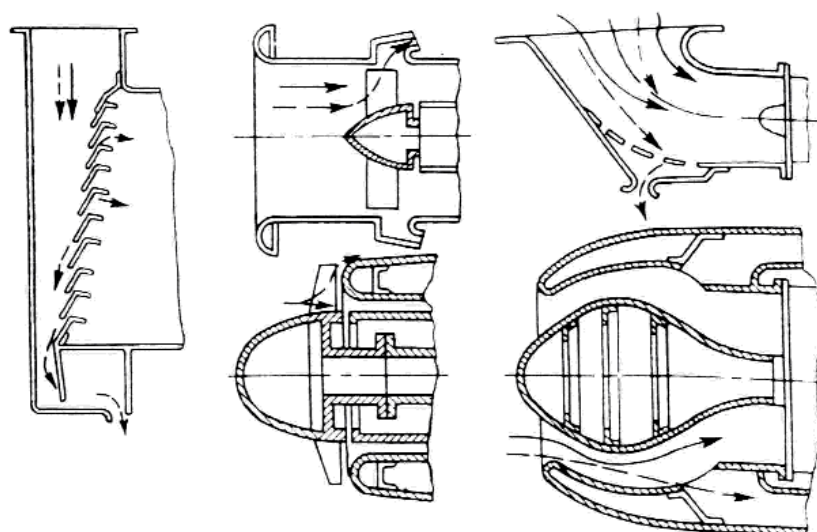


Рис. 4. Некоторые типы инерционных ВЗУ

Заключение

Сегодня при создании новых самолетов-амфибий перед конструкторами стоит задача обеспечения прочности, надежности и больших ресурсов авиационных двигателей в кратчайшие сроки и с минимальными затратами. Особое место в этой работе занимает защита авиационного двигателя от попадания птиц.

В статье предлагаются различные методы борьбы с этим явлением, которые приведут к повы-

шению уровня безопасности эксплуатации самолетов-амфибий и повышению надежности авиационных ГТД.

Литература

1. Колесников Ю.М. Столкновения самолетов с пернатыми нередко приводит к авариям / Ю.М. Колесников // Вестник авиации и космонавтики. – 2008. – № 1. – С. 52.

Поступила в редакцию 5.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук Л.Г. Фортинов, Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, Таганрог, Россия.

**ПЕРСПЕКТИВНІ МЕТОДИ ЗАХИСТУ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ
ВІД ПОПАДАННЯ ПТАХІВ В ГІДРОАВІАЦІЇ**

Е.В.Заремба, І.П. Ковальов

Сьогодні при створенні нових літаків-амфібій стає завдання забезпечення міцності, надійності і великих ресурсів авіаційних двигунів в найкоротші терміни і з мінімальними витратами. Особливе місце в цій роботі займає захист авіаційного двигуна від попадання птахів. У статті пропонуються різні методи боротьби з цим явищем, які приведуть до підвищення рівня безпеки експлуатації ЛА і підвищення надійності авіаційних ГТД. Розрахункові запаси міцності двигуна є основними критеріями при проектуванні конструкції двигуна. Для підтвердження достатності розрахункових запасів міцності проводяться експериментальні дослідження із зразками птахів. Ушкоджувальними параметрами конструкцій і матеріалів є технічні характеристики, що викликали необоротні пошкодження, що не порушують працездатність виробу і що допускаються нормативними документами РЕ двигуна, ТУ, сертифікатами.

Ключові слова: забірник повітря, кок, літак-амфібія, вхідний захисний пристрій, сітка, сепаратор.

**PROSPECTIVE METHODS OF PROTECTION OF THE HYDROAVIATION ENGINES
FROM BIRD INGESTION INTO THE ENGINE INLET**

E.V. Zaremba, I.P. Kovalyov

At present during development of the new amphibious airplanes there is primary objective to provide strength, reliability and service life of the aviation engines at minimum possible period with the lowest cost. In such a development there is a special attention paid to a protection of the aircraft engine from bird ingestion into the engine inlet. The article is devoted to different methods of engine protection from such an event and all of that should improve the safety of aircraft operation and reliability of the jet engines. The design safety margins of the engine are the critical parameters during the design and development of the engine. There are the tests performed using the bird's carcasses to verify sufficiency of calculated parameters of safety margins. The damage factor for the structural elements and materials are those parameters that caused irreversible damages while do not break operating capability of the component and are permissible according to specification documents of engine operating manuals, technical specifications and certificates.

Key words: air inlet, cook, airplane-amphibian, entrance protective device, net, separator.

Заремба Едуард Владимирович – канд. техн. наук, инж.-констр. 1 к., Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, Таганрог, Россия.

Ковалев Игорь Павлович – начальник КБ Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, Таганрог, Россия.

УДК 543.226, 541.123.7, 662.769.21, 662.61

В.Г. НЕКРАСОВ, А.Ф. МАКАРОВ, П.А. БЕЛОВ

*Творческий коллектив по освоению азотного топлива, Россия, Казахстан***АЗОТНОЕ МОНОТОПЛИВО – РЕЗУЛЬТАТЫ ПЕРВЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ**

Рассмотрены результаты экспериментальных исследований по освоению альтернативного моторного монотоплива на основе водного раствора комбинации азото-водородных компонентов. Проведены опыты по сгоранию расплава безводного топлива, сгоранию конденсированного безводного топлива. Выполнена опытная установка для проведения термического разложения и на ней проведены опыты по термолизу азотного топлива. Проведены опыты по пуску на парогазе после сгорания монотоплива опытной турбины Тесла. Оценена коррозионная активность азотного топлива к элементам топливного насоса. Проведен анализ процессов термического разложения и сгорания продуктов разложения и на основе него и результатов экспериментов разработана конструкция камеры сгорания постоянного давления.

Ключевые слова: альтернативный энергоноситель, альтернативное моторное топливо, унитарное топливо, монотопливо на основе азото-водородных композиций, водонитратное топливо, монерголь, двигатели на азотном топливе.

Введение

Во всем мире идет активный поиск альтернативных энергоносителей, в первую очередь альтернативных моторных топлив, способных в перспективе заменить нефтяное топливо. В настоящее время альтернативным моторным топливом считаются биотопливо – биоэтанол, а также биодизель. Негативным фактором биотоплива является то, что оно производится из пищевого или кормового растительного сырья. Это ограничивает его массовое использование.

Другим вариантом альтернативного топлива считается водород. В технологиях использования водорода есть проблемы его хранения. Известные способы хранения водорода при высоком давлении, в криогенных системах в сжиженном виде, а также в металлгидратных системах требуют сложных, тяжелых, металлоемких и дорогих систем хранения.

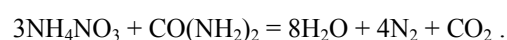
Четвертой формой хранения водорода является использование веществ, в которых водород находится в химически связанном виде в виде веществ, способных в определенных условиях распадаться на составные элементы. Такие вещества, как правило, на основе азото-водородных композиций, могут реагировать с выделением энергии в виде парогаса при высоком давлении и температуре. На этом свойстве базируется получение взрывчатых веществ, а также некоторых видов унитарных топлив для ракетной техники. Жидкие виды монотоплив, называемые монерголями, используются в некоторых типах двигателей, в частности, в морских торпедах.

На основе принципов создания унитарных топлив был разработан состав монотоплива в виде водного раствора карбамида (мочевины) и нитрата аммония (аммиачной селитры) в определенном соотношении [1]. Такое водонитратное топливо содержит водород в количестве, эквивалентном по массе криогенному водороду, а также содержащийся в том же растворе окислитель. Вода выполняет функции флегматизатора, обеспечивая пожаро- и взрывобезопасность топлива. Топливо экологически чистое. На азотном топливе могут работать различные типы двигателей: турбинные, винтовые, поршневые [2].

1. Постановка проблемы

Водный раствор и азото-водородные компоненты азотного топлива определяют особенности его использования как топлива. Чтобы оно реагировало с выделением парогаса, необходимо создать определенные условия. Далее рассматриваются результаты теоретических и экспериментальных исследований по использованию азотного топлива.

Азотное топливо представляет собой смесь нитрата аммония (NH_4NO_3 – 80%) и карбамида $\text{CO}(\text{NH}_2)_2$ – 20% при добавке воды в количестве 20–25% от массы твердых компонентов. Итоговая реакция реагирования топлива (рис. 1) описывается уравнением



Фактически реагирование компонентов азотного топлива происходит поэтапно, в зависимости от температуры и давления. Нитрат аммония и карба-

мид при температуре 270–300°C подвергаются термическому разложению. В зависимости от давления, термическое разложение может происходить после испарения воды, а при повышенном давлении одновременно с испарением воды. Далее продукты термического разложения реагируют между собой до образования конечных продуктов сгорания. Схема процессов термического разложения и сгорания приведена на рис. 2.

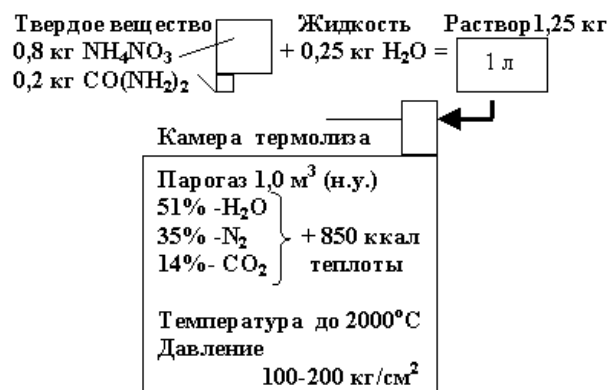


Рис. 1. Схема преобразования компонентов азотного топлива – материальный баланс вещества

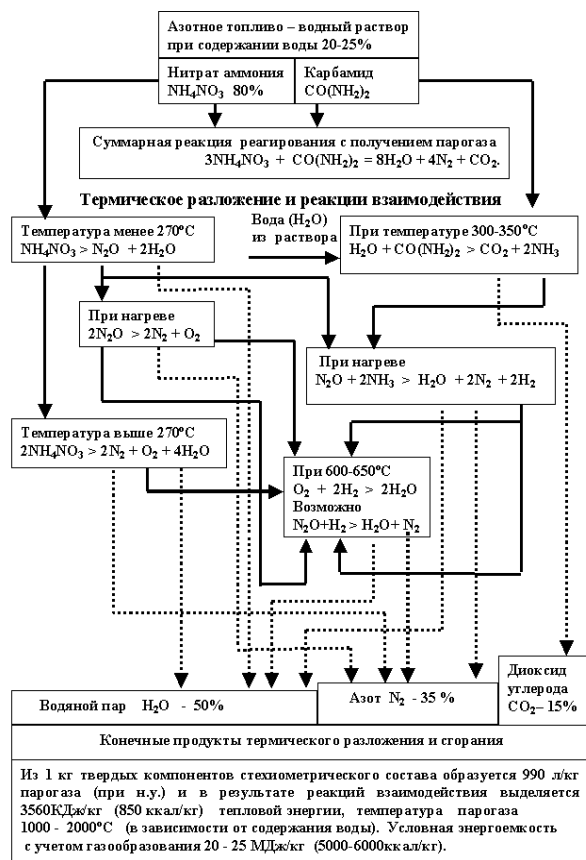


Рис. 2. Схема процессов термического разложения и сгорания компонентов азотного топлива при докритических параметрах водяного пара (менее 20 МПа, ниже 350°C)

Отметим, что при повышенных параметрах (давлении и температуре), особенно при критических параметрах воды, кинетика процессов реагирования несколько отличается от отмеченной схемы, так как процессы взаимодействия реагирующих компонентов могут происходить непосредственно в конденсированной фазе без промежуточных реакций.

Для разработки элементов двигателя требуется экспериментальное подтверждение теоретических взглядов на процессы реагирования компонентов монотоплива.

2. Экспериментальная часть

2.1. Опыты по сгоранию расплава безводной смеси нитрата аммония и карбамида

Целью опытов было подтверждение возможности получения парогаза при реагировании компонентов азотного топлива.

В качестве первого опыта проверялось сгорание расплава сбалансированной смеси нитрата аммония (80%) и карбамида (20%). Смесь плавится при температуре 103°C. Для стабилизации процесса горения в расплав опускался жгут мелкой сетки из нержавеющей стали.

После разогрева сетки пламенем газовой горелки до красного каления смесь горела бесцветным пламенем (характерным для горения водорода), до полного сгорания расплава в сосуде. Перекрытие сосуда крышкой не прекращало горения, что подтверждает горение за счет реагирования горючего и окислителя, выделяющихся при термическом разложении компонентов топлива.

2.2. Опыты по сгоранию кристаллической смеси нитрата аммония и карбамида

Конденсированная смесь нитрата аммония и карбамида при низком давлении может реагировать только при наличии катализатора и инициатора горения. В качестве катализатора применялся дихромат аммония $(\text{NH}_4)_2\text{Cr}_2\text{O}_7$, в качестве инициатора горения – порошок активированного угля. В опытах готовился расплав смеси аммиачной селитры и мочевины с введением в расплав раствора катализатора и угольного порошка, который заливался в трубчатые стаканы диаметром 25 мм и длиной 150 мм, в которые также помещался жгут металлической сетки. Сверху в твердеющий расплав помещались таблетки пироксилинового пороха в количестве 3–4 шт. Пороховые таблетки поджигались, после их сгорания смесь в стаканах воспламенялась и полностью выгорала. Температуру при этом можно было наблюдать по цветам побежалости на поверхности стального стакана (рис. 3).

Слева на заднем плане стакан с подготовленной конденсированной топливной смесью (сверху видны пороховые таблетки). На переднем плане стакан с горящим топливом, на боковой поверхности стакана видны цвета побежалости от нагрева горящего топлива. Справа – стакан при горении топлива с катализатором, видны выделения оксидов хрома от катализатора в виде конгломератов пылевидных частиц.



Рис. 3. Опыты по горению конденсированной топливной смеси

2.3. Опыты на экспериментальной установке

Для проведения опытов по термическому разложению (термолизу) азотного топлива была выполнена опытная установка (рис. 4).

Термолиз должен происходить в трубчатой толстостенной камере, с торца ее введен стержневой электрический нагреватель, обернутой сеткой из тонкой проволоки для увеличения поверхности реагирования. В передней части камеры выполнен ввод жидкого азотного топлива от плунжерного насоса дизельного типа. Камера термолиза соединена с дроссельным вентилем, она также имеет сообщение с ресивером, на верхней части которого размещен пружинный предохранительный клапан.

Для опытов на установке был приготовлен раствор, в котором 50% карбамида было заменено глицерином, содержащим подобный карбамиду состав горючих компонентов, но обладающим некоторыми смазывающими свойствами, что было сделано в связи с применением плунжерного насоса во избежание его заклинивания на водном растворе.

Опыты на экспериментальной установке проводились в двух вариантах.

2.3.1. Безнасосный вариант термолиза

Поскольку при атмосферном давлении азотное топливо без катализатора реагировать не может, в него был введен катализатор – дихромат аммония. Доза раствора азотного топлива вводилась в камеру

термолиза, после чего включалось питание на электрический нагреватель. По мере прогрева порции раствора произошло термическое разложение азотного топлива, давление в камере термолиза резко поднялось до значения более 2,5 МПа. Газы термолиза, содержащие пары воды, по мере окончания процесса термического разложения и охлаждения установки сконденсировались в ресивере.

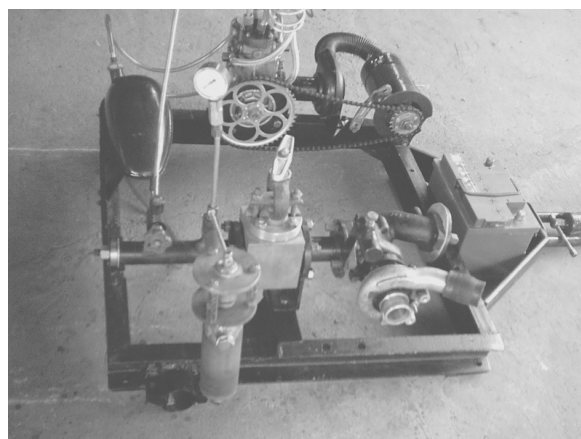
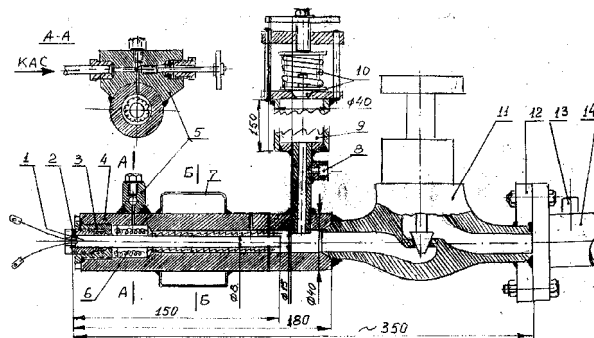


Рис. 4. Опытная установка для термолиза азотного топлива

Вверху – чертеж, внизу фото установка. На переднем плане слева – камера термолиза с ресивером, предохранительным клапаном и дроссельным вентилем. Справа на переднем плане турбокомпрессор для демонстрации рабочего процесса получения механической энергии. На заднем плане – насосный агрегат для подачи топлива.

2.3.2. Насосные опыты организации термолиза

В опытах этой серии в связи с малой мощностью электрического нагревателя корпус камеры термолиза разогревался от газовой горелки. После разогрева камеры включался насос подачи моно топлива. В камере термолиза произошел процесс термического разложения, в результате чего давление в ней поднялось до 4,0–4,5 МПа, а при открытии дроссельного вентиля из установки стал выходить белый парогаз (рис. 5).

Отметим, что воспламенение продуктов сгорания в условиях низких давлений возможно при температуре 650°C (рис. 2), поэтому для организации воспламенения необходимо иметь стабилизатор горения при такой температуре азотного топлива.

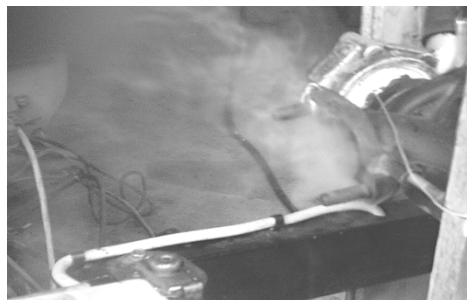


Рис. 5. Выделение пара газа при термолизе азотного топлива на опытной установке в насосных опытах

Опытная установка таким устройством для воспламенения и стабилизации горения оборудована не была. Таким образом, на опытной установке в условиях низкого давления был получен первый этап реагирования азотного топлива, т. е. термическое разложение его компонентов на продукты частичного разложения.

2.4. Опыты на установке с турбиной

В этих опытах использовалась опытная турбина конструкции Тесла в виде набора дисков на валу (рис. 6). В качестве источника пара газа применен патрон с конденсированным составом азотного топлива (рис. 3). Патрон с конденсированным топливом присоединен к трубе подачи рабочего тела турбины, через который струя пара газа при большой скорости тангенциально поступает на рабочее колесо, за счет трения обеспечивая вращение ротора турбины. В опытах было получено вращение ротора турбины. Опыты носили демонстрационный характер, и на данном этапе установка не была оборудована приборами замера параметров.

2.5. Оценка коррозионной стойкости материалов

Кроме рассмотренных опытов была выполнена предварительная оценка коррозионной стойкости элементов плунжерного насоса для подачи топлива. Известно, что водные растворы карбамида-аммиачной смеси, используемые в сельском хозяйстве в качестве жидких азотных удобрений, перевозятся в стальных железнодорожных цистернах. В то же время данных по коррозионной стойкости конструкционных материалов, в частности, применяемых для изготовления топливных насосов высокого давления, в литературе нет. Ввиду этого были проведены оценочные опыты по коррозионной стойкости в среде раствора азотного топлива плунжерной пары насоса. Для этого плунжерная пара (плунжер и втулка насоса) были помещены в

раствор азотного топлива и выдерживались в нем 20 суток. В результате получены следующие результаты. Раствор приобрел желтую окраску, в первые сутки в раствор выделялось два типа выделений. Первые – темно-зеленые, которые выпадали на дно, второй тип выделений – бурые, всплывающие на поверхность и образующие на поверхности раствора пленку, которая впоследствии разрушилась и осела на дно в виде осадка. Это подтверждает, что материал плунжерной пары реагирует с топливом.

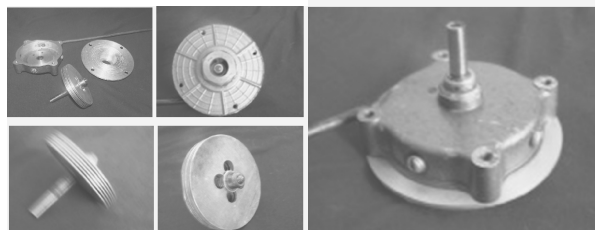


Рис. 6. Опытная турбина Тесла, примененная для работы на азотном топливе: вверху – корпус, ротор, крышка, в середине – рабочее колесо турбины, внизу – турбина в сборе

Собственно плунжер стал черным, приобрел матовую черную поверхность типа воронения стали. Плотность плунжера во втулке существенно не изменилась, хотя имеется некоторое прослабление плунжера во втулке. Эти опыты показали, что необходимо подробнее исследовать коррозионную стойкость конструкционных материалов по отношению к азотному топливу. Отметим, что последствия контакта могут быть противоположными. Так, например, плунжерная пара топливной форсунки (распылитель и запорная игла) внешне практически не изменилась, но игла заклинилась в распылителе. Опыты показали возможность использования дизельного насоса для подачи азотного топлива в экспериментальной установке, но требуют детального изучения коррозионной способности азотного топлива и подбора материалов для использования в промышленных установках.

3. Использование результатов экспериментов

На основании проведенных исследований намечен следующий этап исследований, который включает изготовление системы подачи топлива при высоком давлении, а также камеры термолиза для работы при высоком давлении с возможностью воспламенения продуктов термического разложения во всех условиях работы, включая запуск установки, когда в ней еще не создано высокое давление (рис. 7). Показанная камера сгорания постоянного давления предназначена для работы в комбинации с турбинными и винтовыми двигателями, а при выполнении газораспределительного механизма – также в комбинации с поршневыми двигателями.

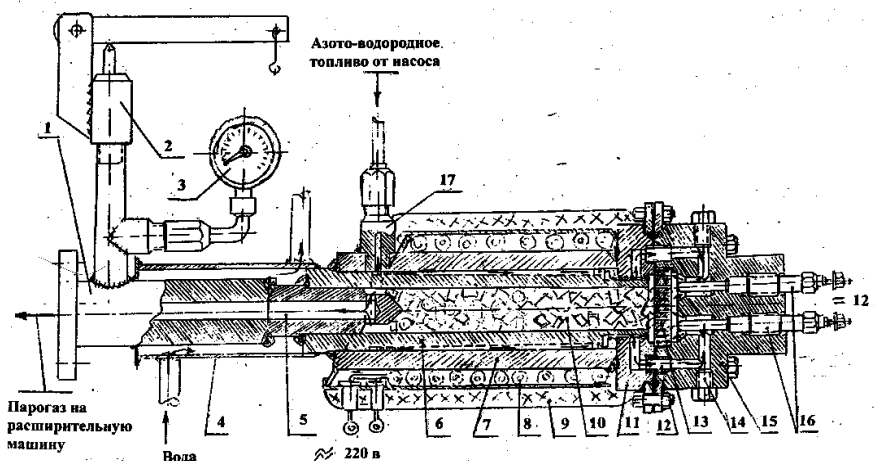


Рис. 7. Опытная камера сгорания монотоплива (проект)

Литература

1. Некрасов В.Г. Перспективы использования азотного топлива / В.Г. Некрасов, А.Ф. Макаров // Промышленная энергетика. – 2008. – №. – С. 41-47.

2. Некрасов В.Г. Двигатели на азотном топливе / В.Г. Некрасов, А.Ф. Макаров, А.А. Злыденный, А.Ж. Мурзагалиев // Двигатели внутреннего сгорания. – 2008. – №1. – С. 121-126.

Поступила в редакцию 24.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук В.И. Барков, главный научный сотрудник ТОО по альтернативным источникам энергии НЕТРОЭН-НТ, Алматы.

АЗОТНЕ МОНОПАЛИВО – РЕЗУЛЬТАТИ ПЕРШИХ ЕКСПЕРИМЕНТІВ

В.Г. Некрасов, А.Ф. Макаров, П.А. Белов

Розглянуті результати експериментальних досліджень по освоєнню альтернативного моторного монопалива на основі водного розчину комбінації азото-водневих компонентів. Проведені досліді по згоранню розплаву безводного палива, згоранню конденсованого безводного палива. Виконана дослідна установка для проведення термічного розкладання і на ній проведені досліді по термолізу азотного палива. Проведені досліді по пуску на парогазі після згорання монопалива дослідної турбіни Тесла. Оцінена корозійна активність азотного палива до елементів паливного насоса. Проведений аналіз процесів термічного розкладання і згорання продуктів розкладання та на основі нього і результатів експериментів розроблена конструкція камери згорання постійного тиску.

Ключові слова: альтернативний енергоносіє, альтернативне моторне паливо, унітарне паливо, монопаливо на основі азото-водневих композицій, водонітратне паливо, монерголь, двигуни на азотному паливі.

NITROGEN MONOFUEL – THE RESULTS OF FIRST EXPERIMENTS

V.G. Nekrasov, A.F. Makarov, P.A. Belov

Considered results of the experimental studies on mastering alternative motor monofuel on base of the water solution to combinations nitrogen-hydrogen component. It is organized experiments of combustion melt arid fuel, combustion of condensed arid fuel. It is executed experimental installation for undertaking the thermal decomposition and by its organized experiments of thermal decomposition nitric fuel. It is organized experiments of working of the experimental turbine Tesla. It is evaluated corrosion activity nitric fuel to element of the fuel pump. It is organized analysis of the processes of the thermal decomposition and combustion of the products of the decomposition and on base it elaborated construction of the combustion chamber of constant pressure.

Key words: alternative fuel, monofuel, unitary fuel, water-nitrogen fuel.

Некрасов Вадим Георгиевич – инженер-теплотехник, канд. техн. наук, руководитель инициативного международного творческого коллектива по освоению азотного топлива, Алматы, Казахстан, vladim.n@nursat.kz.

Макаров Андрей Фадеевич – инженер-химик, автор идеи азотного монотоплива, член инициативного международного творческого коллектива по освоению азотного топлива, Кемерово, Российская Федерация, vostnii-maf@kemnet.ru.

Белов Павел Андреевич – инженер-пиротехник, член инициативного международного творческого коллектива по освоению азотного топлива, Вологодская область, пос. Вохтога, ozona@bk.ru.

УДК 621.311.22

М.З. АБДУЛИН

Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина

ТЕХНОЛОГИЯ СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА – ОСНОВА СОЗДАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ

Показана значимая роль топочных процессов в обеспечении работы огнетехнических объектов. Выявлена определяющая роль аэродинамики течения горючего, окислителя и продуктов сгорания в сложном аэротермохимическом комплексе. Разработана эффективная газодинамическая схема горелочного устройства с уникальными свойствами. Целью работы является разработка новой высокоэффективной струйно-нишевой технологии сжигания топлив для различных огнетехнических объектов на основе современных экспериментальных и теоретических исследований вихревых течений в условиях химического реагирования и высоких температур.

Ключевые слова: камера сгорания, газотурбинный двигатель, технология сжигания, аэродинамика течения.

Камеры сгорания (КС) газовых турбин, современные горелочные устройства котлов, печей различного назначения, сушил, как правило, не удовлетворяют совокупности требований по экономичности, экологической безопасности и надежности работы. Так, попытки, связанные с повышением экономичности работы огнетехнического объекта, приводят к ухудшению экологических показателей и снижению уровня надежности работы.

Результаты исследования рабочего процесса КС газотурбинных двигателей, как правило, переносятся на газогорелочные устройства, применяемые во всех отраслях промышленности.

При проектировании камер сгорания используются эмпирические методы расчета ожидаемых характеристик на основе давно устоявшихся традиционных решений. Нужны новые подходы, которые помогут создать универсальную технологию сжигания для различных огнетехнических объектов. Комплекс аэротермохимических процессов в КС является, пожалуй, одним из самых сложных встречающихся в природе. Огромное количество работ по его математическому моделированию пока не привели к существенному продвижению в области создания высокоэффективных КС.

Работы, проводимые в Лаборатории горения НТУУ «Киевский политехнический институт» (основанной профессором В.А. Христичем), показали одно из возможных направлений выхода из создавшейся ситуации. Исследования основных типов камер сгорания выявили зависимость их эффективной работы от устойчивости и возможности управлять аэродинамической структурой течения горючего, окислителя и продуктов сгорания. Как известно, для

организации смесеобразования и стабилизации горения используются так называемые плохобтекаемые тела (П.О.Т.) (рис. 1, а), за которыми образуются циркуляционные зоны постоянного объема ($V_{\text{зц}}^{\text{пот}}$).

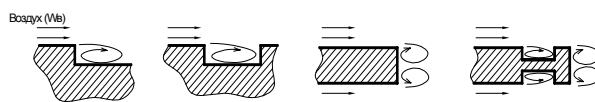


Рис. 1, а. Плохобтекаемые тела (П.О.Т.)

Для создания устойчивой вихревой структуры течения в широком диапазоне работы КС была разработана струйно-нишевая система смесеобразования и стабилизации пламени [1], основой которой являются газодинамические завихрители потока окислителя, горючего и продуктов сгорания (рис. 1, б), обеспечивающие интенсивное смесеобразование топливной смеси и широкие пределы стабилизации горения по скорости набегающего потока (W_b) и по коэффициенту избытка воздуха (α).

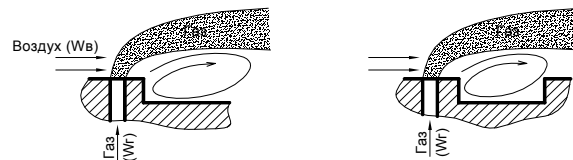


Рис. 1, б. Аэродинамические завихрители

Особенностью такой системы является образование в результате взаимодействия однорядной системы струй горючего с течением за П.О.Т. циркуляционной зоны переменного объема. Объем циркуляционной зоны ($V_{\text{зц}}$) прямо пропорционален гидродинамическому параметру

$$\bar{q} = \frac{\rho_{\Gamma} W_{\Gamma}^2}{\rho_{\text{В}} W_{\text{В}}^2}, \quad (1)$$

где ρ_{Γ} и $\rho_{\text{В}}$ – плотность горючего и окислителя соответственно (рис. 2).

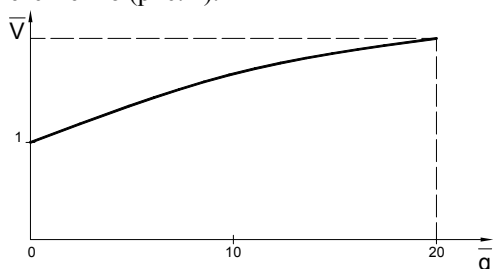


Рис. 2. Зависимость относительного объема циркуляционной зоны от гидродинамического параметра

$$\bar{V} = \frac{V_{\text{зц}}}{V_{\text{зц}}^{\text{пот}}}, \quad (2)$$

где $V_{\text{зц}}$ – объем циркуляционной зоны (о.ц.з.);

$V_{\text{зц}}^{\text{пот}}$ – о.ц.з. за плохообтекаемым телом.

Условия формирования регулируемой циркуляционной зоны определяются относительным шагом расположения данных отверстий

$$\bar{S} = \frac{S}{d}, \quad (3)$$

где S – расстояние между осями отверстий;
 d – их диаметр.

Причем соотношением геометрических параметров струйно-нишевой системы можно добиться поддержания необходимого постоянного состава однородной топливной смеси в зоне циркуляции в широких пределах изменения скоростей горючего и окислителя. Эти свойства струйно-нишевой системы позволили создать струйно-нишевые горелочные устройства для огнетехнических объектов различного назначения.

Так, в 1994 г. на экспериментальных стендах в Лаборатории горения НТУУ «КПИ» и НПО «Машпроект» (г. Николаев) в жаровой трубе серийной камеры сгорания газотурбинного двигателя ГТ-16 при участии автора были апробированы новые подходы в организации рабочего процесса (раздача горючего в потоке окислителя, смесеобразование, поджиг, стабилизация пламени, выгорание топливной смеси, формирование температурных, скоростных и концентрационных полей продуктов сгорания).

Особенностью данной КС прямоточного типа является то, что практически весь воздух подавался через фронтное устройство без периферийного ввода. Для этого перфорированные отверстия по длине жаровой трубы были перекрыты.

Исследования проводились без предварительного подогрева воздуха при температуре 35–40 °С

(горючее – природный газ) (рис. 3). В связи с этим полнота сгорания серийной КС при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 3,88$, соответствующего номинальному расчетному режиму работы, не достигла своего максимального значения. При уменьшении α до значений 2,75 полнота выгорания несколько увеличивается, а затем резко начинает падать. КС нового типа, как видно, при высокой полноте сгорания не имеет ярко выраженной экстремальной зависимости. Конечно, в области значений $\alpha < 2$ КС не эксплуатируются, но данный эксперимент проводился с целью сравнения возможности различных технологий сжигания.

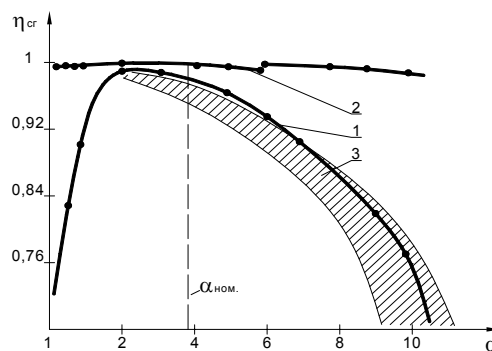


Рис. 3. Зависимость полноты сгорания топливной смеси $\eta_{\text{ср}}$ от коэффициента избытка воздуха:

1 – серийная КС ГТ-16;

2 – КС с аэродинамическими завихрителями;

3 – традиционные КС

Важнейшим параметром КС, определяющим их конкурентоспособность на внешнем рынке, является уровень концентрации вредных веществ в продуктах сгорания. На рис. 4 представлены результаты измерения содержания оксидов азота (NO_x) в продуктах сгорания КС различного типа при температуре воздуха 260–280 °С. Серийная КС на расчетном режиме показала 160 мг/нм³. У камеры сгорания нового типа за счет высокого качества смесеобразования и создания промежуточного механизма горения между диффузионным и кинетическим концентрация NO_x не превышала 10 мг/нм³. Данные эксперименты показали, что температура жаровой трубы новой камеры сгорания на 150 °С ниже, чем у серийной и не превышает 700 °С. Аэродинамическое сопротивление уменьшилось в 1,5 раза, а неравномерность температурного поля снизилась с 17 до 10%.

В настоящее время идет широкомасштабная апробация новых подходов к организации рабочего процесса горелочного устройства (ГУ) в котлах, печах, сушилах и т.д. Как известно, принципы организации горения в основных типах ГУ (ГМГ, ГА-110, РГМГ и т.д.) заимствованы у КС ГТД, поэтому вызывает определенный интерес сравнение возможностей различных технологий и в этих условиях.

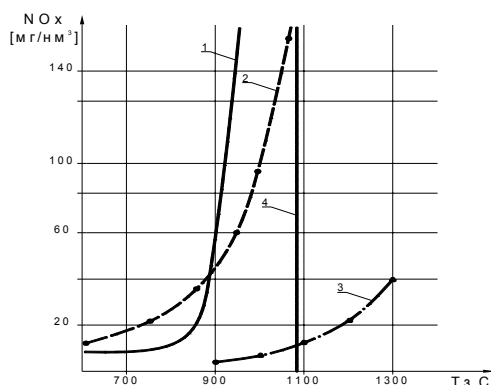


Рис. 4. Содержание оксидов азота в продуктах сгорания:

- 1 – многостабилизаторные КС;
- 2 – серийная КС ГТ-16;
- 3 – КС с газодинамическими завихрителями;
- 4 – расчетный режим работы

Так, например, в котлах удалось приблизиться к $\alpha \sim 1$ при полном выгорании топлива и значениях концентрации NO_x , не превышающих нормативных. При этом значительно уменьшилось аэродинамическое сопротивление ГУ, определяющее затраты энергии на привод тягодутьевых машин (рис. 5). Новые горелочные устройства легко разжигаются при давлениях газа 5–10 Па и устойчиво работают в необычно широком диапазоне мощности. Аналогичные результаты получены на печах различного назначения (мартены, обжиговые печи и др.).

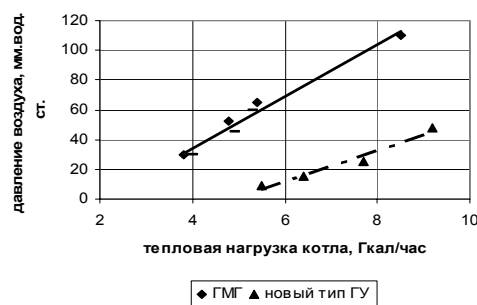


Рис. 5. Аэродинамическое сопротивление ГУ

Проведенные результаты указывают на путь к конструированию не только высокоэффективной КС, но и созданию универсальной технологии сжигания [2].

ЛИТЕРАТУРА

1. Абдулин М.З. Струйно-нишевая система смесеобразования и стабилизации пламени: автореф. дис. ... канд. техн. наук / Абдулин М.З.; НТУУ «КПИ». – К., 1986. – 18 с.
2. Абдулин М.З. Применение струйно-нишевой технологии сжигания топлива в энергетических установках / М.З. Абдулин // Вестник НТУ «ХПИ». Сборник научных трудов. Тематический выпуск «Энергетическое и теплотехническое оборудование». – Х.: НТУ «ХПИ», 2005. – № 6. – С. 130-144.

Поступила в редакцию 2.06.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой ТЭУТ и АЭС Н.М. Фиалко, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев.

ТЕХНОЛОГІЯ СПАЛЮВАННЯ ПАЛИВА – ОСНОВА СТВОРЕННЯ ВИСОКОЕФЕКТИВНИХ КАМЕР ЗГОРЯННЯ

М.З. Абдулін

Показано значущу роль топкових процесів в забезпеченні роботи вогнетехнічних об'єктів. Виявлено визначну роль аеродинаміки течії пального, окислювача та продуктів згоряння в складному аеротермохімічному комплексі. Розроблено ефективну газодинамічну схему пальникового пристрою з унікальними властивостями. Метою роботи є розробка нової високоефективної струменево-нишевої технології спалювання палива для різноманітних вогнетехнічних об'єктів на основі сучасних експериментальних та теоретичних досліджень віхрових течій в умовах хімічного реагування та високих температур.

Ключові слова: камера згоряння, газотурбінний двигун, технологія спалювання, аеродинаміка течії.

FUEL FIRING TECHNOLOGY – THE BASIS OF HIGH-EFFECTIVE COMBUSTION CAMERAS

M.Z. Abdulin

The significant role of furnace processes in operational provisions of fire technical objects is shown. The determining role of aerodynamics of the flow of fuel, oxidizer and combustion products in the elaborate aerothermochemical complex is revealed. The effective gas-dynamic the scheme of burner device (BD) with the unique properties is developed. The purpose of the work is the development of the new highly effective stream-niche technology (SNT) of the combustion of fuels for different fire technical objects (furnaces, heat-generators, dryer, heaters, boiler units, gas turbines, ets) on the basis of contemporary experimental and theoretical investigations of vortex flows under the conditions of chemical reaction and high temperatures.

Key words: combustion chamber, gas-turbine engine, technology of incineration, aerodynamics of flow.

Абдулин Михаил Загретдинович – канд. техн. наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой тепловых энергетических установок тепловых и атомных электростанций НТУУ «КПИ», Киев, Украина, e-mail: npnosnt@i.ua.

УДК 621.436

И.В. ГРИЦУК¹, В.С. ВЕРБОВСКИЙ², Д.С. АДРОВ¹¹Донбасская национальная академия строительства и архитектуры, Украина²Институт газа НАН Украины, Киев, Украина

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТОПЛИВА СТАЦИОНАРНЫМИ И ПЕРЕДВИЖНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ЭНЕРГИИ

Рассмотрен метод улучшения топливной экономичности дизеля путем конвертации его в газопоршневой двигатель. С целью повышения эффективности использования энергии содержащейся в топливе, разработана когенерационная установка с утилизацией теплоты в систему отопления учебного заведения. Предложена система автоматического регулирования теплового состояния двигателя, которая позволяет добиться оптимального теплового режима работы двигателя при различных нагрузках и количестве отводимой теплоты, путем ступенчатого открытия клапана, заменяющего термостат, а также регулируя частоту вращения насоса системы охлаждения двигателя менять скорость потока охлаждающей жидкости.

Ключевые слова: газопоршневой двигатель, эффективная мощность, регулятор частоты вращения, система регулирования теплового состояния двигателя.

Введение

Анализ показывает, что в результате совершенствования дизелей, внедрения компьютерных систем управления ими, снижения мощности вспомогательных агрегатов и ряда других мероприятий возможно повысить эксплуатационную топливную экономичность на 7–10%. Снизить дефицит дизельного топлива можно также, расширив его фракционный состав (прибавление тяжелых фракций) или увеличив глубину переработки нефти. Однако, во-первых, нефтеперерабатывающая промышленность не решает эти задачи, а во-вторых, применение такого топлива связано со снижением моторесурса двигателей и дополнительными затратами на их дооборудование и эксплуатацию [1].

Формулирование задачи. Цель – повышение эффективности энергосиловых установок с первичным двигателем внутреннего сгорания, снижение расхода жидкого топлива и улучшение экологических показателей. Одной из задач проведенных исследований является разработка когенерационной газопоршневой установки с автоматической системой регулирования теплового состояния двигателя, перевод двигателя с дизельного на газовое топливо. Полученные результаты исследований являются основой для проектирования.

Порядок и методы решения задачи

Из альтернативных видов топлива, по которым ведутся работы, можно рассматривать природный

газ, диметиловый эфир, биодизель и в перспективе – водород.

Диметиловый эфир ($\text{CH}_3 - \text{O} - \text{CH}_3$) обладает хорошими моторными и, главным образом, экологическими свойствами и может быть получен из природного газа, угля, сланца и других материалов. Однако вследствие пониженной теплотворной способности, равной 6900 ккал/кг, его расход на выполнение единицы работы по сравнению с дизельным топливом (10200 ккал/кг) возрастает почти в 1,5 раза и, в конечном счете, в такой же пропорции снижается беззаправочный пробег. Низкая плотность диметилового эфира ($0,66 \text{ г/см}^3$) обуславливает необходимость значительных изменений в топливной системе, связанных с обеспечением ее плотности и увеличением давления топлива. Стоимость диметилового эфира заметно превышает стоимость дизельного топлива.

Биодизель – топливо, основой которого является метиловый эфир, полученный из сырья растительного происхождения (рапсового, пальмового и других масел). В настоящее время ведутся исследования по его применению, в основном, на автотракторных дизелях в качестве добавок к стандартному топливу. Проведенными в Юго-западном научно-исследовательском институте США (штат Техас) испытаниями дизельного топлива с добавкой 20% биотоплива марки G-3000 на тепловозном дизеле EMDGP38-2 установлено, что применять биогорючее на этом двигателе невыгодно. Однако надо отметить, что в случае его применения несколько уменьшаются вредные выбросы и снижаются поте-

ри мощности.

Водород – топливо будущего. При исчерпании нефтяного и газового топлива конкурентом водорода будет только каменный уголь. В настоящее время стоимость получения водорода из природного газа или воды высока, но во всем мире интенсивно ведутся работы по созданию дешевой технологии получения водорода. Не вызывает сомнения, что в ближайшее время эта задача будет решена. Применение водорода требует создания новых энергетических установок, непосредственно преобразующих его химическую энергию в электрохимическую. К таким установкам относится электрохимический генератор (ЭХГ) на топливных элементах; работы по их созданию широко ведутся в развитых странах мира.

Природный газ (Метан) наиболее пригоден для применения. Более того, его энергетические и физические характеристики – повышение по сравнению с дизельным топливом примерно на 10% массовой калорийности, снижение выбросов токсичных продуктов сгорания в 1,5 – 2,0 раза, уменьшение на 30 – 40% воздействия на смазочные масла, приводящего к их старению, – позволяют получить более высокие экономические экологические и ресурсные показатели работы. Кроме того, добыча природного газа более стабильна и имеет тенденцию к возрастанию.

Таким образом, наиболее реальным и эффективным направлением решения проблемы устойчивого снабжения моторным топливом, снижения расходов на его приобретение, а также повышения экологичности в эксплуатации является применение природного газа. По оценкам ОПЕК, Россия обеспечена собственным запасом природного газа до 2083 г. [2].

Результаты возможных решений задачи

Использование СПГ для получения электрической и тепловой энергии на генераторах с газопоршневым приводом. При расходе 1 м³ газифицированного природного газа, можно получить до 3,5 кВт·ч электрической энергии и одновременно 4,5 кВт·ч тепловой энергии в виде горячей воды с температурой 90 °С.

Для использования газового топлива на существующих двигателях необходимо вносить в систему питания и самого двигателя конструктивные изменения. В случае переоборудования дизельного двигателя для работы на газовом топливе имеются два варианта: организация газодизельного процесса и переоборудование двигателя в газопоршневой двигатель. Каждый из способов имеет свои преимущества и недостатки [3].

Конвертация дизеля в газопоршневой двига-

тель позволяет полностью отказаться от дизельного топлива, что положительно сказывается на экономической эффективности эксплуатации, а также стоимости переоборудования по сравнению с газодизельным направлением.

В ДонНАСА разработана когенерационная газопоршневая установка электрической мощностью 200 кВт на базе двигателя ТМЗ-8435.10 с использованием электронных систем управления двигателем и зажиганием. Для достижения высоких показателей работы двигателя, топливной экономичности и низкого уровня содержания токсичных веществ в отработавших газах принято решение о применении электронных систем зажигания и управления. Конструктивные изменения заключаются в установке свечей зажигания, системы питания газом, системы датчиков, на основе данных которых производится управление двигателем, а в частности регулируется момент опережения зажигания и величина подаваемого топлива. В качестве системы управления выбраны контроллеры производства фирмы Heinzmann. Это связано с высокой гибкостью программного обеспечения и возможностью адаптации его к параметрам конкретного двигателя.

Кроме электронного управления двигателем целесообразно применение электронного управления в системе регулирования подачи тепла от когенерационной установки. Отбор тепла производится от жидкостной системы охлаждения и отработавших газов двигателя.

Электронное регулирование потоками охлаждающей жидкости позволяет поддерживать оптимальную температуру двигателя, а также производить максимально эффективный теплосъем. Это достигается тем, что на теплообменник направляется строго то количество охлаждающей жидкости, которое необходимо для поддержания ее температуры на выходе из двигателя в пределах 90 °С. Потоки охлаждающей жидкости направляются по малому или большому кругу при помощи трехступенчатого клапана с электронным управлением, который заменяет менее совершенный термостат, а в качестве привода циркуляционного насоса системы охлаждения выполняет электродвигатель, который также управляется электронным блоком. Комбинирование частоты вращения электродвигателя и степени перекрытия трехступенчатого клапана позволяет стабильно поддерживать рабочую температуру двигателя и одновременно снимать максимально возможное для этого режима работы количество теплоты.

Заключение

Применения природного газа в качестве топлива для газопоршневого двигателя на базе дизеля и

утилизация тепла позволяет повысить КПД электроагрегата до 85%.

Созданная установка обеспечивает электроэнергией котельную предприятия, а выработанная тепловая энергия подается в систему отопления, снижая таким образом нагрузку на котлах отопления.

Установка также используется для учебных целей и для проведения научных исследований по повышению эффективности использования газового топлива.

Литература

1. Лютко В. Применение альтернативных топлив в двигателях внутреннего сгорания / В. Лютко, В.Н. Луканин, А.С. Хачиян; под ред. В. Лютко,

В.Н. Луканина. – М.: МАДИ (ТУ), 2000. – 310 с.

2. Герасимов В. Сравнение бортовых топливных систем автотранспорта, работающих на компримированном и сжиженном природном газе / В. Герасимов, В. Передельский, Р. Дарбинян. // АвтоГазоЗаправочный Комплекс + Альтернативное топливо. – 2003. – № 6.

3. Грицук И.В. Повышение эффективности использования топлива стандартными и передвижными источниками энергии при решении энергетических проблем в автотранспортном комплексе / И.В. Грицук, В.С. Вербовский, Д.С. Адров // Тезисы докладов научно-технической конференции «4-е Луканинские чтения. Решения энергетических проблем в автотранспортном комплексе (29-30 января 2009г.)». – М.: МАДИ (ГТУ), 2009. – 180 с.

Поступила в редакцию 23.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, доц. Ю.Ф. Черняк, Донецкий институт железнодорожного транспорта, Донецк.

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ПАЛИВА СТАЦІОНАРНИМИ І ПЕРЕСУВНИМИ ДЖЕРЕЛАМИ ЕНЕРГІЇ

І.В. Грицук, В.С. Вербовський, Д.С. Адров

Розглянуто метод поліпшення паливної економичності дизеля шляхом конвертації його в газопоршневий двигун. З метою підвищення ефективності використання енергії, що міститься в паливі, розроблена когенераційна установка з утилізацією теплоти в систему опалення навчального закладу. Запропонована система автоматичного регулювання теплового стану двигуна, яка дозволяє досягти оптимального теплового режиму роботи двигуна при різних навантаженнях і кількості відводимої теплоти, шляхом ступеневого відкриття клапана, що заміняє термостат, а також регулюючи частоту обертання насоса системи охолодження двигуна змінювати швидкість потоку охолоджуючої рідини.

Ключові слова: газопоршневий двигун, ефективна потужність, регулятор частоти обертання, система регулювання теплового стану двигуна.

IMPROVING THE FUEL EFFICIENCY OF STATIONARY AND MOBILE SOURCE-MI ENERGY

I.V. Gritsuk, V.S. Verbovskiy, D.S. Adrov

A method of improving the fuel efficiency of diesel by converting it into gas engine. In order to improve the energy efficiency of the fuel, a cogeneration plant with utilization of heat in heating school. A system of automatic regulation of the thermal state of the engine, which allows an optimal thermal regime of the engine at various loads and the amount of heat diverted by step opening the valve, a replacement thermostat, as well as controlling the frequency of rotation of the pump engine cooling system to change the flow rate of coolant.

Key words: gas engine, good power, speed control, thermal control system of the state of the engine.

Грицук Игорь Валерьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ПТМ, Донбасская национальная академия строительства и архитектуры, Украина, e-mail: gritsuk_iv@ukr.net.

Вербовский Валерий Степанович – старший научный сотрудник Института газа НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: gritsuk_iv@ukr.net.

Адров Дмитрий Сергеевич – аспирант кафедры ПТМ, Донбасская национальная академия строительства и архитектуры, Украина, e-mail: dimitry.85@mail.ru.

УДК 621.43.056

В.Е. КОСТЮК¹, И.Ф. КРАВЧЕНКО², В.Н. ГУСЕВ², Е.И. КИРИЛАШ¹¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ГП «Ивченко-Прогресс», Украина*

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО СМЕШЕНИЯ ТОПЛИВНОГО ГАЗА С ВОЗДУХОМ ДЛЯ НИЗКОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТУ

Разработана методология расчетно-экспериментального исследования устройства предварительного смешения для низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ по критериям качества смешения и гидравлического сопротивления с использованием методов вычислительной аэрогидродинамики. Предложенная численная модель течения и массообмена верифицирована на задачах, объекты которых обладают физической общностью с объектом исследования. Описана методика экспериментального исследования устройства предварительного смешения. Разработанная методология показала свою эффективность. Целесообразно использовать ее в цикле проектирования и доводки аналогичных изделий.

Ключевые слова: газотурбинная установка, оксиды азота, устройство предварительного смешения, качество смешения, гидравлическое сопротивление, математическое моделирование, эксперимент.

Введение

При работе ГТУ в результате окисления азота, содержащегося в атмосферном воздухе, образуются оксиды азота NO_x – наиболее токсичные и экологически вредные соединения. Большинство стационарных ГТУ работает на газообразном топливе. В настоящее время разработано несколько экологических технологий сжигания топливного газа, наиболее перспективной из которых считается технология сжигания бедной, заранее перемешанной гомогенной топливовоздушной смеси (ТВС) [1, 2].

Как показывают кинетические расчеты, при сжигании бедных гомогенных смесей природного газа и воздуха при температурах пламени $T_{\text{пл}} = 1650 \dots 1750 \text{ К}$, давлениях $1,5 \dots 2,0 \text{ МПа}$ и времени пребывания $\tau_{\text{пр}} = 20 \dots 30 \text{ мс}$ возможно снижение выбросов NO_x до $3 \dots 8 \text{ ppm}$ [2].

Для реализации этой потенциальной возможности в течение двух последних десятилетий зарубежными и отечественными газотурбинными фирмами интенсивно разрабатываются камеры сгорания (КС) с организацией сжигания предварительно перемешанных ТВС с коэффициентом избытка воздуха в зоне горения $\alpha_1 = 1,6 \dots 2,5$. Нижнее значение α_1 ограничивается приемлемым уровнем выбросов NO_x , верхнее – допустимым уровнем выбросов монооксида углерода CO , неустойчивостью горения и бедным срывом пламени.

В.Р. Кузнецов [3] показал, что кроме химической кинетики окисления азота, выбросы NO_x определяются процессом смешения и влиянием смешения

на условия протекания химических реакций.

В общем случае влияние коэффициента избытка воздуха и степени однородности ТВС в процессе горения взаимосвязаны.

В монографии А. Лефевра [4] показано, что выброс NO_x возрастает с увеличением неравномерности состава ТВС при $\alpha \geq 1,3$. Факт уменьшения выбросов NO_x с увеличением однородности бедных топливовоздушных смесей находит подтверждение в натурных условиях работы современных КС ГТУ [1].

Поэтому обеспечение высокого качества смешения является главным требованием, предъявляемым к устройствам предварительного смешения топливного газа с воздухом (УПС).

1. Формулирование проблемы

По Е.С. Щетинкову [5] процесс смешения можно рассматривать происходящим в два этапа. На первом этапе, главным образом за счет турбулентных пульсаций, происходит перемешивание примеси с потоком до некоторых масштабов l_{0c} , эквивалентных тепловому масштабу l_0 , при этом вклад молекулярной диффузии незначителен.

На втором этапе неоднородности порядка l_{0c} за счет молекулярной диффузии превращаются в неоднородности порядка пробега молекул. Порядок времени выравнивания состава смеси за счет диффузии пропорционален квадрату линейного размера неоднородностей и обратно пропорционален коэффициенту диффузии. То есть для первого этапа

$$\Delta\tau_1 \sim \frac{l_{\max}^2}{\Gamma_t}, \quad (1)$$

где $l_{\max}$ – характерный размер течения (например, диаметр канала);

Γ_t – турбулентный коэффициент диффузии.

Для второго этапа аналогично:

$$\Delta\tau_2 \sim \frac{l_{0c}^2}{\Gamma_M}, \quad (2)$$

где Γ_M – молекулярный коэффициент диффузии.

Для всех практически важных течений характерное время $\Delta\tau_2$ на несколько порядков меньше $\Delta\tau_1$, а, значит, скорость перемешивания определяется, главным образом, турбулентными пульсациями. Поэтому интенсифицировать процесс смешения можно, увеличивая интенсивность турбулентности, например, путем увеличения скорости течения, либо уменьшая характерный размер течения, например, увеличивая пространственную однородность размещения топливных отверстий.

Обзор известных типов УПС, приведенный в работе [6], подтверждает, что все конструкции в той или иной мере используют приведенные выше принципы. Однако для удовлетворения сложного комплекса требований к УПС, работающему в составе фронтального устройства КС ГТУ (высокое качество смешения, умеренное гидравлическое сопротивление, наличие условий для надежного воспламенения ТВС и стабилизации ее горения за пределами устройства без возникновения термоакустических колебаний, отсутствие условий для проскока пламени внутрь устройства и стабилизации его там, самовоспламенения ТВС и др.), необходимо подробное знание трехмерной аэродинамической структуры течения и массообмена в нем.

В последнее время, в связи с развитием методов вычислительной аэрогидродинамики, появилась возможность численного решения подобных задач [7–9].

Анализ достигнутых авторами результатов показывает, что в силу ряда теоретических и методических проблем априорное прогнозирование характеристик УПС с приемлемой для практики точностью остается невозможным. Для обеспечения необходимой точности таких расчетов требуется тщательная верификация и идентификация численных моделей по экспериментальным данным.

Цель настоящей работы состоит в создании эффективной методологии расчетно-экспериментального исследования УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс» для низкоэмиссионных КС ГТУ по критериям качества смешения и гидравлического сопротивления, пригодной для включения ее в цикл проектирования и доводки изделия.

2. Математическая модель и ее верификация

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

$$\nabla(\bar{x}) = 0, \quad (3)$$

$$\nabla(c\bar{x}\bar{x}) = \nabla p + \nabla \cdot (\bar{\Phi}), \quad (4)$$

$$\nabla \cdot (\bar{x}(cE + p)) = -\nabla \cdot \bar{J}_q, \quad (4)$$

$$\nabla \cdot (\bar{x}cY_i) = -\nabla \cdot \bar{J}_i, \quad (5)$$

где ρ – плотность; $\bar{x}$ – скорость; p – статическое давление; $\bar{\Phi}$ – тензор давлений; E – полная энергия; $\bar{J}_q$ – плотность теплового потока; Y_i – концентрация i -го компонента смеси; $\bar{J}_i$ – плотность диффузионного потока i -го компонента смеси.

Уравнения (3) – (5) замыкаются законами Ньютона для тензора давлений, Фурье для теплового потока, Фика для потока массы, Клайперона – Менделеева для термодинамического состояния смеси газов и уравнениями модели турбулентности. Последняя оказывает существенное влияние на прогнозные свойства математической модели течения и массообмена. Поэтому в рамках верификации математической модели были исследованы две модели турбулентности: стандартная Лаундера – Сполдинга [10] и усовершенствованная Ши и др. [11]. Обе модели представляют собой совокупность дифференциальных уравнений переноса кинетической энергии турбулентности k и удельной скорости диссипации кинетической энергии турбулентности ϵ . Турбулентная вязкость определяется по формуле Колмогорова – Прандтля

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon}. \quad (6)$$

Модель Лаундера – Сполдинга имеет вид:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (c k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{Pr_{t,k}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \rho(G - \epsilon), \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (c \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{Pr_{t,\epsilon}} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho(C_{1\epsilon} G - C_{2\epsilon} \epsilon) \frac{\epsilon}{k}, \quad (8)$$

где $G = -c u_i u_j \frac{\partial u_j}{\partial x_i}$ – генерация турбулентной кинетической энергии.

тической энергии за счет сдвиговых напряжений; $C_{1\epsilon}$, $C_{2\epsilon}$, $Pr_{t,k}$; $Pr_{t,\epsilon}$ и C_μ – эмпирические константы.

Модель Ши и др. тоже использует уравнения (7) и (8), но второй член в уравнении (8) имеет вид

$$-cC_2 \frac{e^2}{k + \sqrt{ne}}, \quad (9)$$

а C_μ в формуле (6) определяется выражением

$$C_\mu = \left(A_0 + A_S \frac{kU^*}{e} \right)^{-1}, \quad (10)$$

где $U^* \equiv \sqrt{S_{ij}S_{ij}}$; $A_0 = 4,04$; $A_S = \sqrt{6}\cos\alpha$;

$$\alpha = \frac{\sqrt{6}}{3} \cos^{-1} \left(\frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{\tilde{S}^3} \right);$$

$$\tilde{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}}; S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right).$$

Система дифференциальных уравнений с частными производными (ДУЧП) (3) – (8) дополнялась соответствующими конкретной задаче граничными условиями. Для описания течения в пристеночной области использовались функции стенки. Численное интегрирование ДУЧП осуществлялось методом контрольного объема с использованием двух схем аппроксимации конвективных членов.

Поскольку в УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс» применен поперечный вдув ряда струй топливного газа в сносящий поток воздуха, то для верификации математической модели течения и массообмена была решена аналогичная тестовая задача (рис. 1, а), по которой имеются подробные экспериментальные данные [12]. Численные расчеты выполнены в трехмерной постановке с использованием условия поступательной периодичности на сетках, включавших 367900, 1 167 342 и 2 261 946 тетраэдральных элементов, при следующих исходных данных. Для отверстий подачи холодного воздуха: диаметр $D = 12,7$ мм; расстояние между центрами $S = 50,8$ мм; коэффициент расхода $C_d = 0,66$. Среднемассовая скорость струи холодного воздуха $V_j = 25$ м/с, температура – 278 К. Среднемассовая скорость основного потока горячего воздуха $U_\infty = 15$ м/с, температура – $T_\infty = 600$ К. Интенсивность турбулентности 4,5 %, масштаб – 2 % диаметра канала. Стенки канала полагались адиабатическими, распределения скорости, температуры, и параметров турбулентности на входах – равномерными, турбулентное число Шмидта принималось равным 0,7.

Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными (рис. 2) выполнено с использованием относительной высоты канала $\bar{y} = y/H$ и функции относительной разности температур

$$I = \frac{T_\infty - T}{T_\infty - T_j}, \quad (11)$$

где T – локальная температура воздуха.

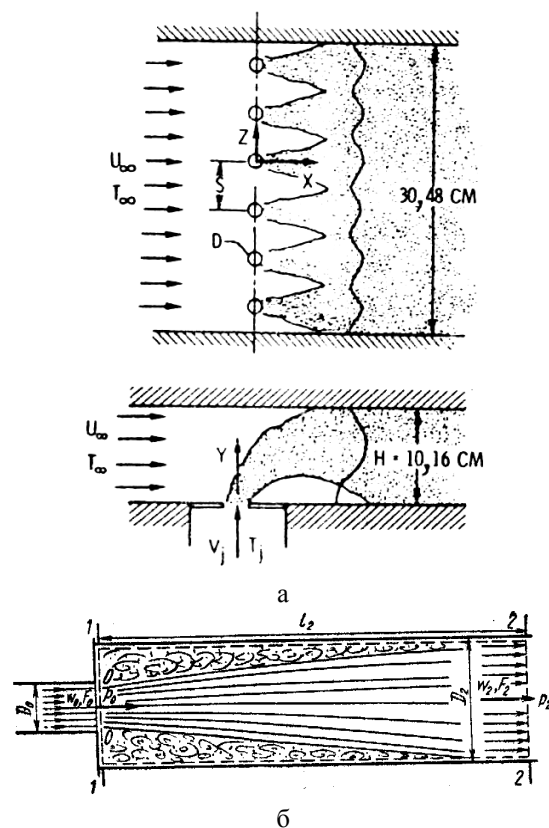


Рис. 1. Тестовые задачи: а – вдув ряда холодных струй в горячий сносящий поток [12]; б – течение в трубе с внезапным расширением [13]

В среднем различие расчетных и экспериментальных данных не превышает 20 %. При этом все модификации численной модели качественно верно описывают экспериментально наблюдаемую структуру течения (форму струи, парные вихри, асимметрию и т.п.), но завышают градиенты независимых переменных, а значит, и расчетную оценку неравномерности полей физических параметров. Размельчение сетки несущественно отразилось на результатах расчетов. Лучшие результаты дает использование усовершенствованной модели турбулентности $k-\epsilon$ Ши и др. [11] в сочетании со схемой аппроксимации 3-го порядка MUSCL Ван Лира [14].

Геометрия УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс» такова, что его гидравлическое сопротивление в основном обусловлено локальным изменением скорости течения и образованием вихрей. Поэтому для верификации математической модели течения была дополнительно решена тестовая задача о течении в трубе с внезапным расширением поперечного сечения (рис. 1, б), где так же, как и в УПС, преобладают указанные выше эффекты.

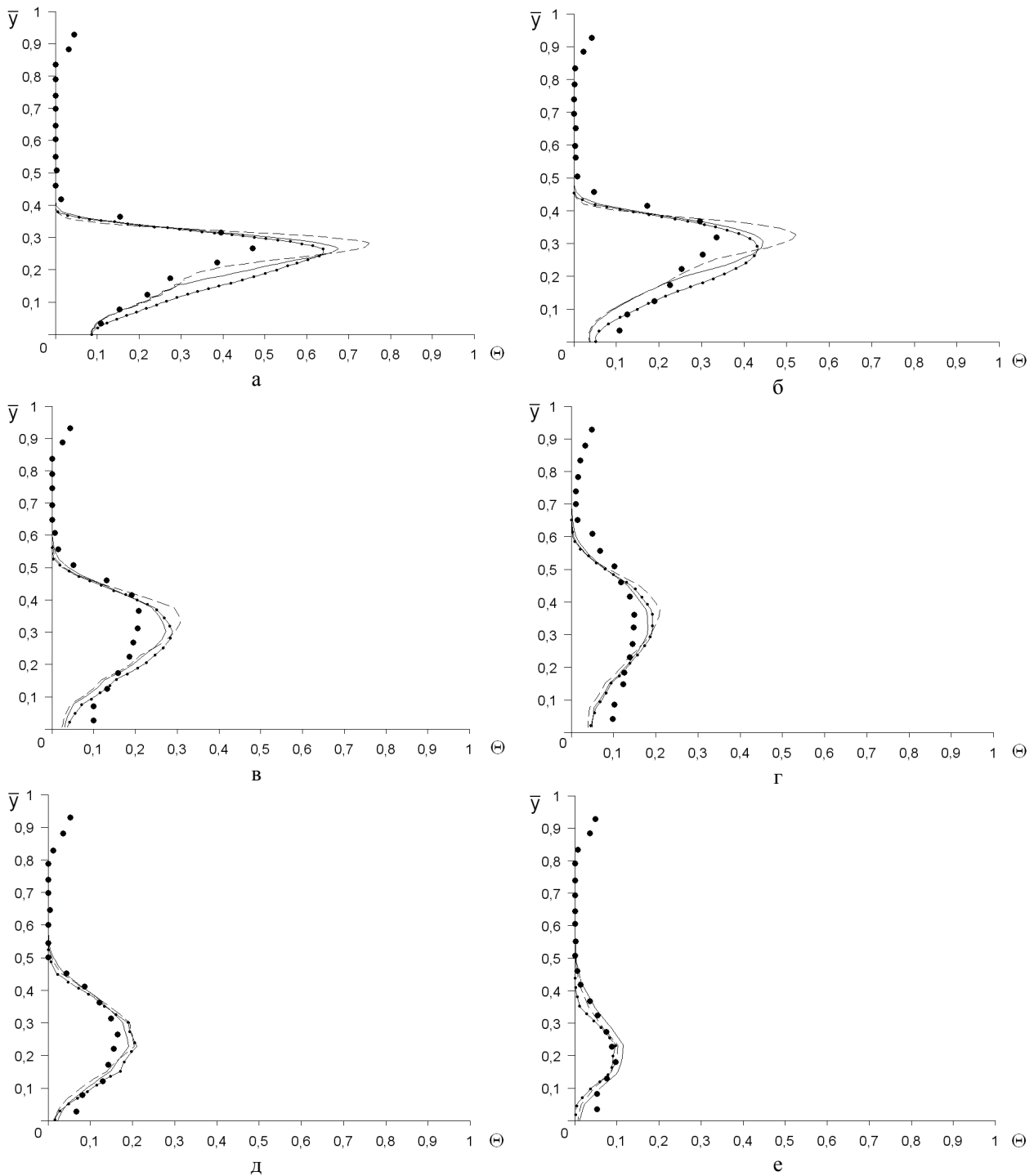


Рис. 2. Профили Θ , рассчитанные с использованием различных моделей турбулентности и схем дискретизации, на вертикалях: а – $x/h = 0,25$, $z/s = 0$; б – $x/h = 0,5$, $z/s = 0$; в – $x/h = 1$, $z/s = 0$; г – $x/h = 2$, $z/s = 0$; д – $x/h = 1$, $z/s = 0,3$; е – $x/h = 1$, $z/s = 0,5$; — — — — k-ε стандартная, 1-й порядок; — — — — k-ε усовершенствованная, 1-й порядок; —●—●— k-ε усовершенствованная, 3-й порядок; ● — эксперимент

Для большей физической общности при задании исходных данных расчета диаметр узкого сечения трубы $D_0 = 0,045$ м был вычислен по суммарной эффективной площади отверстий модельной КС, в составе которой испытывалось УПС, а параметры воздуха взяты из протокола испытаний. Тем самым в обоих объектах достигалось приблизительное ра-

венство чисел Рейнольдса $Re \geq 2 \cdot 10^5$, что обеспечивало автомодельность течений в них. Диаметр широкого сечения трубы $D_1 = D_2 = 0,09$ м. Длина узкого участка $l_0 = 0$, широкого – $l_2 = 3$ м. Интенсивность турбулентности полагалась равной 4,5 %, масштаб турбулентности – 7 % диаметра D_0 . Распределения скорости и параметров турбулентности на входе в

трубу полагались равномерными. Расчет выполнялся в трехмерной постановке с использованием усовершенствованной модели турбулентности $k-\epsilon$ Ши и др. [11] и схемы аппроксимации 3-го порядка MUSCL Ван Лира [14]. В силу осевой симметрии трубы в расчетную область включена ее четверть, ограниченная вращательно периодическими границами. Расчетная сетка включала 455155 тетраэдральных ячеек. Обработка результатов численного расчета включала определение интегральных среднемассовых значений полных давлений p^* , скорости w_0 , плотности ρ в сечениях «0» и «2» с последующим расчетом коэффициента гидравлического сопротивления по формуле

$$\alpha_{CFD} = \frac{p_0^* - p_2^*}{\rho w_0^2 / 2}. \quad (12)$$

Для тех же исходных данных был выполнен расчет коэффициента гидравлического сопротивления трубы по инженерным формулам, обобщающим экспериментальные данные [13]. Различие между численной и инженерной оценками коэффициента гидравлического сопротивления трубы составило 5,4 % (относительных).

3. Расчет качества смешения УПС

Для исследования характеристик УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс» для низкоэмиссионных КС ГТУ по неравномерности состава ТВС были выполнены расчеты течения и тепломассообмена на пяти режимах его работы в составе модельной КС, соответствовавших замерам в испытаниях. Значение пульсационной составляющей скорости на входах в каналы принималось равным 10 % среднемассовой скорости, а масштаб турбулентности – 7 % диаметра соответствующего канала. Распределения всех независимых переменных во входных сечениях каналов полагались равномерными. Во всех расчетах использовалась усовершенствованная модель турбулентности $k-\epsilon$ Ши и др. [11] и схема аппроксимации 3-го порядка MUSCL Ван Лира [14]. Турбулентное число Шмидта принималось равным 0,7.

С целью обеспечения максимального пространственного разрешения течения в основном контуре УПС, представлявшем наибольший интерес, численное моделирование осуществлялось в два этапа. Вначале выполнялся приближенный расчет в области, охватывавшей всю проточную часть модельной КС с присоединенной ее выходу трубой (рис. 3, а). Затем выполнялся уточняющий расчет в области, включавшей только проточную часть основного контура УПС, ограниченную сечениями «inter26» (вход воздуха) и «inter8» (вход топливного газа в каналы венчика), и добавленный к ней успо-

коительный участок (рис. 2, б). При этом вычисленные в предварительном расчете значения независимых переменных в сечениях «in-ter26» и «inter8» использовались в качестве граничных условий в уточняющем расчете.

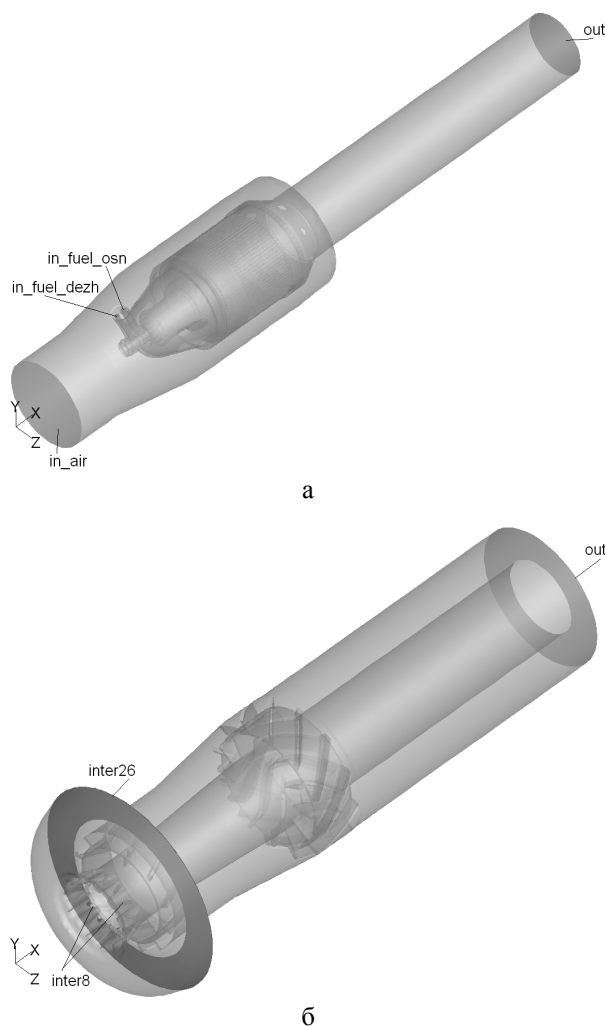


Рис. 3. Расчетные области приближенного (а) и уточняющего (б) расчетов УПС

Расчетная область приближенного расчета, охватывавшая всю проточную часть КС, покрывалась гибридной сеткой, включавшей 3 558 205 ячеек (в основном тетраэдральных; участки гексаэдральной сетки – входной диффузор КС и труба). Сетка была размельчена возле стенок.

Расчетная область уточняющего расчета, включавшая проточную часть основного контура УПС, покрывалась гибридной сеткой, состоявшей из 3 517 454 ячеек (в основном тетраэдральных; участки гексаэдральной сетки – канал между завихрителями и успокоительный участок). Сетка размельчена в каналах венчика и вдоль предполагаемых осей струй топливного газа.

В предварительном расчете на входных границах «in_air» (воздух) и «in_fuel_dezh» (дежурное

топливо), «in_fuel_osn» (основное топливо) задавались массовый расход, параметры турбулентности, температура, направление потока (по нормали к границе) и массовые доли химических компонентов.

На выходе задавались нулевое избыточное статическое давление, направление (по нормали к границе), параметры турбулентности, температура и массовые доли химических компонентов обратных токов.

На стенках задавались условия равенства нулю турбулентной вязкости, теплового потока и нормальных градиентов массовых долей химических компонентов.

В уточняющем расчете на входных границах «inter26» (воздух) «inter8» (основное топливо) задавались профили компонент скорости в проекциях на оси X, Y, Z, профили параметров турбулентности, температура и массовые доли химических компонентов.

Профили параметров потока в сечениях «inter26» и «inter8» были записаны в специальный файл при проведении приближенного расчета, а затем считаны из него при постановке граничных условий на этих сечениях в уточняющем расчете. Условия на остальных границах аналогичны предварительному расчету.

Количественная оценка неравномерности состава ТВС в выходном сечении «inter22» основного контура УПС выполнена с использованием относительной высоты канала основного контура $\bar{y} = y/H$, относительной объемной концентрации углеводородов $[CH] = [CH]/[CH]_{cp}$ и коэффициента вариации

$$W = \frac{\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n ([CH]_i - [CH]_{cp})^2}{n-1}}}{[CH]_{cp}}, \quad (13)$$

где $[CH]_i$ – значение $[CH]$ на принадлежащей сечению «inter22» грани i-й ячейки; $[CH]_{cp}$ – среднемассовое значение $[CH]$ в сечении «inter22»; n – количество граней расчетных ячеек, принадлежащих сечению «inter22».

На рис. 4 и 5 в качестве примера показаны результаты расчета УПС на режиме «1».

Видно, что распределение состава ТВС на выходе из основного контура УПС характеризуется радиальной и окружной неравномерностью. Радиальная неравномерность преобладает над окружной. Радиальная неравномерность порождена односторонней (центральной) подачей топливного газа через каналы венчика. Окружная неравномерность обусловлена локальным подводом воздуха через четыре окна в обтекателе КС.

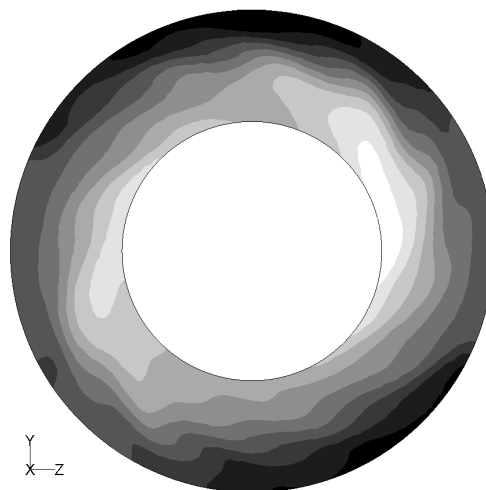


Рис. 4. Расчетное распределение относительной концентрации топливного газа в выходном сечении основного контура УПС:
минимальное значение – 0,436 (черный),
максимальное значение – 1,62 (белый)

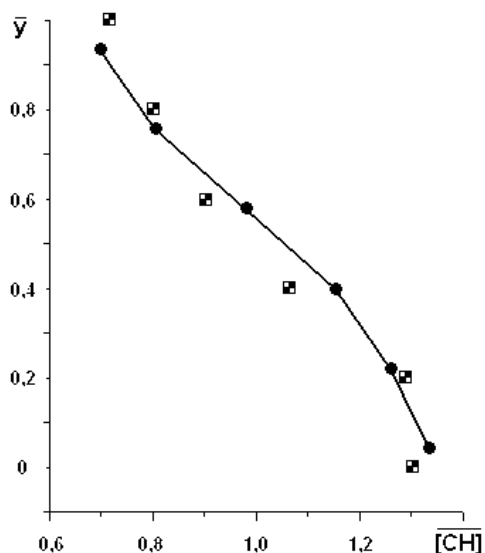


Рис. 5. Радиальные профили осредненной в окружном направлении относительной концентрации топливного газа в выходном сечении основного контура УПС:
● – расчет; ■ – эксперимент

Расчет показал, что общая неравномерность состава ТВС (коэффициент вариации) на выходе из основного контура УПС на исследованных режимах изменяется в узком диапазоне $W = 0,252 \dots 0,285$. С увеличением коэффициента избытка воздуха в основном контуре на 1% коэффициент вариации возрастает примерно на 0,3% (относительных). Это обусловлено уменьшением глубины проникновения струй топливного газа в сносящий поток воздуха.

4. Расчет гидравлического сопротивления УПС

Для оценки потерь полного давления в УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс» были использованы результаты численного расчета течения и теплообмена на режиме «1» (см. разд. 2) с учетом с неравномерного профиля скорости и параметров турбулентности на входе в КС.

Потери давления в основном контуре УПС определялись по формуле:

$$\Delta P_{\text{осн}} = \frac{P_{\text{inter24}}^* - P_{\text{inter22}}^*}{P_{\text{inter24}}^* + P_{\text{раб}}} \cdot 100\%, \quad (14)$$

где P_{inter24}^* – полное среднemasсовое избыточное давление в сечении «inter24» (окна в обтекателе КС); P_{inter22}^* – полное среднemasсовое давление избыточное в сечении «inter22» (выход из основного контура в жаровую трубу); $P_{\text{раб}}$ – рабочее давление, принимавшееся равным абсолютному статическому давлению воздуха перед мерным соплом.

Аналогичным образом определялись потери давления в дежурном контуре УПС:

$$\Delta P_{\text{деж}} = \frac{P_{\text{inter3}}^* - P_{\text{inter18}}^*}{P_{\text{inter3}}^* + P_{\text{раб}}} \cdot 100\%, \quad (15)$$

где P_{inter3}^* – полное среднemasсовое избыточное давление в сечении «inter3» (вход в дежурный контур); P_{inter18}^* – полное среднemasсовое избыточное давление в сечении «inter18» (выход из дежурного контура в жаровую трубу).

Различие между численными и экспериментальной оценками потерь полного давления в основном и дежурном контурах УПС составило 8,9 и 12,4 % (относительных) соответственно.

5. Экспериментальные исследования УПС

Экспериментальная оценка качества смешения и гидравлического сопротивления УПС в составе модельной КС осуществлялась по результатам траверсирования потока с целью измерения полей концентрации топливного газа [CH] и полного давления P^* на выходе из УПС.

Концентрация [CH] измерялась анализатором углеводородов модели 402 (Бекман). Диапазон измерения концентраций [CH] = 0 ... 50 % объемных.

Измерения [CH] и P^* выполнялись с помощью одного зонда, подключая на выход зонда поочередно разные приборы. Координаты точек отбора в траверсируемом сечении определялись в полярной сис-

теме координат. Пошаговое перемещение зонда в следующее угловое положение и вдоль радиуса осуществлялось оператором дистанционно по измерительному лимбу координатного устройства. В каждой точке поля регистрировались: параметры работы испытательного отсека, координаты точки отбора, [CH] и P^* .

После окончания траверсирования поля, строилось его электронное отображение в виде цветных точек на экране монитора, вычислялись среднemasсовые значения измеренных параметров, коэффициент вариации W по формуле (13), потери давления по формулам (14) и (15) и строился радиальный профиль осредненной в окружном направлении относительной концентрации топливного газа (см. рис. 5).

Заключение

Выполнено расчетно-экспериментальное исследование УПС разработки ГП «Ивченко-Прогресс» для низкоэмиссионных КС ГТУ по критериям качества смешения и гидравлического сопротивления. Разработанная методология показала свою эффективность. Целесообразно использовать ее в цикле проектирования и доводки аналогичных изделий.

Литература

1. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ / А.М. Постников; под ред. Е.А. Гриценко. – Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2002. – 286 с.
2. Проблема и пути создания малотоксичных камер сгорания для перспективных стационарных ГТУ / А.Г. Тумановский, М.Н. Гутник, В.Д. Васильев, Л.В. Булысова, М.М. Гутник // Теплоэнергетика. – 2006. – № 7. – С. 22-29.
3. Кузнецов В.Р. Образование окислов азота в камерах сгорания ГТД / В.Р. Кузнецов // Тр. ЦИАМ. – М.: ЦИАМ, 1983. – № 1086. – С. 8-18.
4. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / А. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
5. Щетинков Е.С. Физика горения газов / Е.С. Щетинков. – М.: Наука, 1965. – 739 с.
6. Premixer Design for High Hydrogen Fuels [Электронный ресурс] / Final Report. GE Energy. – 2005. – 115 p. – Режим доступа: <http://www.osti.gov/bridge/servlets/purl/889756-ixNplE/889756.pdf>. – Заголовок с экрана.
7. Булысова Л.А. Использование программного комплекса FlowVision при доводке конструкции малотоксичной камеры сгорания [Электронный ресурс] / Л.А. Булысова. – 8 с. – Режим доступа: http://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_sapr0307.pdf. – Заголовок с экрана.

8. *Analysis of the Fuel Injection in Gas Turbine Premixing Systems by Experimental Correlations and Numerical Simulations* / G. Riccio, L. Schoepflin, P. Adami, F. Martelli // *Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air.* – Barcelona. May 8-11, 2006 (GT2006-90174). – 13 p.

9. *Расчетно-экспериментальная оптимизация низкоэмиссионных горелочных устройств* / С.Ф. Жданов, А.З. Шайхутдинов, Д.А. Максимов, Д.В. Скиба // *Газотурбинные технологии.* – 2007. – № 4. – С. 8-13.

10. *Launder B.E. Lectures in Mathematical Models of Turbulence* / B.E. Launder, D.B. Spalding // *Academic Press, London, England.* – 1972. – P. 15-22.

11. *A New – Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows – Model Development*

and Validation / T.-H. Shih, W.W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, J. Zhu // *Computers Fluids.* – 1995. – № 24(3). – P. 227-238.

12. *Холдмен. Смещение ряда струй с поперечным потоком, ограниченным стенками* / Холдмен, Уолкер // *Ракетная техника и космонавтика.* – 1977. – № 2. – С. 138-145.

13. *Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям* / И.Е. Идельчик; под ред. М.О. Штейнберга. – М.: Машиностроение, 1992. – 672 с.

14. *Van Leer B. Toward the Ultimate Conservative Difference Scheme. IV. A Second Order Sequel to Godunov's Method* / B. Van Leer // *Journal of Computational Physics.* – 1979. – № 32. – С. 101-136.

Поступила в редакцию 30.04.2009

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

РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРИСТРОЮ ПОПЕРЕДНЬОГО ЗМІШУВАННЯ ПАЛИВНОГО ГАЗУ З ПОВІТРЯМ ДЛЯ НИЗЬКОЕМІСІЙНИХ КАМЕР ЗГОРЯННЯ ГТУ

В.Є. Костюк, І.Ф. Кравченко, В.М. Гусев, О.І. Кирилаш

Розроблена методологія розрахунково-експериментального дослідження пристрою попереднього змішування для низькоемісійних камер згоряння ГТУ за критеріями якості змішування і гідравлічного опору з використанням методів обчислювальної аерогідродинаміки. Запропонована числова модель течії і масообміну верифікована на задачах, об'єкти яких мають фізичну єдність з об'єктом дослідження. Описана методика експериментального дослідження пристрою попереднього змішування. Розроблена методологія показала свою ефективність. Доцільно використовувати її в циклі проектування і доводки аналогічних виробів.

Ключові слова: газотурбінна установка, оксиди азоту, пристрій попереднього змішування, якість змішування, гідравлічний опір, математичне моделювання, експеримент.

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

V.Ye. Kostyuk, I.F. Kravchenko, V.N. Gusev, Ye.I. Kirilash

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

Key words: gas turbine, nitric oxide, premixer, mixing performance, flow resistance, mathematical simulation, experiment.

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

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

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

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

π_K ; величина среднemasсовой температуры на входе в ТВД ГТД – T_3 ; температура воздуха на входе в ГТД – T_H .

Зависимость эффективного КПД ГТУ, использующих АТЭР, формализована в виде:

$$\eta_e = F(\bar{Q}_I, \bar{Q}_{II}, v_{\text{вых}}, \Delta T_{II}, \pi_K, T_3, T_H).$$

Уровни варьирования параметров $\bar{Q}_I, \bar{Q}_{II}, v_{\text{вых}}, \Delta T_{II}$ соответствуют данным [5] (табл. 1).

Таблица 1

Уровни варьирования параметров $\bar{Q}_I, \bar{Q}_{II}, v_{\text{вых}}, \Delta T_{II}$

Параметр	Значение	
	Мин.	Макс.
Удельные затраты тепла на первую ступень ТП $\bar{Q}_I$, Вт·ч/кг	200	400
Удельные затраты тепла на вторую ступень ТП $\bar{Q}_{II}$, Вт·ч/кг	800	1000
Коэффициент восстановления полного давления на выходе ГТД $v_{\text{вых}}$	0,94	0,98
Температурный напор на выходе второй ступени ТП ΔT_{II} , К	30	80

Значение $T_H = 288\text{K}$ принято по требованиям стандарта ISO 2314.

Предварительные исследования показали, что достижение приемлемой точности моделирования требует установления взаимосвязи диапазонов варьирования значения суммарной степени повышения давления ГТД π_K и величины среднemasсовой температуры на входе в ТВД ГТД T_3 (табл. 2).

Таблица 2

Взаимосвязь диапазонов варьирования

Величина степени повышения давления ГТД π_K	Температура T_3 , К		
	1300	1400	1500
Минимальная	10	14	18
максимальная	16	22	30

Постановка задачи оптимизации. Задача оптимизации параметров газотурбинной энергетической установки, использующей АТЭР, сформулирована следующим образом: определить значения параметров $\bar{Q}_I, \bar{Q}_{II}, v_{\text{вых}}, \Delta T_{II}, \pi_K, T_3$, обеспечивающих при заданном значении T_H , выполнении областных и функциональных ограничений, максимальное значение ее эффективного КПД [6].

Приведенная постановка задачи эквивалентна математической формулировке: выбрать вектор непрерывно изменяющихся параметров $X = X(x_1, x_2, \dots, x_n)$ из условия максимума функции

$\eta_e = \eta(X, Y(X), Z)$ при наличии областных $X_{\min} \leq X \leq X_{\max}$ и функциональных ограничений $Y_{\min} \leq Y[X, Y(X)] \leq Y_{\max}$. Оптимальная величина дискретно меняющихся параметров Z определяется на базе вариантных исследований [6, 7].

К числу непрерывно изменяющихся параметров ГТУ, использующих АТЭР, отнесены: $\bar{Q}_I, \bar{Q}_{II}; v_{\text{вых}}; \Delta T_{II}, K; \pi_K$. Влияние величины среднemasсовой температуры на входе в ТВД ГТД T_3 исследовано на трех уровнях варьирования (см. табл. 1).

Значения оптимальных параметров ГТУ определены методом случайного поиска с самообучением [7]. Выполненные исследования позволили вскрыть резервы совершенствования процессов энергопреобразования, происходящих в ее подсистемах.

Как следует из полученных результатов, значения эффективного КПД ГТУ при оптимальных значениях ее параметров в зависимости от величины среднemasсовой температуры газов перед турбиной высокого давления газотурбинного двигателя составляют 0,292...0,305 (при $T_3 = 1300\text{K}$), 0,315...0,325 ($T_3 = 1400\text{K}$) и 0,320...0,334 ($T_3 = 1500\text{K}$) (рис. 2).

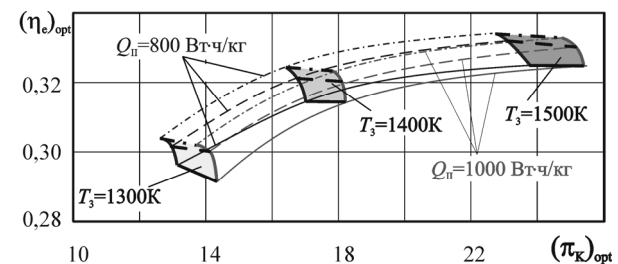


Рис. 2. Эффективный КПД ГТУ на базе АТЭР при оптимальных значениях параметров:

— $v_{\text{вых}}=0,94$; — — — $v_{\text{вых}}=0,96$; - · - · - $v_{\text{вых}}=0,98$.

При этом рациональные величины степени повышения давления ГТД лежат в диапазоне 12...14 (при $T_3 = 1300\text{K}$), 16...18 ($T_3 = 1400\text{K}$) и 23...25 ($T_3 = 1500\text{K}$). Следует отметить, что во всех рассмотренных вариантах максимум КПД достигнут при значениях ΔT_{II} , соответствующих нижнему пределу диапазона варьирования (см. табл. 1). Решение задачи оптимизации позволило также установить влияние параметров $\bar{Q}_{II}$ и $v_{\text{вых}}$ на оптимальное значение π_K (см. рис. 3). Как следует из приведенных данных, снижение величины $\bar{Q}_{II}$ и (или) повышение $v_{\text{вых}}$ приводит к росту КПД ГТУ на базе АТЭР и снижению оптимального значения π_K (см. рис. 2).

В практике создания ГТУ достаточно часто возникает ситуация, при которой требуется принятие значений ряда параметров, отличающиеся от оптимальных их значений. Вследствие наличия ограничений по компоновке и габаритам оборудования на объекте, величина ΔT_{II} может быть увеличена директивным порядком. Это приводит к снижению КПД, в соответствии с данными [5]. Так, при увеличении ΔT_{II} от 30К до 80К при постоянном значении π_K величина КПД ГТУ на базе АТЭР снизится на 2,5...3,0%.

Существенное нивелирование указанного негативного явления возможно путем выбора рациональных параметров ГТУ на базе оптимизации ее параметров при дополнительном условии заданного значения ΔT_{II} (рис. 3). В условиях, аналогичных рас-

смотренным выше, снижение КПД за счет отклонения ΔT_{II} уменьшится в два раза. Такое решение задачи оптимизации ГТУ соответствует локальным оптимумам ее эффективности.

Приведенные ниже данные свидетельствуют, что при отклонении термодинамических, гидравлических и технологических параметров ГТУ на базе АТЭР от оптимальных значений происходит снижение рациональной величины суммарной степени повышения давления ГТД. В рассматриваемом диапазоне параметров его величина достигнет 3...3,5 ед.

Следует отметить, что и в условиях нахождения локальных максимумов сохранилась тенденция к снижению значений π_K при уменьшении затрат энергии на ТП (см. рис. 3).

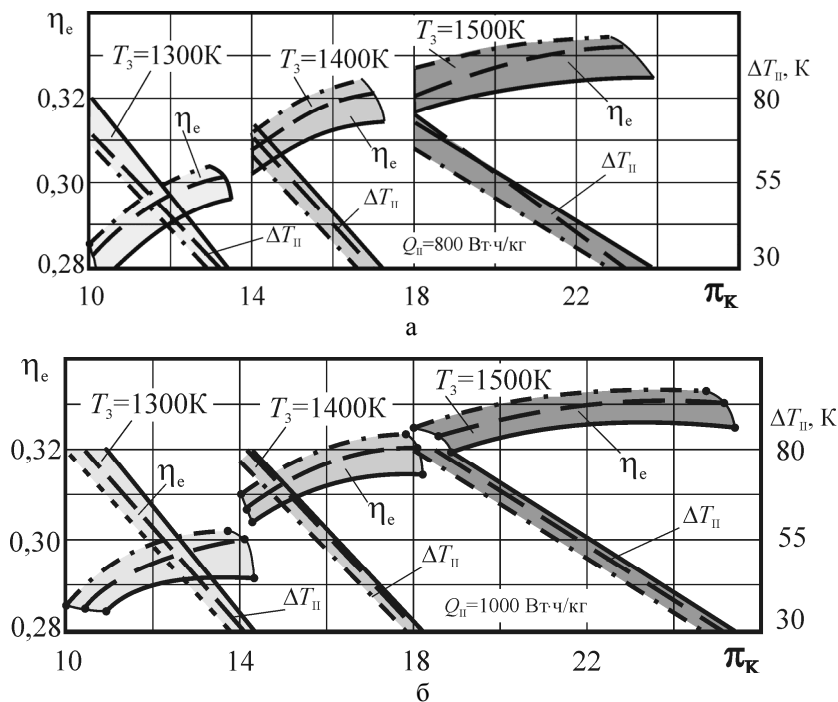


Рис. 3. Эффективность ГТУ, использующих АТЭР и взаимосвязь ее параметров:

а– $Q_{II} = 800 \text{ Вт·ч/кг}$; б– $Q_{II} = 1000 \text{ Вт·ч/кг}$

— $v_{\text{вых}} = 0,94$; — — — $v_{\text{вых}} = 0,96$; - - - - - $v_{\text{вых}} = 0,98$.

Выводы

1. Методами математического моделирования показано, что в диапазоне изменения коэффициента восстановления полного давления 0,94...0,98, удельных затрат тепла на вторую ступень ТП – 800...1000 Вт·ч/кг, температурного напора на выходе второй ступени ТП – 30К...80К значение степени повышения давления, соответствующее максимуму КПД ГТУ, составит 12,4...14 при $T_3 = 1300\text{К}$; 16,5...18, при $T_3 = 1400\text{К}$ и 23...25 при $T_3 = 1500\text{К}$.

2. В этих же условиях величина эффективного КПД ГТУ на базе АТЭР изменяется в диапазоне 0,292...0,305 при $T_3 = 1300\text{К}$; 0,315...0,325 при $T_3 = 1400\text{К}$; и 0,320...0,334 при $T_3 = 1500\text{К}$.

3. Определена зависимость рационального значения суммарной степени повышения давления компрессоров ГТД от значений температурного напора на выходе второй ступени ТП, температуры T_3 , величины коэффициента восстановления полного давления и удельных затрат тепла на вторую ступень ТП.

Литература

1. Головащенко А.Ф. Энерготехнологические газотурбинные комплексы на базе альтернативных топлив / А.Ф. Головащенко, Б.Г. Тимошевский, М.Р. Ткач // Судовое и энергетическое газотурбостроение. Научно-технический сборник. Т. 1. – Николаев: НПКГ «Зоря»-«Машпроект», НО ИАУ, 2004. – С. 281-285.
2. Ткач М.Р. Моделирование влияния технологических параметров на эффективность газотурбинных энергетических установок с ДКС для специализированных технологических судов / М.Р. Ткач // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – №10(26). – С. 111-115.
3. Газотурбинные двигатели для энергетики и газотурбинные электростанции. – Николаев: НПКГ «Зоря»-«Машпроект», 2004. – 20 с.

4. Ткач М.Р. Характеристики ГТУ с дополнительной камерой сгорания, использующих альтернативные топливные ресурсы / М.Р. Ткач // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. – №7(54). – С. 142-144.

5. Ткач М.Р. К выбору параметров газотурбинных установок, использующих альтернативные топливные ресурсы / М.Р. Ткач // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – №10(57). – С. 112-114.

6. Попырин Л.С. Математическое моделирование и оптимизация теплоэнергетических установок / Л.С. Попырин. – М.: Энергия, 1978. – 415 с.

7. Борисенко В.Д. Исследования по оптимизации...турбин: дисс. ... канд. техн. наук / Борисенко В.Д. – 1977. – 198 с.

Поступила в редакцию 2.06.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., профессор кафедры турбин С.И. Сербин, Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Николаев.

ЕФЕКТИВНІСТЬ ГАЗО-ПАРОТУРБІННИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК, ЩО ВИКОРИСТОВУЮТЬ АЛЬТЕРНАТИВНІ ПАЛИВНІ РЕСУРСИ

М.Р. Ткач, Б.Г. Тимошевський

На базі вирішення задачі оптимізації визначено ефективні значення ККД газотурбінних установок, що використовують альтернативні паливні ресурси. В діапазоні значень середньомасової температури газів перед турбіною високого тиску ($T_3 = 1300\text{K} \dots 1500\text{K}$) КПД ГТУ складає 0,29...0,34. Визначено вплив параметрів технологічного процесу на ККД та оптимальні параметри ГТУ. Доведена наявність локальних оптимумів параметрів в умовах обласних обмежень. Доведено, що наслідком відхилення термодинамічних, гідравлічних та технологічних параметрів ГТУ від оптимальних значень є зниження локального оптимуму сумарного ступеню підвищення тиску компресорів ГТД.

Ключові слова: газотурбінні установки, альтернативне паливо, оптимізація, параметри.

EFFICIENCY GT POWER PLANTS, USING ALTERNATIVE FUEL RESOURCES

M.R. Tkach, B.G. Tymoshevskyy

On the basis of the decision of a task of optimization the effective meanings of GT power plants using alternative fuel resources are determined. In a range of sizes temperature of gases in front of the turbine of high pressure GT ($T_3 = 1300\text{K} \dots 1500\text{K}$) the efficiency GT will make 0,29 ... 0,34. The influence of parameters of technological process on efficiency and optimum parameters GT is shown. The presence of local optimum of parameters in conditions of regional restrictions is revealed. Is shown, that at a deviation of thermodynamic, hydraulic and technological parameters GT from optimum meanings there is a reduction of a local optimum of size of a total degree of increase of pressure GT.

Key words: GT power plants, alternative fuel, optimization, parameters.

Ткач Михаил Романович – д-р техн. наук, зав. кафедрой теоретической механики, Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: MTkach@usmtu.edu.ua.

Тимошевський Борис Георгиевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой двигателей внутреннего сгорания, Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Украина, Николаев, e-mail: BTymoshevskyy@usmtu.edu.ua.

УДК 621.577

А.Н. РАДЧЕНКО

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ТРИГЕНЕРАЦИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ПРОСТОГО ЦИКЛА

Выполнен анализ теплового потенциала уходящих газов газотурбинных двигателей простого цикла и выявлены резервы повышения мощности и коэффициента полезного действия газотурбинных двигателей путем предварительного охлаждения наружного воздуха в эжекторных теплоиспользующих холодильных машинах, утилизирующих теплоту уходящих газов. Показано, что предварительное охлаждение наружного воздуха перед компрессором газотурбинных двигателей в эжекторных теплоиспользующих холодильных машинах обеспечивает значительное повышение мощности и коэффициента полезного действия двигателей.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, простой цикл, предварительное охлаждение воздуха, уходящие газы, низкокипящее рабочее тело, теплоиспользующая холодильная машина.

1. Состояние проблемы, постановка цели исследования

Эффективность ГТД простого (нерегенеративного) цикла существенно зависит от температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ на входе компрессора. Так, увеличение $t_{\text{нв}}$ на 10 °С вызывает уменьшение мощности тяжелых стационарных ГТД типа FR-7 на 5...9 %, а мощность конвертированных авиационных ГТД типа LM-6000 с повышением температуры $t_{\text{нв}}$ от 15 до 35 °С снижается на 20 % по сравнению с ее значениями при температуре $t_{\text{нв}} = 15$ °С, соответствующей ISO 3977 [1].

Существенное ухудшение показателей ГТД (мощности, КПД, удельного расхода топлива) с повышением $t_{\text{нв}}$ послужило толчком к поиску путей демпфирования отрицательного влияния неблагоприятных климатических условий, и прежде всего предварительным охлаждением наружного воздуха на входе в компрессор ГТД. Наибольшее распространение в ГТД получило испарительное охлаждение воздуха, при котором деминерализованная вода под высоким давлением впрыскивается форсунками тонкого распыла в воздушный поток на входе компрессора ГТД [1 – 3].

Потенциальная глубина предварительного, до входа в компрессор, охлаждения наружного воздуха при испарительном охлаждении определяется разностью его температур по сухому и мокрому термометрам, зависящей, прежде всего, от его относительной влажности. Так, например, при относительной влажности наружного воздуха 45 % и его температуре 40 °С воздух может быть охлажден всего лишь на 13 °С.

При необходимости более глубокого охлаждения наружного воздуха, а также в случае его повышенных влажности и температуры прибегают к поверхностному охлаждению воздуха с помощью холодильных машин, т.е. переходят на тригенерацию – производство холода в дополнение к механической (или электрической) и тепловой энергии. Поскольку в ГТД простого цикла тепловые потери с уходящими газами составляют более 60 % теплоты сгорания топлива, то целесообразно утилизировать сбросную теплоту газов в теплоиспользующих холодильных машинах (ТХМ), а полученный холод использовать для снижения температуры воздуха на входе ГТД [4 – 7].

Цель исследования – оценка эффективности предварительного охлаждения воздуха ГТД простого цикла в теплоиспользующих холодильных машинах, утилизирующих теплоту уходящих газов.

2. Изложение результатов исследования

Известны ТХМ абсорбционного [8, 9] и эжекторного [4–7] типов. В эжекторных ТХМ (ЭТХМ) эжектор выполняет функцию компрессора. Применение ЭТХМ не приведет к заметному усложнению системы воздухоподготовки ГТД, поэтому они и были объектом исследования. Схема ЭТХМ предварительного охлаждения наружного воздуха перед компрессором приведена на рис. 1. В ЭТХМ используется низкокипящее рабочее тело (НРТ).

Эжекторная ТХМ состоит из паросилового и холодильного контуров. Паросиловой контур служит для получения паров НРТ высокого давления, энергия которых используется в эжекторе для под-

жания паров НРТ низкого давления, всасываемых из испарителя-воздухоохладителя (И-ВО) холодильного контура, до давления в конденсаторе.

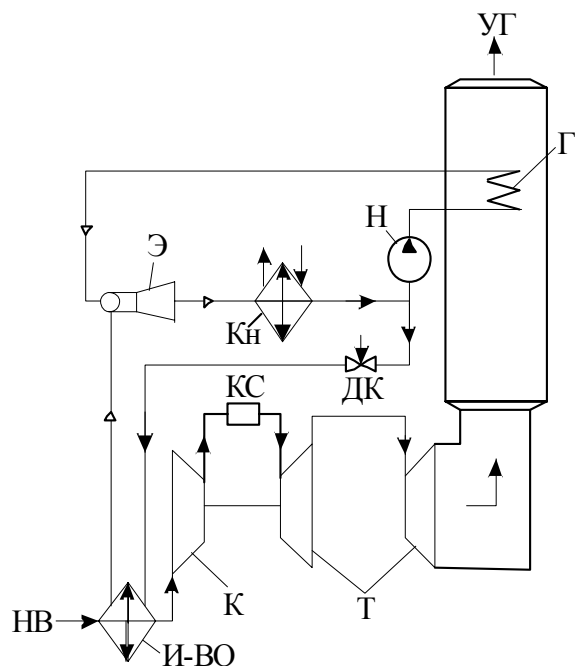


Рис. 1. Схема эжекторной ТХМ, использующей теплоту уходящих газов для охлаждения воздуха на входе компрессора ГТД:
К – компрессор; КС – камера сгорания; Т – турбина;
И-ВО – испаритель-воздухоохладитель;
Г – генератор пара НРТ;
Э – эжектор; КН – конденсатор НРТ;
Н – насос; ДК – дроссельный клапан;
НВ – наружный воздух; УГ – уходящие газы

Жидкий НРТ после конденсатора делится на два потока: первый – подается насосом в генератор, где он нагревается и испаряется при высоком давлении за счет теплоты, отводимой от уходящих газов, а второй – дросселируется в дроссельном клапане и направляется в И-ВО, где испаряется при низком давлении и соответственно температуре, отводя теплоту от наружного воздуха на входе компрессора ГТД. Пары НРТ всасываются из И-ВО эжектором и подаются в конденсатор. Эжектор совмещает функции детандера паросилового контура (расширение пара НРТ происходит в его сопле) и компрессора холодильного контура (повышение давления пара НРТ, всасываемого из И-ВО, происходит в его камере смешения и диффузоре). В генераторе НРТ нагревается от температуры конденсации t_k до температуры его испарения t_i (экономайзерная секция) и испаряется при t_i (испарительная секция).

Основной причиной сравнительно низкой эффективности ГТД, особенно простого цикла, являются значительные тепловые потери с уходящими газами. На рис. 2 приведены значения температуры

уходящих газов при температурах наружного воздуха $t_{нв} = 15^\circ\text{C}$ (ISO 3977) и $t_{нв} = 40^\circ\text{C}$ для 15 двигателей, которые охватывают диапазон мощностей 5...260 МВт и включают все три категории ГТД: традиционные стационарные ГТД с температурой газов на входе в турбину – после камеры сгорания $t_3 < 1200^\circ\text{C}$; усовершенствованные стационарные ГТД с температурой газов $t_3 > 1200^\circ\text{C}$; конвертированные авиационные ГТД [2].

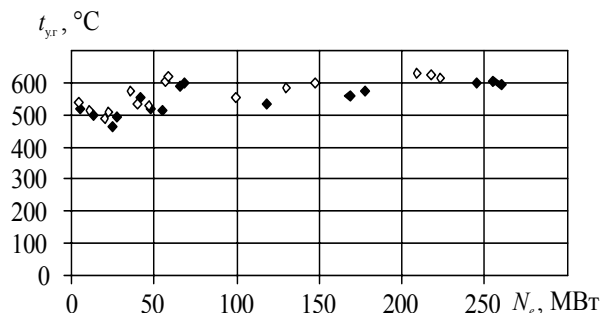


Рис. 2. Значения температуры уходящих газов t_{yg} в зависимости от мощности ГТД N_e при температурах наружного воздуха $t_{нв}$:
♦ – $t_{нв} = 15^\circ\text{C}$; ◊ – $t_{нв} = 40^\circ\text{C}$

Как видно, во всем диапазоне мощностей уходящие газы имеют высокую температуру: $t_{yg} = 500...600^\circ\text{C}$, что свидетельствует о значительных тепловых потерях. Тепловые потери с уходящими газами представляют собой тепловой потенциал, который может быть реализован в ЭТХМ для производства холода, а тот, в свою очередь, – для охлаждения наружного воздуха на входе ГТД.

Значения приращения мощности ΔN_e ГТД за счет предварительного охлаждения наружного воздуха перед компрессором в ЭТХМ в диапазоне мощностей ГТД $N_e = 5...260$ МВт представлены на рис. 3. Расчеты выполнены для массива, включающего 15 двигателей и охватывающего все три вышеуказанные категории ГТД [2].

Приращения КПД ГТД $\Delta \eta_e$ за счет предварительного охлаждения наружного воздуха перед компрессором в ЭТХМ для рассматриваемого ряда ГТД приведены на рис. 4.

Из рис. 3, а и 4, а видно, что применение ЭТХМ для предварительного охлаждения наружного воздуха перед компрессором от $t_{нв} = 40^\circ\text{C}$ до 15°C , т.е. на величину $\Delta t_{нв} = 25^\circ\text{C}$, обеспечивает повышение мощности ГТД на 15...20 % и их КПД на 4...7 %, причем для большинства ГТД $\Delta \eta_e = 5...7\%$.

При охлаждении наружного воздуха на величину $\Delta t_{нв} = 40^\circ\text{C}$ (от $t_{нв} = 55^\circ\text{C}$ до 15°C) приращение показателей возрастают практически в 1,5 раза и составляют для мощности ГТД: $\Delta N_e = 20...30\%$ (для большинства ГТД $\Delta N_e \approx 25\%$), а для КПД: $\Delta \eta_e = 8...12\%$ (рис. 3, б и 4, б).

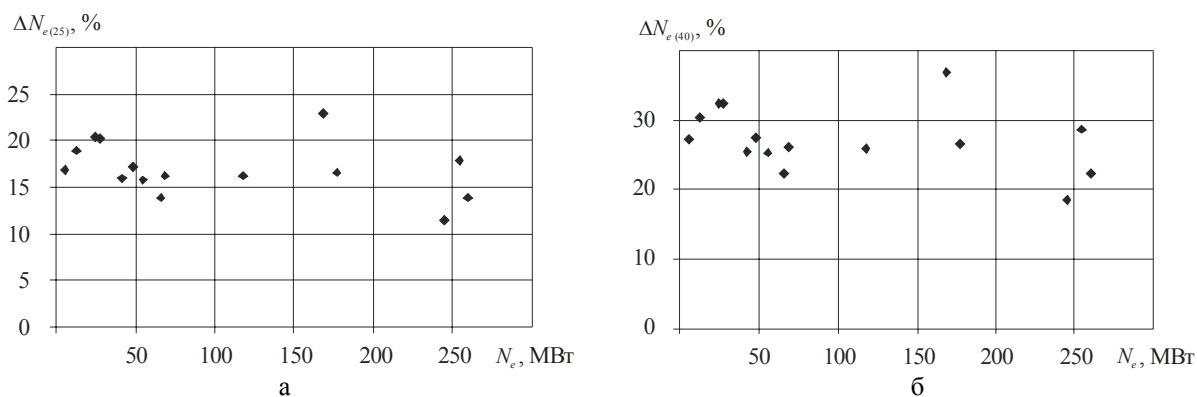


Рис. 3. Приращение мощности ΔN_e ГТД за счет предварительного охлаждения наружного воздуха перед компрессором в ЭТХМ при разных мощностях ГТД N_e :
а – снижение температуры воздуха в ЭТХМ на величину $\Delta t_{нв} = 25$ °C:
от $t_{нв} = 40$ °C до 15 °C; б – $\Delta t_{нв} = 40$ °C: от $t_{нв} = 55$ °C до 15 °C

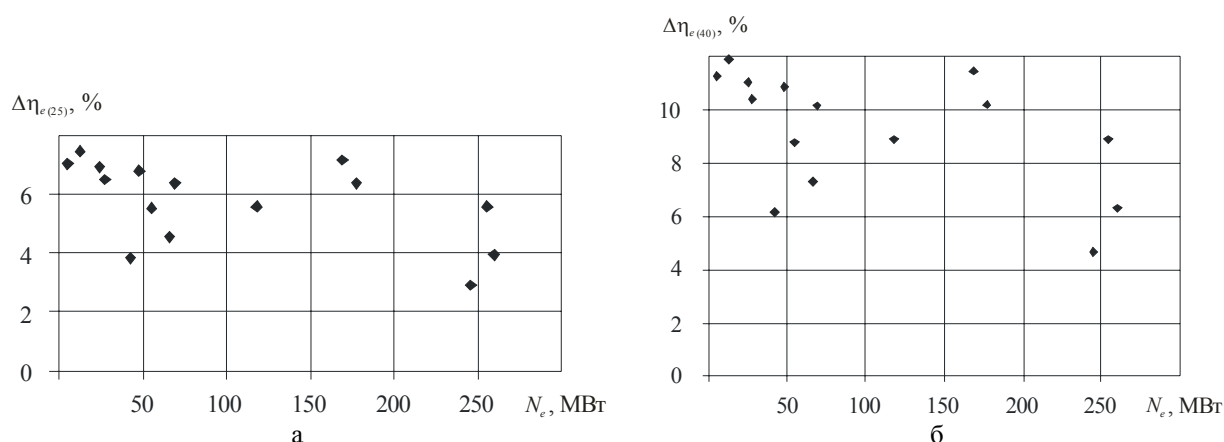


Рис. 4. Приращение КПД ГТД $\Delta \eta_e$ за счет предварительного охлаждения наружного воздуха перед компрессором в ЭТХМ при разных мощностях ГТД N_e :
а – снижение температуры воздуха в ЭТХМ на величину $\Delta t_{нв} = 25$ °C:
от $t_{нв} = 40$ °C до 15 °C; б – $\Delta t_{нв} = 40$ °C: от $t_{нв} = 55$ °C до 15 °C

На рис. 5 приведены значения располагаемого теплового потенциала уходящих газов Q_T и холодопроизводительности Q_0 , полученной путем его пол-

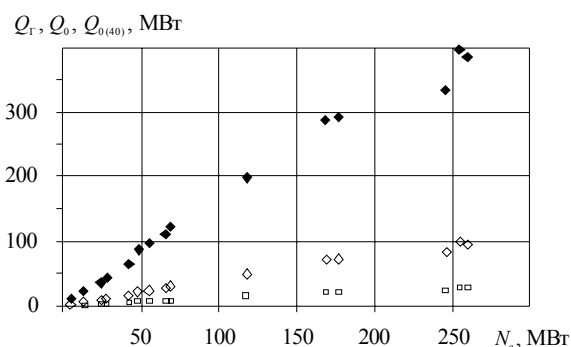


Рис. 5. Располагаемые тепловой потенциал уходящих газов Q_T и холодопроизводительности Q_0 , полученные путем его полной реализации в ЭТХМ, а также холодопроизводительности $Q_{0(40)}$, необходимые для охлаждения наружного воздуха перед ГТД на 40 °C в зависимости от мощности ГТД N_e : $\blacklozenge$ – Q_T ; $\diamond$ – Q_0 ; $\square$ – $Q_{0(40)}$

ной реализации в ЭТХМ, а также ее величины $Q_{0(40)}$, необходимой для охлаждения воздуха перед ГТД на 40 °C: от $t_{нв} = 55$ °C до 15 °C, в зависимости от мощности ГТД N_e при температуре наружного воздуха $t_{нв} = 15$ °C (ISO 3977).

Как видно, располагаемый тепловой потенциал уходящих газов гораздо больше той величины, которая необходима для снижения температуры наружного воздуха перед компрессором ГТД на 40 °C с помощью эжекторных ТХМ.

Выводы

1. Выполнен анализ теплового потенциала уходящих газов для ГТД простого цикла и выявлены резервы повышения мощности и КПД ГТД путем предварительного охлаждения наружного воздуха перед компрессором ГТД в эжекторных ТХМ.

2. Предварительное охлаждение воздуха перед компрессором ГТД в эжекторных ТХМ обеспечива-

ет повышение мощности двигателей на 15...30 % и КПД на 5...12 %.

3. Для предварительного охлаждения воздуха в эжекторной ТХМ расходуется менее 50 % располагаемого теплового потенциала уходящих газов.

Литература

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

2. Bhargava R. Parametric analysis of combined cycles equipped with inlet fogging / R. Bhargava, M. Bianchi, F. Melino, A. Peretto // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002*. – Paper GT-2003-38187. – 12 p.

3. Радченко А.Н. Тригенерация в газотурбинных установках газоперекачивающих станций / А.Н. Радченко // *Техногенна безпека: Наукові праці МДГУ ім. П.Могили*. – Миколаїв: МДГУ, 2008. – Т. 77, Вип. 64. – С. 11-18.

4. Билека Б.Д. Высокоэффективные теплоутилизационные контуры на низкикипящих рабочих телах для ГПТУ / Б.Д. Билека, Н.И. Радченко, А.А. Сирота // *Вестник двигателестроения*. – 2004. – №2. – С. 8-12.

5. Bortmany J.N. Assessment of aqua-ammonia refrigeration for pre-cooling gas turbine inlet air / J.N. Bortmany // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002*. – Paper GT-2002-30657. – 12 p.

6. Arai M. Development of Future Marine Gas Turbine in Japan (Super Marine Gas Turbine) / M. Arai, T. Sugimoto, H. Miyaji // *SMGT, Tokyo, 2002*.

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

Поступила в редакцию 12.02.2009

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

ТРИГЕНЕРАЦІЯ В ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНАХ ПРОСТОГО ЦИКЛУ

А.М. Радченко

Виконано аналіз теплового потенціалу відхідних газів газотурбінних двигунів простого циклу і виявлено резерви підвищення потужності та коефіцієнта корисної дії газотурбінних двигунів шляхом попереднього охолодження зовнішнього повітря в ежекторних тепловикористовуючих холодильних машинах, що утилізують теплоту відхідних газів. Показано, що попереднє охолодження зовнішнього повітря перед компресором газотурбінних двигунів в ежекторних тепловикористовуючих холодильних машинах забезпечує значне підвищення потужності та коефіцієнта корисної дії двигунів.

Ключові слова: газотурбінний двигун, простий цикл, попереднє охолодження повітря, відхідні гази, низькикипляче робоче тіло, тепловикористовуюча холодильна машина.

TRIGENERATION IN GAS TURBINE ENGINES OF SIMPLE CYCLE

A.N. Radchenko

The heat potential of exhaust gases in gas turbine engines of simple cycle was analyzed and reserves of increase in power and efficiency of gas turbine engines by precooling of ambient air in ejector waste heat recovery refrigeration machines utilizing a heat of exhaust gases have been revealed. It was shown that precooling of ambient air before the compressor of gas turbine engines in ejector waste heat recovery refrigeration machines provides a considerable increase in power and efficiency of engines.

Key words: gas turbine engine, simple cycle, air precooling, exhaust gases, low boiling working fluid, waste heat recovery refrigeration machine.

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

УДК 621.577

Н.И. РАДЧЕНКО¹, А.А. СТАХЕЛЬ², А.А. СИРОТА³, Д.В. КОНОВАЛОВ¹¹ *Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина*² *Щецинский технический университет, Польша*³ *Черноморский государственный университет им. П. Могилы, Украина*

НАПРАВЛЕНИЯ УТИЛИЗАЦИИ ТЕПЛА В СУДОВЫХ ДИЗЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ И ИХ РЕАЛИЗАЦИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ХОЛОДА

Проанализированы направления утилизации теплоты уходящих газов и наддувочного воздуха судовых дизельных установок. Выявлены резервы дальнейшего повышения эффективности дизельных установок путем охлаждения воздуха на входе дизелей. Показано, что применение теплоиспользующих систем охлаждения воздуха с комплексной утилизацией теплоты уходящих газов и наддувочного воздуха обеспечивает приращение КПД дизелей на 2...3 %. Предложены схемные решения систем охлаждения наружного воздуха дизелей с комплексной утилизацией разных источников сбросной теплоты.

Ключевые слова: дизельная установка, утилизация, уходящие газы, предварительное охлаждение воздуха, теплоиспользующая холодильная машина, низкокипящее рабочее тело.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Большинство судовых дизельных установок (ДУ) представляют собой установки когенерационного типа, в которых наряду с механической (электрической) получают тепловую энергию в утилизационном котле (УК). Основным направлением в утилизации вторичных энергоресурсов (ВЭР) ДУ является утилизация избыточной, сверх необходимой для наддува, энергии уходящих газов наддувочных турбокомпрессоров (ТК) в паровых турбинах (ПТ) с использованием полученной механической энергии для привода гребного вала или электрогенератора. Утилизационные ПТ образуют единые энергоиспользующие комплексы с дополнительными газовыми турбинами (ГТ), утилизирующими избыточную энергию уходящих газов ГД и установленными на байпасной линии в обход основной утилизационной ГТ ТК. Мощность, получаемая дополнительно в таких турбокомпаундных системах (ТКС), составляет 8...11 % мощности главного дизеля (ГД), что равнозначно повышению КПД на 4,0...5,5 % [1].

Из-за сложности и большой стоимости применение ТКС для малооборотных дизелей (МОД) мощностью меньше 20 МВт нецелесообразно, поскольку срок их окупаемости превышает 12 лет [1]. На частичных режимах работы ГД эффективность ТКС резко снижается: производимая в ТКС мощность уменьшается почти в три раза при снижении нагрузки на ГД до 50 % [1]. Причина – уменьшение расхода уходящих газов. Поэтому при уменьшении

нагрузки ГД ниже 50 % все уходящие газы направляются на основную ГТ ТК.

Остается нерешенной проблема ухудшения экономичности ГД при повышенных температурах наружного воздуха $t_{нв}$ на входе ТК, следствием чего является увеличение удельного расхода топлива b_e на 0,5...0,7 % на каждые 10 °С повышения $t_{нв}$ [1]. Поскольку с увеличением $t_{нв}$ возрастают потери теплоты с уходящими газами, то целесообразно утилизировать их теплоту в теплоиспользующих холодильных машинах (ТХМ), а холод использовать для охлаждения воздуха на входе дизелей, наддувочного воздуха или пресной воды внутреннего контура ОНВ.

Охлаждение воздуха на входе судовых ГТД бромистолитиевыми абсорбционными ТХМ использовано фирмой "Kawasaki Heavy Industries, LTD" [2]. Снижение температуры $t_{нв}$ от 30 °С до 15 °С обеспечило повышение КПД когенерационной ГТУ от 51 % до 58 %.

Цель работы – анализ целесообразности применения ТХМ для охлаждения воздуха ДУ.

2. Результаты исследования

Конструктивно наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются эжекторные холодильные машины (ЭХМ) на низкокипящих рабочих телах (НРТ), в которых функцию компрессора выполняет эжектор [3]. Применение НРТ позволяет утилизировать теплоту ВЭР низкого температурного уровня, причем без необходимости поддержания вакуума в испарителе ЭХМ. Эффективность ЭХМ,

характеризуемая тепловым коэффициентом $\zeta = Q_0/Q_r$, представляющим собой отношение холодопроизводительности Q_0 (теплоты, отведенной от воздуха на входе двигателя к НРТ, кипящему в испарителе при низких давлениях и соответственно температуре) к теплоте Q_r , подведенной к кипящему НРТ высокого давления от уходящих газов или других ВЭР, невысокая. Так, для ЭХМ на хладагоне R142B, R600, R600a, R290 $\zeta = 0,2 \dots 0,3$. С целью

достижения максимально возможных снижения температуры циклового воздуха судовых ДВС и соответственно повышения их экономичности целесообразно задействовать и другие, помимо уходящих газов, ВЭР (наддувочный воздух, охлаждающую воду), т.е. прибегать к комплексному использованию ВЭР ДВС.

Схемы ЭХМ для охлаждения воздуха на входе ДВС приведены на рис. 1.

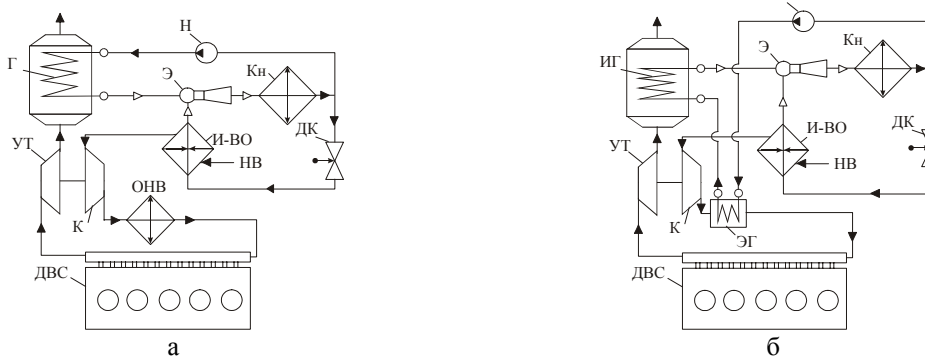


Рис. 1. Схемы ЭХМ, использующих теплоту уходящих газов (а), газов и наддувочного воздуха (б) для охлаждения воздуха на входе ДВС: Г – генератор паров НРТ; ЭГ и ИГ – экономайзерная и испарительная секции генератора; Э – эжектор; Кн – конденсатор; Н – насос; ДК – дроссельный клапан; И-ВО – испаритель-воздухоохладитель; ОНВ – охладитель наддувочного воздуха водяной; К – компрессор; УТ – утилизационная газовая турбина; НВ – наружный воздух

Генератор паров НРТ высокого давления состоит из двух секций: экономайзерной и испарительной. В экономайзерной секции происходит нагрев жидкого НРТ от температуры конденсации t_k до температуры кипения t_r при высоком давлении, в испарительной – кипение жидкого НРТ с образованием паров высокого давления, являющихся силовым потоком в эжекторе. Тепловые нагрузки испарительной и экономайзерной секций связаны между собой соотношением теплоты фазового перехода НРТ в испарительной секции при t_r и теплоты, необходимой для нагрева жидкого НРТ от t_k до t_r в экономайзерной секции.

Результаты расчетов снижения температуры Δt_b воздуха на входе ДВС в ЭХМ при утилизации теплоты уходящих газов после УК ($t_{r1} = 180^\circ\text{C}$) приведены на рис. 2. Температура кипения в испарителе принималась $t_0 = 0^\circ\text{C}$; конденсации $t_k = 35^\circ\text{C}$, уходящих газов после генератора $t_{r2} = 160^\circ\text{C}$ и перед генератором $t_{r1} = 180^\circ\text{C}$. НРТ – хладагент R142b.

Как видно, из-за весьма малого перепада температур уходящих газов, срабатываемого в ЭХМ, $\Delta t_{gr} = t_{r1} - t_{r2} = 20^\circ\text{C}$, снижение температуры воздуха на входе ДВС очень малое $\Delta t_b = 3,5 \dots 4,0^\circ\text{C}$, что говорит о нецелесообразности утилизации теплоты уходящих газов после УК.

Ситуация улучшается при утилизации в ЭХМ теплоты уходящих газов после ГТ ТК с температурой $t_{r1} = 250^\circ\text{C}$ (рис. 3, а), когда снижение темпера-

туры Δt_b воздуха на входе ДВС в ЭХМ составляет $\Delta t_b = 16 \dots 18^\circ\text{C}$, причем в случае использования в экономайзерной секции генератора ЭХМ другого

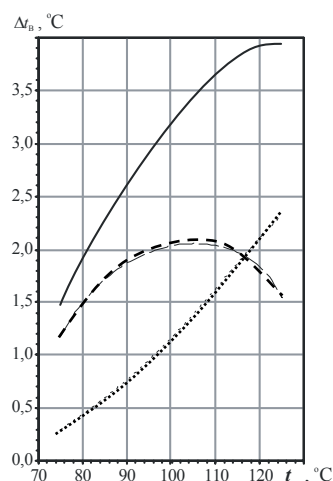


Рис. 2. Снижение температуры Δt_b воздуха на входе ДВС в зависимости от температуры кипения хладагona R142b в генераторе ЭХМ t_r при температуре уходящих газов после генератора $t_{r2} = 160^\circ\text{C}$ и перед генератором $t_{r1} = 180^\circ\text{C}$ (генератор и экономайзер в газопотоке после УК); — — за счет отвода теплоты генератором в целом; - - - - испарительной секцией; ... — экономайзером

источника теплоты, например наддувочного воздуха (схема на рис. 1, б), величина Δt_b практически удваивается: $\Delta t_b = 30 \dots 35^\circ\text{C}$ (рис. 3, б), что обеспечи-

вает довольно существенное абсолютное приращение КПД ДВС: $\bar{z} = 1,5...2,0\%$ (рис. 4, б).

При оценке влияния уменьшения температуры Δt_b воздуха на эффективность ДВС исходили из то-

го, что каждые $10\text{ }^\circ\text{C}$ снижения температуры Δt_b воздуха на входе ДВС обеспечивают $0,5\%$ абсолютного прироста КПД двигателя [1].

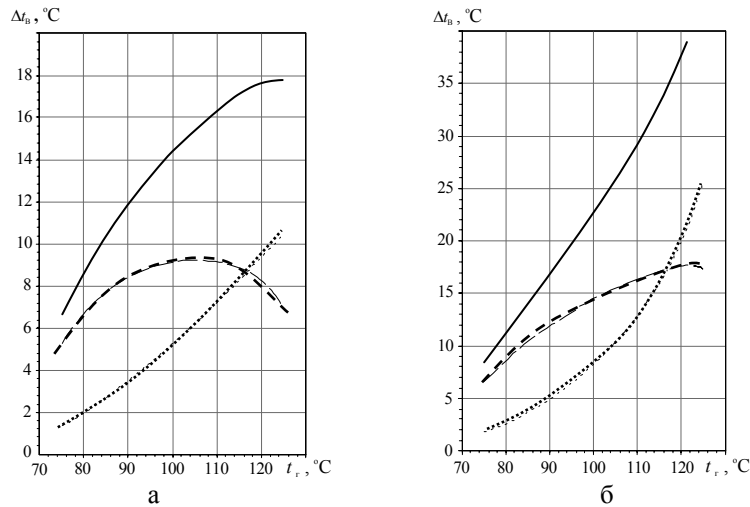


Рис. 3. Снижение температуры Δt_b воздуха на входе ДВС в зависимости от температуры кипения НРТ в генераторе t_r при температуре уходящих газов после генератора $t_{r2} = 150\text{ }^\circ\text{C}$ и перед генератором $t_{r1} = 250\text{ }^\circ\text{C}$: а – экономайзер генератора в газоходе; б – экономайзер на наддувочном воздухе; — за счет отвода теплоты генератором в целом; - - - испарительной секцией; экономайзерной секцией

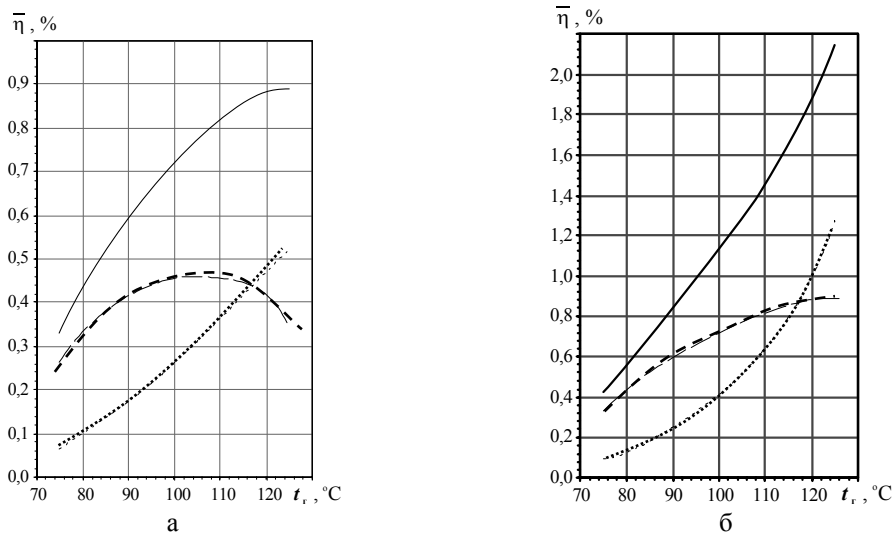


Рис. 4. Абсолютное приращение КПД ДВС $\bar{z}$ в зависимости от температуры кипения НРТ в генераторе t_r при температуре уходящих газов перед генератором $t_{r1} = 250\text{ }^\circ\text{C}$: а – экономайзер генератора в газоходе; б – экономайзер на наддувочном воздухе; — за счет отвода теплоты генератором в целом; - - - испарительной секцией; экономайзерной секцией

Из приведенного видно, что приращение КПД ДВС за счет предварительного охлаждения циклового воздуха в эжекторных ТХМ примерно в два раза меньше, чем повышение КПД за счет утилизации теплоты уходящих газов в ТКС. Однако следует учитывать, что ЭХМ конструктивно просты, их стоимость и сроки окупаемости в несколько раз меньше. Но главное – ТХМ занимают нишу мощного ряда ДВС (от сотен кВт до $20...50\text{ МВт}$), в

которой применение ТКС экономически неоправданно.

Поскольку тепловые коэффициенты абсорбционных ТХМ примерно в два раза больше, чем ЭХМ, то соответственно выше и прирост КПД ДУ за счет охлаждения циклового воздуха (на входе и наддувочного) в АХМ по сравнению с ЭХМ: $\bar{z} = 3...4\%$ и выше [3].

Выводы

Применение ТХМ, использующих теплоту уходящих газов и наддувочного воздуха для предварительного охлаждения воздуха на входе судовых дизелей обеспечивает абсолютное приращение их эффективных КПД: $\bar{\eta} = 1,5 \dots 2,0 \%$ в случае эжекторных ТХМ, $\Delta\eta = 3 \dots 4 \%$ для АХМ.

Литература

1. *Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission: MAN B&W*

Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005. Электронный ресурс. – Режим доступа: <http://www.mandiesel.com/files/news/files/5055/P3339161.pdf>.

2. Arai M. *Development of Future Marine Gas Turbine in Japan (Super Marine Gas Turbine)* / M. Arai, T. Sugimoto, H. Miyaji // *SMGT, Tokyo, 2002.*

3. Радченко Р.Н. Теплоиспользующие системы охлаждения циклового воздуха судовых ДВС на базе эжекторной и абсорбционной холодильных машин / Р.Н. Радченко, А.А. Сирота, Д.В. Коновалов, Н.И. Радченко // *Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – №10(57). – С. 123–127.*

Поступила в редакцию 14.04.2009

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

НАПРЯМИ УТИЛІЗАЦІЇ ТЕПЛА В СУДНОВИХ ДИЗЕЛЬНИХ УСТАНОВКАХ ТА ЇХ РЕАЛІЗАЦІЯ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ХОЛОДУ

М.І. Радченко, А.А. Стахель, О.А. Сирота, Д.В. Коновалов

Проаналізовано напрями утилізації тепла відхідних газів і наддувочного повітря судових дизельних установок. Виявлено резерви подальшого підвищення ефективності дизельних установок шляхом охолодження повітря на вході дизелів. Показано, що застосування тепловикористовуючих систем охолодження повітря з комплексною утилізацією теплоти відхідних газів та наддувочного повітря забезпечує прирощення ККД дизелів на 2...3 %. Запропоновані схемні рішення систем охолодження зовнішнього повітря дизелів із комплексною утилізацією різних джерел скидної теплоти.

Ключові слова: дизельна установка, утилізація, відхідні гази, попереднє охолодження повітря, тепловикористовуюча холодильна машина, низькокипляче робоче тіло.

THE WAYS OF UTILIZATION OF HEAT IN MARINE DIESEL UNITS AND THEIR REALIZATION BY APPLICATION OF REFRIGERATION

N.I. Radchenko, A.A. Stachel, A.A. Sirota, D.V. Kononov

The ways of utilizing the heat of exhaust gases and scavenge air in marine diesel units has been analyzed. The reserves of further increasing the efficiency of diesel units by cooling of air at the inlet of diesels are revealed. It was shown, that the application of waste heat recovery cooling systems of air with complex utilization of heat of exhaust gases and scavenge air provides increasing the efficiency of diesels by 2...3 %. The schemes of systems for cooling of air of diesels with complex utilization of various exhaust heat sources have been proposed.

Key words: diesel unit, utilization, exhaust gases, precooling of air, waste heat recovery refrigeration machine, low temperature boiling working fluid.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры кондиционирования и рефрижерации Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

Стахель Александр – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой технической теплотехники Щецинского технического университета, Щецин, Польша.

Сирота Александр Архипович – канд. техн. наук, доцент, зав. кафедрой техногенной безопасности Черноморского государственного университета имени Петра Могилы, Николаев, Украина.

Коновалов Дмитрий Викторович – канд. техн. наук, доцент кафедры судового машиностроения и энергетики Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

УДК 621.63

В.Т. ШЕПЕЛЬ

ОАО «Научно производственное объединение «Сатурн», Рыбинск, Россия

ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА СЕРТИФИКАЦИИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В докладе рассматриваются особенности отечественной и зарубежной сертификации авиационных ГТД. Показано, что Федеральные авиационные правила FAR-33 положены в основу Российских Авиационных правил (1994 г.). В редакции 2004 г. частично учтены и требования Европейских Авиационных правил CS-E. Формирование сертификационного базиса осуществляется на основе сертификационных листов соответствия. Показан механизм оформления сертификационных несоответствий. Показано, что наибольшее различие существует в определении ресурса деталей с ограниченным сроком службы. Управление ресурсом в CS-E достигается использованием трех планов: инженерного, производственного и эксплуатационного. Главной особенностью сертификационных испытаний ГТД является использование консервативного подхода, который основывается на том, что высокую степень уверенности в безопасности и надежности конструкции можно обеспечить за счет приложения заведомо больших нагрузок, чем те, которые использовались при проектировании с учетом возможных отказов. Показано, что ускорение сроков сертификации обеспечивается зачетностью сертификационных испытаний с первого раза, что достигается использованием большого объема инженерных испытаний, увеличением количества двигателей, предназначенных для целей сертификации, широким использованием поузловых сертификационных испытаний и термомеханического моделирования и расчетного анализа.

Ключевые слова: сертификация, авиационный двигатель, нормы летной годности, соответствие, испытания.

Введение

Сертификация – это подтверждение анализом, сравнительным анализом и/или испытаниями того, что идеология, заложенная при проектировании авиационного двигателя, и производственные возможности изготовителя отвечают требованиям безопасности и охраны окружающей среды, изложенным в Нормах летной годности. Выдача Сертификата Типа является официальным подтверждением того, что летная годность авиационного двигателя продемонстрирована до его ввода в эксплуатацию. Нормы летной годности, изложенные в авиационных правилах (АП), представляют свод требований, процедур и норм, выполнение которых является обязательным условием обеспечения безопасности полетов и охраны окружающей среды. Сертификация типа авиационной техники является обязательной и проводится под надзором государственных органов. В России таким органом является Авиационный регистр Межгосударственного авиационного комитета (АР МАК), в Европе – Европейское агентство авиационной безопасности (European Aviation Safety Agency (EASA)), а в США – Федеральная авиационная администрация (Federal Aviation Agency (FAA)).

В процессе сертификации авиационного двига-

теля наработка достигает от 6000 до 7000 часов, наработка основных деталей до 20000 циклов. Общее количество специальных испытаний превышает 40. Для прохождения сертификации обычно требуется от 8 до 10 двигателей, как минимум, с 4-мя переборками каждого из них. Испытания на летающей лаборатории по длительности занимают от 200 до 250 часов. На сертификацию обычно уходит от 1,5 до 2 лет. Общее количество сертификационных документов, в том числе сертификационных запросов на проведение сертификационных испытаний (Certification Test request (CT)) и сертификационных отчетов (Certification report (CR)) в процессе сертификации двигателя достигает 250 единиц. Учитывая актуальность задачи, в настоящем докладе представлен отечественный и зарубежный опыт сертификации авиационных двигателей.

Основная часть

Федеральные авиационные правила США (Federal Aviation Regular (FAR-33)) положены в основу Российских авиационных правил АП-33 (1994г.). В редакции 2004 г. частично учтены и требования Европейских авиационных правил (Certification Specification for Engine (CS-E)). Процедуры типовой сертификации авиационных двигате-

лей изложены в соответствующих Частях 21 авиационных правил. Авиационные правила в основном гармонизированы, особенно это касается АП 33 и FAR 33. Некоторые различия есть между АП 33 и CS-E, например, в CS-E отсутствует, пункт 33.90. «Первоначальное техническое обслуживание». Существует различие в пунктах 33.68 «Противообледенительная защита», 33.88 «Испытания при повышенной температуре», в определении ресурса критических деталей CS-E 515 «Особо ответственные детали двигателя».

Существующие расхождения в нормах летной годности при сертификации могут быть нивелированы выпуском документа CRI (Certification Review item) – соглашения между авиационными властями и промышленностью по отдельным вопросам сертификации. Причиной выпуска CRI могут быть расхождения в нормах летной годности или их недостаточная детализация.

Важную роль при сертификации играют рекомендательные циркуляры, содержащие разъяснения тех или иных пунктов норм летной годности, включая и описание методов подтверждения соответствия. Рекомендательные циркуляры содержат руководящие материалы и приемлемые, но не единственные методы демонстрации соответствия.

Основным документом, регламентирующим процесс сертификации, является сертификационный базис, который представляет комплекс требований к летной годности и охране окружающей среды, распространяемый на данный образец авиационного двигателя, включая и требования специальных технических условий (при необходимости).

При сертификации авиационного двигателя на соответствие нормам CS-E сертификационный базис публикуется в CRI. В процессе сертификации CRI с сертификационным базисом может как дополняться, так и уточняться путем выпуска новых CRI.

Важным дополнением сертификационного базиса являются документы соответствия техническим требованиям (Certification Compliance Statement (CCS)). Сертификационный лист соответствия отражает требования определенного пункта норм летной годности CS-E и содержит описание методов установления соответствия двигателя данным требованиям. Каждый сертификационный лист соответствия и изложенные в нем методы установления соответствия одобряются авиационными властями. В соответствии с одобренными авиационными властями CCS, разработчик выполняет сертификационные работы с целью подтверждения соответствия двигателя требованиям сертификационного базиса. В данном документе 1-й пункт содержит описание требований норм для сертифицируемой модели двигателя; 2-й пункт – предлагаемые средства установ-

ления соответствия; 3-й – содержит ссылки на СТ, CR; 4-й – извещение об изменениях.

После того, как листы соответствия будут одобрены EASA, составляется контрольный перечень соответствия (Compliance check list (CCL)), включающий все методы установления соответствия к выполнению и закрытию каждого CCS. Контрольный перечень соответствия также указывает, какой двигатель, модуль, агрегат будет использован для установления соответствия (испытания, анализ, сравнительный анализ или совместное их применение). Данный документ аналогичен используемой AP МАК контрольной таблице соответствия.

Запрос на сертификационные испытания содержит описание стратегии установления соответствия и логическое обоснование для любого отклонения от процесса сертификации. В СТ заявляется перечень деталей типовой конструкции и модулей, сертифицируемых в данном испытании, обосновываются отклонения деталей испытываемой конструкции от типовой.

Под типовой понимается конструкция образца авиационной техники (включая характеристики и эксплуатационные ограничения), соответствие которых требованиям сертификационного базиса установлено в результате сертификации.

Важным документом, используемым при сертификации, является (Certification deviation statement (CDS)). Это справка, содержащая обоснования сертификационных несоответствий, выявленных после одобрения СТ авиационными властями. После выпуска CDS приоритет уже не за СТ, а за CDS. Причиной выпуска CDS являются: неверно выбранные режимы, стендовые условия, не адаптированные к испытанию, замена некоторых деталей. В CDS надо показать, что допущенные отклонения не повлияют на цели и результаты испытания. В сертификационном отчете указывается номер CDS, и он прилагается к отчету.

Важная роль в процессе сертификации принадлежит системе управления конфигурацией, включающей в себя процессы управления и контроля за техническими изменениями конструкции с момента передачи спецификации типовой конструкции двигателя в EASA, а также процесс изменения технических требований на этапе разработки двигателя до начала сертификации и после получения сертификата типа.

Сертификационные испытания являются предметом специального отчета, сводящего воедино всю имеющуюся информацию по установлению соответствия. Цель сертификационного отчета – составить и документально оформить информацию для доказательства того, что сертифицируемая модель

двигателя отвечает требованиям Норм летной годности.

Процесс сертификации кроме сертификационных испытаний требует проведения большого объема инженерных испытаний. Если испытания проводятся не на основе сертификационного запроса, то они определяются как инженерные. Хотя инженерные испытания не являются сертификационными, но их результаты могут быть использованы при оформлении сертификационных отчетов. Если инженерные испытания являются частью процесса демонстрации соответствия, то они также обязательны для исполнения в процессе сертификации. Таким образом, инженерные испытания позволяют продемонстрировать соответствие некоторым специфическим требованиям, заложенным в конструкцию, и тем самым снижают риск при проведении сертификационных испытаний.

Комплекс сертификационных испытаний подразделяется на испытания полноразмерных двигателей, компонентные испытания, поузловые испытания и испытания агрегатов.

Особенностью сертификационных испытаний авиационных двигателей является использование консервативного подхода, который основывается на том, что высокую степень уверенности в безопасности и надежности конструкции можно обеспечить за счет приложения заведомо больших нагрузок, чем те, которые использовались при проектировании с учетом возможных отказов. Например, разгонные испытания наиболее нагруженного диска турбины должны подтвердить соответствие пункту CS-E 840(b) при выдерживании в течение 5-ти минут на испытательных оборотах без разрушения. При этом необходимо выбрать самую неблагоприятную комбинацию свойств материала и размерных допусков для наиболее критического режима двигателя. Например, при испытаниях необходимо использовать диск с наихудшим размерным сочетанием допусков, приводящим к увеличению массы, выше его критического сечения и к ее снижению ниже критического сечения. При выборе предельных испытательных оборотов необходимо использовать минимальные свойства материала (3σ для кривой малоциклового усталости) и учитывать максимальный вес набора имитаторов рабочих лопаток, если испытания проводятся в атмосферных условиях. По разрезке контрольных колец, вырезанных из материала заготовок, оценивается разброс свойств, и при необходимости уточняются кривые деформационного упрочнения. Испытательные обороты при сертификационных испытаниях равны оборотам при забросе в результате разрушения вала турбины на наиболее критическом режиме работы двигателя, умноженным на поправочный коэффициент, равный отноше-

нию расчетных оборотов разрушения в условиях испытаний к расчетным оборотам разрушения в условиях двигателя.

Для компонентных испытаний, включающих некоторое количество деталей одного и того же функционального назначения, необходимо провести отбор представительных образцов, сертификационные испытания которых закрывают весь перечень применяемых на двигателе деталей одного и того же функционального назначения, но имеющих разные режимы использования в эксплуатации. При этом должна быть выбрана некоторая система классификационных признаков. Например, при выборе представительных образцов гибких шлангов для проведения сертификационных испытаний учитывается тип конструктивного исполнения, диаметр шланга и его назначение (топливные, масляные, дренажные). При выборе испытательных режимов в каждой из вышеперечисленных групп отбираются шланги с минимальным расходом, максимальной рабочей температурой и давлением рабочего тела. В качестве рабочих жидкостей выбираются те, которые используются на двигателе или аналогичные им.

При проведении сертификационных огневых испытаний необходим анализ противопожарных перегородок на огнепроницаемость (пункт CS-E 130(d)) с целью выявления наиболее уязвимых мест конструкции и изготовления, представительных образцов, моделирующих эти зоны.

Сертификация агрегатов и комплектующих наиболее отличающийся вид сертификационных испытаний при сертификации двигателя на требования АП 33 и CS-E. Агрегат – это укрупненный унифицированный узел двигателя, обладающий полной взаимозаменяемостью, самостоятельно выполняющий отдельные функции. Сертификация агрегатов проводится в соответствии с генеральным планом сертификации агрегатов GCP (Generation certification plan). На каждый агрегат составляется сертификационная матрица соответствия на основе рекомендуемой и состоящей из 25 пунктов. При этом выбираются только те пункты рекомендуемой сертификационной матрицы, которые распространяются на сертифицируемый агрегат.

В СТ обязательно указывается номер сборочного чертежа, а сам агрегат должен иметь идентификационную табличку.

Важным документом, связанным с сертификационными испытаниями, является декларация соответствия (Statement of conformity). Цель данного документа – заявить, что сертификационные испытания будут выполнены с использованием испытательной установки, соответствующей утвержденному запросу на испытания. Кроме того, к декларации прилагаются технические условия на сборку, в ко-

торых описывается назначение указанного объекта, а также сведения о сборке, включающие название модуля, условия комплектования, чертежные номера деталей.

Ресурс деталей с ограниченным сроком службы. К таким деталям относятся роторные детали, при разрушении которых не обеспечивается локализация обломков внутри корпуса двигателя. Так как отказ критических деталей двигателя может привести к опасным последствиям, то необходимо принимать соответствующие меры, чтобы избежать возникновения отказов этих деталей. Для этого, в соответствии с разделом CS-E 515, необходимо разработать и представить в EASA три Плана (Engineering Plan, Manufacturing Plan, Service Management Plan). Такой подход обусловлен тем, что понятие ресурса относится не ко всему двигателю, а только к его критическим деталям.

Инженерный план (Engineering Plan) базируется на положении, что комбинации нагрузок, свойства материалов, влияние окружающих условий и условий эксплуатации в достаточной степени известны или прогнозируемы с помощью обоснованных расчетов, испытаний или опыта эксплуатации, и разрабатывается, чтобы своевременно снять с эксплуатации критическую деталь двигателя с невыработанным назначенным ресурсом до наступления опасного последствия. В связи с этим важную роль имеет оценка допустимости повреждений в пределах назначенного ресурса критических деталей, приводящих к возможности разрушения из-за отклонений, связанных со свойствами материалов, условий изготовления и технического обслуживания.

Допустимый размер трещины может быть определен с помощью программного комплекса DARWIN. Для этого определяется количество циклов, при котором коэффициент интенсивности напряжений достигает своего предельного значения. Учитывая рекомендуемый коэффициент запаса при росте трещины равный 2, определяется ресурс для наиболее критической области критической детали.

План изготовления (Manufacturing Plan) устанавливает особые производственные требования и ограничения на изготовление критических деталей двигателя со свойствами, диктуемыми инженерным планом. В плане изготовления конкретной детали необходимо учитывать все характеристики детали, которые формируются в процессе изготовления: от получения исходного сырья для материала до сдачи готовой детали. Особое внимание при этом уделяется тем процессам изготовления, которые являются существенными с точки зрения обеспечения ресурса

детали, и которые не должны изменяться без должного подтверждения. Поскольку при сертификации двигателя сертифицируются и технологические процессы, то любые изменения технологических процессов и методов изготовления должны проводиться только после всестороннего анализа и одобрения. При обнаружении несоответствий изготовленной детали требованиям чертежей, необходима оценка влияния отклонения на ресурсные возможности критической детали.

План управления эксплуатацией (Service Management Plan) устанавливает эксплуатационные технологические процессы технического обслуживания и ремонта, которые обеспечивают поддержание на требуем уровне свойств критических деталей, заданных инженерным и производственным планами.

В результате реализации этих планов выявляются ограничения, которые публикуются в разделе «Ограничения летной годности» Инструкции по поддержанию летной годности.

Заключение

Требования методологии допустимости повреждений критических деталей при установлении ресурсов по отношению к дефектам материала, дефектам, вносимым при производстве и в эксплуатации, включены в европейские Нормы летной годности посредством параграфа CS-E 515. Для снижения опасности нелокализованных разрушений в соответствии с CS-E 515 при сертификации, Заявитель должен представить авиационным властям три документа: Технический план, План изготовления и План управления эксплуатацией.

При назначении испытательных режимов сертификационных испытаний вместо допусков на поддержание режима целесообразно назначать не жесткие ограничения в виде неравенств $\leq, \geq$, поскольку назначение допусков представляет существенно более сложную задачу. Такие ограничения соответствует консервативному принципу назначения испытательных режимов.

Единственным способом ускорения сроков сертификации является обеспечение зачетности сертификационных испытаний с первого раза, что достигается высокой степенью доведенности двигателя с использованием большого объема инженерных испытаний, увеличением количества двигателей, предназначенных для целей сертификации, более широким использованием паузовых сертификационных испытаний и термомеханического моделирования и расчетов.

Поступила в редакцию 18.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, ведущий инженер КО «Анализ и управление ресурсом» В.А. Бука-
тый, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия.

УЗАГАЛЬНЕННЯ ДОСВІДУ СЕРТИФІКАЦІЇ АВІАЦІЙНИХ ГТД

В.Т. Шепель

У доповіді розглядаються особливості вітчизняної і зарубіжної сертифікації авіаційних ГТД. Показано, що Федеральні авіаційні правила FAR-33 покладені в основу Російських Авіаційних правил (1994 г). У редакції 2004 р. частково враховані і вимоги Європейських Авіаційних правил CS-E. Формування сертифікаційного базису здійснюється на основі сертифікаційних листів відповідності. Показаний механізм оформлення сертифікаційних невідповідностей. Показано, що найбільша відмінність існує у визначенні ресурсу деталей з обмеженим терміном служби. Управління ресурсом в CS-E досягається використанням трьох планів: інженерного, виробничого і експлуатаційного. Головною особливістю сертифікаційних випробувань ГТД є використання консервативного підходу, який ґрунтується на тому, що високий ступінь упевненості в безпеці і надійності конструкції можна забезпечити за рахунок додатку свідомо більш великих навантажень, ніж ті, які використовувалися при проектуванні з урахуванням можливих відмов. Показано, що прискорення термінів сертифікації забезпечується заліковістю сертифікаційних випробувань з першого разу, що досягається використанням великого об'єму інженерних випробувань, збільшенням кількості двигунів, призначених для цілей сертифікації, широким використанням повузлових сертифікаційних випробувань і термомеханічного моделювання і розрахункового аналізу.

Ключові слова: сертифікація, авіаційний двигун, норми льотної придатності, відповідність, випробування.

GENERALIZATION OF AVIATION GAS TURBINE ENGINES CERTIFICATION EXPERIENCE

V.T. Shepel

In the report features of domestic and foreign aviation gas turbine engines certification are considered. It is shown, that Russian Aviation rules (1994 year) are based on Federal aviation rules FAR-33. European Aviation rules CS-E requirements are in part taken into account in edition of 2004. Formation of certification basis is realized on the base of certification sheets of compliance. The mechanism of certification deviations registration is shown. It is shown, that the greatest deviation exists in definition of limited life details resource. Resource management in CS-E is reached by using of three plans: engineering, production and operation. The main feature of gas turbine engines certification tests is using of the conservative approach which is based on that it is possible to provide a high degree of confidence of design safety and reliability due to applying of undoubtedly big loadings, than what were used at designing with provision for possible refusals. It is shown, that terms of certification acceleration is provided by certification tests passing by first time, that is reached by using of great amount of engineering tests, increasing engines quantity intended for the certification purposes, wide using of engineering certified tests and thermomechanical modelling and the calculation analysis.

Key words: certification, aviation engine, airworthiness rules, compliance, tests.

Шепель Вячеслав Тимофеевич – д-р техн. наук, профессор, начальник КО «Сертификации авиационных ГТД и промышленных ГТУ» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: sshepel@yandex.ru.

УДК 519.816+004.89

И.Б. СИРОДЖА, Г.А. ФРОЛОВА

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

**МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЕ ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЙ
ПРИ РАЗРАБОТКЕ МЕЖЦЕХОВЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ МАРШРУТОВ
СРЕДСТВАМИ ИНЖЕНЕРИИ КВАНТОВ ЗНАНИЙ.
ЧАСТЬ II. ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ
МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ЗАДАЧИ О НАЗНАЧЕНИЯХ «РАСЦЕХОВКА»**

Приведен производственный пример постановки и поиска решения многокритериальной задачи о назначениях при разработке межцеховых технологических маршрутов («расцеховка») в самолетостроении средствами инженерии квантов знаний. Решение этой проблемы проводится с учетом предпочтений технолога, т.е. лица принимающего решение (ЛПР), относительно качества назначений. Это решение основано на анализе характеристик двух множеств элементов (n возможностей (объектов) и n требований (субъектов)), оцениваемых по многим критериям. Предложена архитектура интеллектуальной системы поддержки принятия решений (ИСППР) «Расцеховка», которая служит базой для эффективного решения многокритериальной задачи о назначениях при расцеховке (МЗН-Р). Система позволит в диалоге с ЛПР анализировать исходные данные, формировать область допустимых решений, определять наилучшие назначения как оптимальное многокритериальное решение МЗН-Р.

Ключевые слова: многокритериальная задача расцеховки, инженерия квантов знаний, технологическая подготовка производства (ТПП), интеллектуальная система поддержки принятия решений (ИСППР).

1. Постановка производственной МЗН-Р

Актуальной научной задачей является разработка моделей и методов знаниеориентированной поддержки принятия многокритериальных решений в технологической подготовке производства (ТПП) в самолетостроении.

В работе [1] сформулирована задача многокритериального принятия решений при разработке межцеховых и внутрицеховых технологических маршрутов («расцеховка») средствами инженерии квантов знаний как многокритериальная задача о назначениях (МЗН-Р).

Цель данной статьи заключается в иллюстрации методики решения МЗН-Р на конкретных производственных данных.

Задача состоит в построении решающего правила распределений n возможностей (объектов) среди n требований (субъектов), если объекты и субъекты имеют оценки по N качественным критериям с порядковыми шкалами, а ответственным за решение является технолог. Обобщенным критерием решения задачи служит максимально возможное число наилучших назначений, т.е. наиболее близких по своим векторным характеристикам пар «возможность – требование» с учетом предпочтений технолога и заранее созданной базы производственно-технологических знаний.

Применительно к МЗН-Р, решаемой при технологической подготовке производства (ТПП), требуется принимать многокритериальные решения с целью оптимального распределения многоменклатурных заказов (субъектов) по цеховым технологическим маршрутам (объектам) как исполнителям. Согласно содержательной и формальной постановке МЗН-Р в работе [1] рассмотрим ее решение на производственном примере с помощью общего алгоритма AR, предложенного в [1, 2].

Пусть необходимо определить $n = 4$ наиболее близких по своим характеристикам пар «субъект-объект», т.е. назначений для $n = 4$ заказов и $n = 4$ исполнителей, каждый из которых характеризуется совокупностью оценок по $N = 5$ критериям. Точное определение близости дано в формальной постановке МЗН-Р в качестве агрегативного критерия «свертки» по Ларичеву [2], соответствующего максимальному числу взаимно удовлетворенных участников «заказ-исполнитель». Критерии оценивания заказа и исполнителя имеют как бы «зеркальный» характер, т.е. одному (нескольким) критерию, указывающему на требования, предъявляемые заказом, соответствует один (несколько) критерий, характеризующий возможности исполнителя. Фактически пары «зеркальных» критериев имеют общую порядковую шкалу оценок, хотя каждая из них использует две словесные формулировки. В качестве таких пар

критериев в МЗН-Р применяются, например, критерий «возможности предприятия» и критерий «объем заказа». Критерию «состав операционной технологии заказа» отвечает критерий «маршрутная технология: цех-участок-станок» и т.п. Руководитель назначениями в расцеховке технолог как ЛПР, который с одной стороны, обязан разглядеть в каждом заказе его соответствие определенным требованиям, а с другой – стремится назначить исполнителя (технологический маршрут), который обладает возможностями для удовлетворения этих требований.

Пусть эксперты совместно с технологом разработали следующие критерии для оценивания соответствия заказов (субъектов) и исполнителей (объектов).

Критерий 1. Срочность заказа:

- 1) высокая;
- 2) средняя;
- 3) не срочный заказ.

Критерий 2. Важность заказа:

- 1) повышенная;
- 2) нормальная.

Критерий 3. Состав операционной технологии заказа:

- 1) операции (а–ж);
- 2) операции (а, б, в);
- 3) операции (г, д, ж);
- 4) операции (ж, е),

где а) заготовительные операции;
 б) токарные операции и сверление;
 в) фрезерование;
 г) закалка;
 д) покрытие;
 е) контрольные операции;
 ж) сборка.

Критерий 4. Тип производства заказа:

- 1) среднесерийное;
- 2) мелкосерийное;
- 3) единичное.

Критерий 5. Требуемая квалификация рабочих:

- 1) 6-й разряд;
- 2) 5-й разряд;
- 3) 4-й разряд;
- 4) 3-й разряд.

Сформируем оценки на «зеркальных» шкалах заданных критериев $K_1, K_2, \dots, K_5$ в следующем виде.

Шкала требований критерия K_1 – срочность заказа.

1. Требуется выполнить заказ высокой срочности.
2. Для выполнения заказа достаточна средняя срочность.
3. Выполнению подлежит не срочный заказ.

Шкала возможностей K_1 .

1. Предприятие имеет ресурсы выполнить заказ высокой срочности.
2. Предприятие частично обладает ресурсами для выполнения заказов высокой срочности.
3. Производственные ресурсы предприятия обеспечивают выполнения только не срочных заказов.

Шкала требований критерия K_2 – важность заказа.

1. Требуется выполнить заказ повышенной важности.
2. Отсутствует требование выполнения заказа повышенной важности, т.е. заказ нормальной важности.

Шкала возможностей K_2 .

1. Производственные возможности предприятия достаточны для выполнения заказа повышенной важности.
2. У предприятия нет возможностей выполнить заказ повышенной важности.

Шкала требований критерия K_3 – состав операционной технологии заказа.

1. Для выполнения заказа необходим состав операционной технологии, включающий все (а–ж) указанные операции.
2. Необходим состав операционной технологии заказа, включающий только заготовительные операции и «обработку резанием» (а, б, в).
3. Требуется состав операционной технологии заказа, включающий только закалку, покрытие и сборку (г, д, ж).
4. Операционная технология заказа – только сборка и контроль (ж, е).

Шкала возможностей K_3 .

1. Предприятие располагает производственными мощностями (цех-участок-оборудование-работчие), которые обеспечивают организацию необходимой маршрутной технологии, отвечающей заданному составу операционной технологии.
2. На предприятии возможна организация маршрутной технологии, необходимой для реализации состава операционной технологии, включающего только заготовительные операции и обработку металлов резанием.

3. Предприятие способно обеспечить организацию маршрутной технологии, требуемой для реализации операционной технологии, использующей только закалку, покрытие и сборку.

Шкала требований критерия K_4 – тип производства.

1. Заказ относится к типу среднесерийного производства.
2. Заказ требует выполнение мелкосерийного производства.

3. Заказ требует выполнение единичного производства.

Шкала возможностей K_4 .

1. На предприятии обеспечивается среднесерийное производство.

2. Предприятие способно выполнить мелкосерийный заказ.

3. Предприятие способно выполнить единичный заказ.

Шкала требований критерия K_5 – требуемая квалификация рабочих.

1. Выполнение заказа требует наличие рабочих преимущественно 6-го разряда.

2. Для выполнения заказа требуется квалификация рабочих не выше 5-го разряда.

3. Выполнение заказа требует квалификацию рабочих не ниже 4-го разряда.

4. Для выполнения заказа достаточна квалификация рабочих 3-го разряда.

Шкала возможностей K_5 .

1. Предприятие располагает ограниченным количеством рабочих с квалификацией 6-го разряда.

2. Предприятие располагает достаточным количеством рабочих с квалификацией 5-го разряда.

3. Предприятие не располагает достаточным количеством рабочих с квалификацией 4-го разряда.

4. На предприятии работают 40% рабочих с квалификацией 3-го разряда.

2. Архитектура ИСППР «Расцеховка» средствами инженерии квантов знаний

Поставленную многокритериальную задачу принятия решений при расцеховке, т.е. МЗН-Р, невозможно эффективно решить без участия опытного технолога и определенной заранее посредством обучения ЭВМ базы квантов знаний по расцеховке (БкЗ-Р) для конкретного производства. Такая БкЗ-Р необходима, главным образом, для хранения технологических закономерностей, условий и предпочтений при расцеховке, а также для дедуктивного вывода альтернатив искомым решениям как следствий, вытекающих из последовательности причинно следственных рассуждений от исходных и промежуточных посылок.

Наиболее эффективен автоматический дедуктивный вывод альтернативных решений посредством БкЗ-Р в виде квантовой сети вывода решений (КСВР) со многими входами и выходами. КСВР является формальной графовой моделью рассуждений технолога при формировании принимаемых решений. На входные вершины КСВР поступают исходные (посылочные) кванты знаний 0-го уровня как признаки субъектов (объектов), а выходные вершины отвечают заключительным следствиям-

решениям, формируемым через промежуточные следствия, в форме квантов 1-го или 2-го уровня. Автоматический вывод решений обеспечивается условиями функционирования разноразрядных квантов знаний в древовидной структуре КСВР [5]. Именно в автоматическом режиме вывода КСВР выполняет роль «опытного технолога», обеспечивая своевременную и оперативную поддержку ЛПР при выявлении критериальных предпочтений на всех последующих этапах методики МЗН-Р [1].

Таким образом, решение сформулированной МЗН-Р базируется на применении соответствующей интеллектуальной системы поддержки принятия решений (ИСППР) «Расцеховка» технологом.

Архитектура ИСППР «Расцеховка» как прототипа интеллектуальной информационной технологии, обеспечивающей диалог с ЛПР (технологом) и генерацию альтернатив принимаемых решений, представлена на рис. 1. ИСППР «Расцеховка» позволяет создавать и использовать базу знаний (БЗ) для поддержки принятия решений технологом при проектировании маршрутной и операционной технологии [5].

Входными данными для подсистемы является чертёж детали, серийность производства, материал, срок заказа и т.д.

Выходными данными является технологическая карта на изготовление заданной детали, операционная карта, расцеховка и др.

Архитектура ИСППР «Расцеховка» представлена на рис. 1 и включает следующие модули:

1) ввод, изменение, удаление данных – модуль обеспечивает обработку входных данных;

2) формирование сценарных примеров обучающих знаний (СПОЗ) и таблицы эмпирических данных (ТЭД) – модуль формирования по выборочным ТЭД или СПОЗ исследуемой предметной области. Процесс обучения заключается в алгоритмическом нахождении по ТЭД или СПОЗ количества квантовых узлов сети, логических связей между ними и компонентов структуры квантов;

4) оптимизация квантовой сети вывода решений (КСВР) – модуль осуществляет минимизацию сети по свертке и по следствию, а также минимизацию информационной составляющей квантов по законам идемпотентности алгебры высказываний;

5) анализ данных «объект-субъект» – проверяется возможность получения идеального решения МЗН-Р на основе формального преобразования исходных данных к виду многокритериальных оценок пар «объект-субъект» с целью выбора стратегии поиска решения МЗН-Р в зависимости от характера и типа задачи;

6) формирование области допустимых решений (ОДР) МЗН-Р – модуль

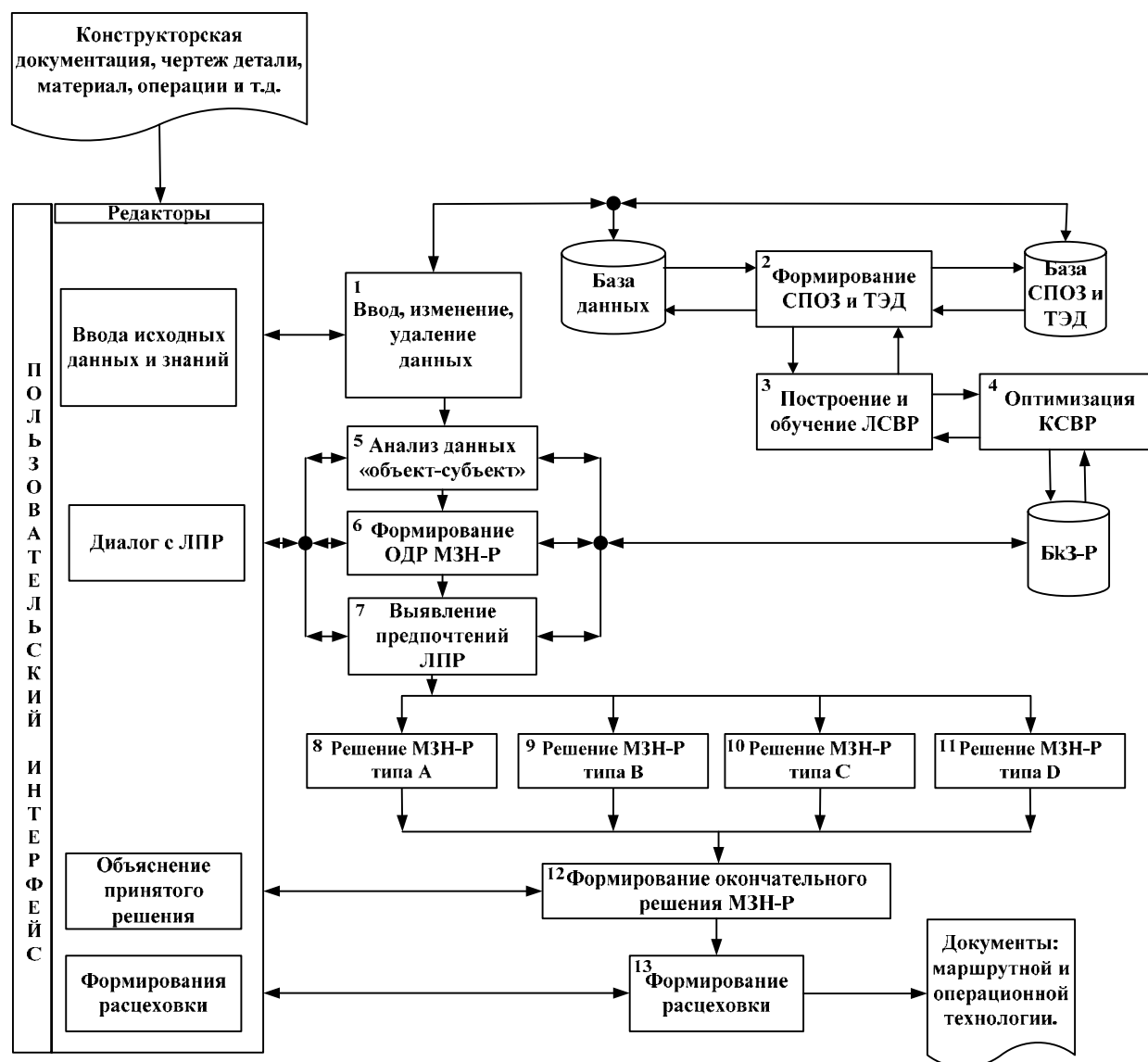


Рис. 1. Архитектура ИСППР «Расцеховка»

формирует ОДР МЗН-Р на основе использования БкЗ расцеховки (БкЗ-Р); в результате выполнения этого этапа уточняется ОДР и варианты возможных решений МЗН-Р. Стратегию формирования ОДР технолог-ЛПР выбирает сам, используя диалог с ИСППР «Расцеховка»;

7) выявление предпочтений ЛПР – модуль определяет предпочтения технолога как ЛПР и выявляет в диалоговом или автоматическом режиме работы с ИСППР свои предпочтения относительно качества назначений, достаточного для такого решения данной МЗН-Р;

8)-11) решение МЗН-Р типа А, В, С, D – модуль на основе разработанной общей методики и общего итеративного алгоритма под названием AR [1] осуществляет поиск решения МЗН-Р определенного типа А, В, С, D [1, 2];

12) формирование окончательного решения МЗН-Р – модуль в зависимости от характера, типа

задачи и результатов предыдущего этапа в соответствии с общим алгоритмом решения МЗН-Р [1], определяет наилучшие назначения по критерию минимальной суммы рангов и формирует окончательное решение МЗН-Р;

13) формирование расцеховки – модуль предназначен для составления технологической документации.

База СПОЗ и ТЭД позволяет сохранять сформированные обучающие ТЭД и СПОЗ такого объема (m,n), при котором обеспечивается построение БкЗ-Р как КСВР.

База данных представляет собой рабочую память, в которой хранятся текущие данные и другая информация, имеющая отношение к анализируемой системной ситуации.

Редактор работы с данными обеспечивает ввод, изменение, удаление, импорт и экспорт данных, получаемых из конструкторской документации, а так-

же работу с данными, необходимыми для составления расцеховки.

Редактор формирование расцеховки предназначен для составления и визуализации документации расцеховки.

Редактор объяснение принятого решения позволяет пользователю выяснить, как система получила решение задачи, и какие знания были при этом использованы. Это повышает доверие пользователя к системе и облегчает её тестирование.

3. Пример производственной МЗН-Р

Проиллюстрируем этап анализа данных на примере заданных 4-х заказов (субъектов) C_i и 4-х исполнителей (объектов) O_j ($i, j = 1, 2, 3, 4; n = 4$). Цифрами в скобках обозначим номера вербальных оценок на приведенных выше шкалах 5-ти критериев. Например, второй субъект C_2 характеризуется критериальными оценками: $C_2 = (1; 2; 1; 3; 1)$, т. е. второй заказ имеет высокую срочность, не повышенную важность, требует состав операционной технологии, включающий все 7 указанных операций, заказ единичный, для выполнения которого требуются преимущественно рабочие 6-го разряда.

Характеристики объектов выражают исполнительские возможности предприятия. Например, третий объект O_3 характеризуется критериальными оценками: $O_3 = (2; 2; 1; 3; 2)$, т. е. третий исполнитель частично обладает ресурсами для выполнения заказов высокой срочности и не может выполнить заказ повышенной важности. Кроме этого, исполнитель обеспечивает организацию необходимой маршрутной технологии для реализации операционной технологии заказа, способен выполнить единичный заказ и располагает достаточным количеством рабочих с квалификацией 5-го разряда.

Пусть исходные данные МЗН-Р представлены матрицей критериального соответствия (МКС) в виде табл. 1, где C_1, C_2, C_3, C_4 — требования (заказ), O_1, O_2, O_3, O_4 — возможности (исполнитель).

Таблица 1

Матрица критериального соответствия

Субъект	Критерии					Объект	Критерии				
	K_1	K_2	K_3	K_4	K_5		K_1	K_2	K_3	K_4	K_5
C_1	3	2	3	1	4	O_1	2	1	1	1	2
C_2	1	1	1	3	2	O_2	2	2	2	3	3
C_3	2	2	4	3	2	O_3	2	2	4	3	2
C_4	3	1	1	2	3	O_4	3	2	3	1	4

Матрица сходства (МС), составленная из векторов соответствия, имеет вид табл. 2. Каждый компонент $R_{ij}^k, (i, j = \overline{1, 4}; k = \overline{1, 5})$ этих векторов крите-

риального соответствия отражает степень соответствия характеристик элементов назначений $\{C_i - O_j\}$ по k -му критерию и определяется по формуле (1) в [1].

Таблица 2

Матрица сходства

Объект	Субъект			
	C_1	C_2	C_3	C_4
O_1	00000	10000	00000	00000
O_2	00020	11101	00001	01110
O_3	00120	11300	00000	01310
O_4	00000	21202	10002	01201

Из табл. 2 видно, что при заданных условиях существует пять идеальных назначений: $\{C_1 - O_1\}; \{C_1 - O_4\}; \{C_3 - O_1\}; \{C_3 - O_3\}; \{C_4 - O_1\}$.

Для проверки возможности идеального решения МЗН-Р сформируем матрицу формальных индексов J_{ij} соответствия (МФИС) путем представления табл. 2 с помощью формулы (2) в [1] в виде таблицы свертки (табл. 3).

Таблица 3

Матрица формальных индексов соответствия

Объект	Субъект			
	C_1	C_2	C_3	C_4
O_1	0	1	0	0
O_2	2	4	1	3
O_3	3	5	0	5
O_4	0	7	3	4

С помощью алгоритма AR [1] решаем однокритериальную задачу назначений при расцеховке (ОЗН-Р) на множестве элементов МФИС (табл. 3). Из решения ОЗН-Р следует, что в приведенном численном примере идеального решения МЗН-Р не существует, т. к. любое возможное решение содержит, по меньшей мере, одно неидеальное решение. Например, решение

$$[\{C_1 - O_4\}; \{C_2 - O_2\}; \{C_3 - O_3\}; \{C_4 - O_1\}]$$

содержит назначение $\{C_2 - O_2\}$, отличное от идеального, т. к. $J_{22} = 4 \neq 0$. Следовательно, в нашем примере необходимо продолжить поиск решения МЗН-Р, обращаясь к ИСППР «Расцеховка» (рис. 1) с целью формирования предпочтительной ОДР.

В диалоге технолога-ЛПР с ИСППР «Расцеховка», выяснилось, что рассматриваемая МЗН-Р имеет повторяющийся характер и тип В. В связи с этим выбрана стратегия поиска решения задачи В, изложенная в п.п. 2.5.2 в [1]. Это решение реализуется блоками 1-6, 11-13, 26 алгоритма AR рис. 1 в [1]. Стратегию формирования ОДР МЗН-Р технолог обычно выбирает сам, но с помощью

ИСППР «Расцеховка», вводя собственные ограничения. Например, анализируя МФИС по табл. 3 он может принять решение о недопустимости назначения $\{C_2 - O_4\}$ в силу слишком большой степени (7) взаимной неудовлетворенности элементов вектора критериального соответствия (КС). После запрета назначения $\{C_2 - O_4\}$ в диалоге с ИСППР «Расцеховка» ЛПР проверяет, есть ли решение задачи в целом. В нашем примере одно из возможных решений имеет вид

$$[\{C_1 - O_4\}(0); \{C_2 - O_2\}(4); \{C_3 - O_3\}(0); \{C_4 - O_1\}(0)],$$

где в круглых скобках указаны значения J_{ij} , отражающие качества назначений. Таким образом, для формирования ОДР используется ускоренный поиск вариантов решения МЗН-Р, идея которого состоит в том, что на множестве разрешенных элементов ищутся возможные решения ОЗН-Р. При этом минимизируется сумма J_{ij} и находится решение МЗН-Р с максимальным количеством наилучших назначений. Если технолог удовлетворен полученным на этом этапе решением, то МЗН-Р считается решенной. Однако, после формирования ОДР технолог стремится выразить свои предпочтения по качеству назначений и упорядочить назначения. Предпочтения ЛПР служат основой для ранжирования назначений, т.е. ранжирования соответствия возможностей различных исполнителей (объектов) требованиям заказов (субъектов). В результате выполнения основной и вспомогательной процедур выявления предпочтений назначения ранжируются по их ценности для ЛПР (см. п.п. 2.4 в [1]).

Осуществив основную процедуру выявления предпочтения технолога для абсолютных критериальных отклонений (АКО) ранжирование в нашем примере приводит к следующему результату (табл. 4):

Таблица 4
Ранжирование назначений по их ценности

Ядро	Список назначений	Ранг
1	$\{C_1 - O_1\}; \{C_1 - O_4\}; \{C_3 - O_1\};$ $\{C_3 - O_3\}; \{C_4 - O_1\}$	0
2	$\{C_2 - O_1\}; \{C_3 - O_2\}$	1
3	$\{C_1 - O_3\}; \{C_1 - O_2\}; \{C_4 - O_2\};$ $\{C_3 - O_4\}$	2
4	$\{C_2 - O_2\}; \{C_2 - O_3\}; \{C_4 - O_4\}$	3
5	$\{C_4 - O_3\}$	4
6	$\{C_2 - O_4\}$	5

Такое ранжирование назначений по ценности $\Phi(\{C_i - O_j\})$ для технолога реализуется блоком 11 алгоритма AR в [1]. По этому результату блок 12 в

[1] формирует ранговую матрицу качества (ценности) назначений (МН) как табл. 5, отражающую упорядочение назначений по качеству согласно предпочтениям технолога. Высшее качество имеет идеальное назначение с высшим рангом, которому присвоено значение 0. При снижении качества назначения уменьшается его ранг, но увеличивается номер назначения как число, отображающее качество назначения.

Таблица 5
Ранговая матрица МН качества назначений

Объект	Субъект			
	C_1	C_2	C_3	C_4
O_1	0	1	0	0
O_2	2	3	1	2
O_3	2	3	0	4
O_4	0	5	2	3

В соответствии с принятым критерием оптимальности блок 13 алгоритма AR в [1] осуществляет решение ОЗН-Р на ранговой матрице МН (табл. 5), а технолог (ЛПР) утверждает оптимальное решение МЗН-Р:

$$[\{C_1 - O_4\}; \{C_2 - O_2\}; \{C_3 - O_3\}; \{C_4 - O_1\}]. \quad (1)$$

Окончательное решение рассматриваемой МЗН-Р формируется блоком 26 алгоритма AR в [1] на основе оптимального решения (1) с помощью ИСППР «Расцеховка» в квантовом виде. В данном примере используются точные кванты знаний (t-кванты) [5], т.к. они описывают достоверные события расцеховки, отвечающие принимаемым многокритериальным решениям. Согласно оптимальному решению МЗН-Р (1) имеем следующие t-кванты принимаемых решений относительно назначений (расцеховки) заказов по предпочтению технолога:

$$1. \text{tk}_1 \{C_1 - O_4\} = \left[\begin{array}{c} \overbrace{003}^{K_1} : \overbrace{02}^{K_2} : \overbrace{0030}^{K_3} : \overbrace{100}^{K_4} : \overbrace{0004}^{K_5} : \overbrace{0000}^{MTO_4} O_4; \\ ; \{A_1^1, \dots, A_m^1\} \end{array} \right] \quad (2)$$

с семантикой: «ЕСЛИ заказ C_1 не срочный И не повышенной важности, И по операционной технологии требует только закалку, покрытие и сборку, И относится к среднесерийному типу производства, И для выполнения заказа достаточна квалификация рабочих 3-го разряда, ТО выполнение C_1 обеспечивается маршрутной технологией «исполнителя» O_4 (МТО₄: участок 3 цеха 17, участок 2 цеха 6 и участок 2 цеха 3 с выделенной бригадой рабочих 3-го разряда); поддержка принимаемого решения реализуется системой алгоритмов $\{A_1^1, \dots, A_m^1\}$ операторной части t-кванта $\text{tk}_1 \{C_1 - O_4\}$ ».

$$\begin{aligned}
 2. \quad tk_1\{C_2 - O_2\} = & \\
 = & \left[\overline{K_1} : \overline{K_2} : \overline{K_3} : \overline{K_4} : \overline{K_5} : \overline{MTO_2} : \right. \\
 & \left. ; \{A_1^2, \dots, A_L^2\} \right] \quad (3)
 \end{aligned}$$

с семантикой: «ЕСЛИ заказ C_2 высокой срочности **И** повышенной важности, **И** требует операционную технологию, включающую по составу все (а-ж) операции, **И** относится к единичному типу производства, **И** для выполнения заказа требуются рабочие 5-го разряда, **ТО** выполнение C_2 обеспечивается маршрутной технологией «исполнителя» O_2 (MTO_2 : участок 3 цехов 17 и 18, вторые участки цехов 3 и 6 с выделенными двумя бригадами рабочих не ниже 5-го разряда); поддержка принимаемого решения реализуется системой алгоритмов $\{A_1^2, \dots, A_L^2\}$ операторной части t-кванта $tk_1\{C_2 - O_2\}$, который получен после основной процедуры выявления предпочтений технолога».

$$\begin{aligned}
 3. \quad tk_1\{C_3 - O_3\} = & \\
 = & \left[\overline{K_1} : \overline{K_2} : \overline{K_3} : \overline{K_4} : \overline{K_5} : \overline{MTO_3} : \right. \\
 & \left. ; \{A_1^3, \dots, A_S^3\} \right] \quad (4)
 \end{aligned}$$

с семантикой: «ЕСЛИ заказ C_3 средней срочности **И** не повышенной важности, **И** по операционной технологии требует только сборку и контроль, **И** относится к единичному типу производства, **И** для выполнения заказа требуются рабочие не выше 5-го разряда, **ТО** выполнение C_3 обеспечивается маршрутной технологией «исполнителя» O_3 (MTO_3 : сборочный цех 2 с выделенной бригадой рабочих не выше 5-го разряда); поддержка принимаемого решения реализуется системой алгоритмов $\{A_1^3, \dots, A_S^3\}$ операторной части t-кванта $tk_1\{C_3 - O_3\}$ ».

$$\begin{aligned}
 4. \quad tk_1\{C_4 - O_1\} = & \\
 = & \left[\overline{K_1} : \overline{K_2} : \overline{K_3} : \overline{K_4} : \overline{K_5} : \overline{MTO_1} : \right. \\
 & \left. ; \{A_1^4, \dots, A_P^4\} \right] \quad (5)
 \end{aligned}$$

с семантикой: «ЕСЛИ заказ C_4 не срочный, но повышенной важности, **И** требует операционную технологию, включающую по составу все (а-ж) операции, **И** относится к мелкосерийному типу производства, **И** для выполнения C_4 необходимы рабочие не выше 4-го разряда, **ТО** заказ C_4 выполняется по маршрутной технологией «исполнителя» O_1 (MTO_1 : участок 3 цехов 17 и 18, вторые участки цехов 3 и 6

с выделенной бригадой рабочих не выше 4-го разряда); поддержка принимаемого решения реализуется системой алгоритмов $\{A_1^4, \dots, A_P^4\}$ операторной части t-кванта $tk_1\{C_4 - O_1\}$ ».

Напомним, что описанные t-квантами (2)–(5) знаниеориентированные решения при расцеховке являются оптимальными по агрегативному критерию максимального числа наилучших назначений по Ларичеву [3] относительно указанных частных критериев K_1 – K_5 с учетом предпочтений технолога-ЛПР.

Заключение

Впервые поставлена и решена средствами инженерии квантов знаний многокритериальная задача принятия знаниеориентированных решений при разработке межцеховых технологических маршрутов («расцеховка») как многокритериальная задача о назначениях при расцеховке (МЗН-Р). Отличительная особенность МЗН-Р состоит в том, что ее решение не выполнимо в производственных условиях без помощи ИСППР «Расцеховка», выступающей в роли помощника технолога как ЛПР. В диалоге с ИСППР «Расцеховка», опираясь на технологическую базу квантов знаний (БкЗ), ЛПР формирует область допустимых решений МЗН-Р и правила принятия решений с наилучшим критериальным соответствием «заказ-исполнитель» по своему предпочтению, а также выступает посредником тогда, когда без его вмешательства решение задачи заходит в тупик. При этом учитывается влияние объективных и субъективных факторов на процедуры поиска решения. Объективными являются процедуры формирования матриц МКС, МС, МФИС-свертка по Ларичеву, МН – ранговая матрица назначений и выбора из ОДР такого решения, для которого сумма рангов наилучших назначений минимальна. Это равносильно выбору из ОДР решения с максимально возможным числом наилучших назначений с точки зрения ЛПР. Используемые средства инженерии квантов знаний при разработке ИСППР «Расцеховка» обеспечивают индуктивное построение и пополнение БкЗ требуемого качества как системы импликативных и (или) функциональных закономерностей для дедуктивного вывода идентификационных и прогнозных многокритериальных решений при расцеховке.

Практические результаты подтверждают, что многокритериальная постановка задачи принятия решений при расцеховке более адекватна реальным производственным ситуациям. Взаимодействие ЛПР (технолога) с ИСППР-«Расцеховка» позволяет решать МЗН-Р в реальном масштабе времени.

Литература

1. Сироджа И.Б. Многокритериальное принятие решений при разработке межцеховых технологических маршрутов средствами инженерии квантов знаний. Часть I. Постановка и метод решения многокритериальной задачи о назначениях «расцеховка» / И.Б. Сироджа, Г.А. Фролова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – №3 (60). – С. 83-95.
2. Вагнер Г. Основы исследования операций: в 3-х т. / Г. Вагнер. – Т. 1. – М.: Мир, 1973. – 335 с.
3. Ларичев О.И. Теория и методы принятия решений: учебник, изд. третье, перераб. и доп. / О.И. Ларичев. – М.: Университетская книга, Логос, 2006. – 392 с.
4. Кожукаров А.Н. Многокритериальная задача о назначениях / А.Н. Кожукаров, О.И. Ларичев // *Автоматика и телемеханика*. – 1977. – № 7. – С. 71-88.
5. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления / И.Б. Сироджа. – К.: Наук. думка, 2002. – 428 с.
6. Ларичев О.И. Человеко-машинные методы решения многокритериальной задачи о назначениях / О.И. Ларичев, М.Ю. Стернин // *Автоматика и телемеханика*. – 1998. – №7. – С. 71-88.
7. Сироджа И.Б. Автоматизация принятия решений при разработке межцеховых технологических маршрутов на приборостроительных предприятиях / И.Б. Сироджа, Г.А. Фролова // *Бионика интеллекта*. – 2006. – № 1. – С. 56-58.
8. Ларичев О.И. Качественные методы принятия решений / О.И. Ларичев, Е.М. Мошковиц. – М.: Наука, Физмат лит, 1996. – 2008 с.
9. Кини Р.Л. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения / Р.Л. Кини, Х. Райфа. – М.: Радио и связь, 1981. – 480 с.

Поступила в редакцию 5.06.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой экономико-математического моделирования В.М. Вартанян, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНЕ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ПРИ РОЗРОБЦІ
МІЖЦЕХОВИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ МАРШРУТІВ ЗАСОБАМИ ІНЖЕНЕРІЇ КВАНТІВ ЗНАНЬ.
ЧАСТИНА II. ВИРОБНИЧА РЕАЛІЗАЦІЯ БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНОЇ ЗАДАЧІ
ПРО ПРИЗНАЧЕННЯ «РОЗЦЕХОВКА»**

І.Б. Сіроджа, Г.О. Фролова

Наведено виробничий приклад постановки та пошуку рішення багатокритеріальної задачі про призначення при розробці міжцехових технологічних маршрутів («розцеховка») в літакобудуванні засобами інженерії квантів знань. Вирішення цієї проблеми проводиться з урахуванням переваг технолога, тобто особи що приймає рішення (ОПР), щодо якості призначень. Це рішення засновано на аналізі характеристик двох множин елементів (n можливостей (об'єктів) і n вимог (суб'єктів)), які оцінюються за багатьма критеріями. Запропонована архітектура інтелектуальної системи підтримки прийняття рішень (ІСППР) «Розцеховка», яка є базою для ефективного вирішення багатокритеріальних задач про призначення при розцеховці (МЗН-Р). Система дозволить у діалозі з ОПР аналізувати вихідні дані, формувати область допустимих рішень, визначати найкращі призначення як оптимальне багатокритеріальне рішення МЗН-Р.

Ключові слова: багатокритеріальна задача розцеховки, інженерія квантів знань, технологічна підготовка виробництва (ТПВ), інтелектуальна система підтримки прийняття рішень (ІСППР)

**MULTIPLE-CRITERIA DECISION MAKING AT THE DEVELOPMENT OF INTERPLANT
TECHNOLOGICAL ROUTES ON THE BASIS OF KNOWLEDGE QUANTES ENGINEERING
PART II. PRODUCTION IMPLEMENTATION OF MULTICRITERION
ASSIGNMENT PROBLEM «RASTSEHOVKA»**

I.B. Sirodza, G.A. Frolova

The production example for solutions to the problem of multicriterion assignment problem to development of interplant technological routes («rastsehovka») in aircraft construction on the basis of knowledge quanta engineering is formulated and solved. This problem is solved give preference to technologist - decision maker from quality of appointments. This decision is based on an analysis of the characteristics of the two sets of elements (n resource (objects) and the n demands (subjects)), evaluated on many criteria. An architecture Intelligent Decision Support System (IDSS) «Rastsehovka», which serves as base to effectively solution the problem of multicriterion assignment problem (MAP-R). System will enable dialogue with decision maker analyze raw data, build feasible solution, describe to the best assignment as the optimal multicriteria decision MAP-R.

Key words: multicriterion problem of routing, knowledge quantes engineering, technological productions, Intelligent Decision Support System (IDSS)

Сироджа Игорь Борисович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Фролова Галина Александровна – аспирант кафедры инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Frolova.Galka@gmail.com.

УДК 621.57

Р.Н. РАДЧЕНКО

Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина

ВЕРИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЭЖЕКТОРНОЙ УТИЛИЗАЦИОННОЙ УСТАНОВКИ ПРОМЕЖУТОЧНОГО КОНТУРА ОХЛАЖДЕНИЯ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ДИЗЕЛЯ

Разработана математическая модель эжекторной установки, использующей теплоту уходящих газов дизеля для охлаждения наружного воздуха перед наддувочным турбокомпрессором. Она включает модели эжектора, испарителя и конденсатора, учитывает особенности фазовых переходов при кипении и конденсации хладагентов и позволяет определять параметры работы установки на расчетных и частичных режимах, при полном и неполном фазовых переходах. Апробация модели выполнена сравнением расчетных значений тепловых коэффициентов с экспериментальными.

Ключевые слова: утилизация теплоты, охлаждение воздуха, эжектор, теплообменники, низкикипящее рабочее тело, фазовый переход, тепловой коэффициент.

1. Анализ проблемы и постановка задачи исследования

Экономичность дизелей существенно зависит от температуры воздуха на входе наддувочных турбокомпрессоров (ТК). Понизить температуру воздуха и за счет этого сократить потребление топлива дизелями можно с помощью теплоиспользующих установок (ТУ) охлаждения, производящих холод в процессе утилизации теплоты уходящих газов (наддувочного воздуха и др.). Конструктивно наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются ТУ эжекторного типа (ЭТУ), в которых функцию компрессора выполняет эжектор, а основными элементами, помимо эжектора, являются теплообменные аппараты (ТОА) с фазовым переходом низкикипящего рабочего тела (НРТ) [1]. При этом теплота может отводиться от воздуха на входе дизеля к НРТ с помощью промежуточного теплоносителя – воды. Применение промежуточного водяного охлаждения позволяет задействовать штатные теплообменники – водяные нагреватели наружного воздуха на входе ТК, которые функционируют при низких его температурах (около 0 °С) и в теплое время отключены. Поскольку с изменением гидродинамики (структуры) двухфазных потоков в процессе фазового перехода НРТ меняется и интенсивность теплообмена, то необходимо учитывать локальные теплоотдачу и падение давления НРТ, что позволяет моделировать работу ТОА как с полным, так и неполным фазовыми переходами.

Целью исследования является разработка математической модели ЭТУ, которая учитывала бы изменение теплоотдачи и падения давления в процессе фазового перехода НРТ.

2. Основные положения математической модели эжекторной теплоиспользующей установки охлаждения и результаты ее апробации

Схема эжекторной теплоиспользующей установки ЭТУ с промежуточным водяным контуром охлаждения воздуха на входе ДВС приведена на рис. 1.

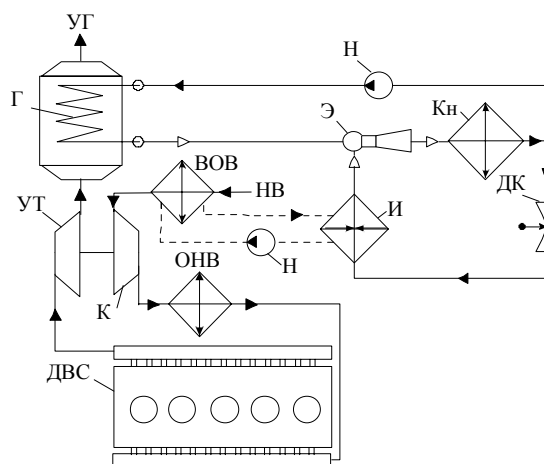


Рис. 1. Схема ЭТУ:

УТ – утилизационная турбина; К – компрессор наддувочный; ОНВ – охладитель наддувочного воздуха водяной; ВОВ – воздухоохладитель водяной; Г – генератор пара НРТ; Э – эжектор; Кн – конденсатор НРТ; ДК – дроссельный клапан; И – испаритель-воздухоохладитель; Н – насос; НВ – наружный воздух; УГ – уходящие газы

Отвод теплоты от уходящих газов происходит в генераторе паров НРТ высокого давления, а охла-

ждение воды промежуточного контура охлаждения воздуха на входе дизеля – в испарителе. Энергия паров НРТ высокого давления используется в эжекторе для поджатия паров НРТ низкого давления, всасываемых из испарителя, до давления в конденсаторе.

Эффективность ЭТУ характеризуется тепловым коэффициентом $\zeta = Q_0/Q_r$ – отношением количеств теплоты, подведенной к НРТ в испарителе, т.е. холодопроизводительности ЭТУ Q_0 , и в генераторе Q_r .

Разработанная математическая модель ЭТУ включает модели ТОО (испарителя пара НРТ низкого давления, генератора пара НРТ высокого давления и конденсатора) и эжектора.

Входные параметры модели эжектора: давление и температура силового (P_r, t_r), эжектируемого (P_0, t_0) и суммарного (P_k, t_k) потоков пара. Выходной параметр – ζ .

Математическая модель эжектора базируется на теоретических основах гидродинамики потоков [2]. При этом существующие методики определения характеристик эжекторов были модифицированы с учетом влияния интенсивности теплообмена в ТОО и соответствующих температурных напоров θ в них на исходные параметры для расчета эжектора: давления и температуры P_r и t_r ; P_0 и t_0 ; P_k и t_k . Выходные же параметры модели эжектора (расходы НРТ) являются входными для ТОО.

Особенностью математических моделей ТОО с фазовым переходом НРТ является то, что они позволяют рассчитывать локальные по длине канала (в случае течения НРТ в каналах, образованных трубками) или трубки параметры НРТ и воды (газа, воздуха). При этом длина трубки (канала) L разбивалась на k участков длиной dz . На каждом i -м участке из уравнений тепловых балансов по НРТ и воде (газу, воздуху) и теплопередачи определялись параметры НРТ (давление P_i , температура кипения или конденсации t_i , паросодержание x_i), воды или воздуха, газа (температура t_{bi} , энтальпия I_{bi}) и количество теплоты Q_i , которая была отведена (подведена) от воды (воздуха).

Уравнения тепловых балансов по НРТ, воде и теплопередачи для i -го участка трубки (канала) испарителя-охладителя воды имеют вид:

$$Q_i = G_0 (x_{2i} - x_{1i}); Q_i = G_B c_B (t_{bi} - t_{bi+1}); Q_i = k_i \theta_i F_i.$$

Приращение паросодержания dx на i -м участке вычисляют из равенства количеств теплоты, подведенной путем теплопередачи, с одной стороны, и воспринятой НРТ в процессе кипения, с другой:

$$Q_i = q_i \pi d_{вн} dz = 0,25 \pi d_{вн}^2 (\rho w) r dx.$$

Плотность теплового потока на i -м участке канала (трубки) испарителя, отнесенная к его внутренней поверхности:

$$q_i = k_i \theta_i = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_a} + \frac{1}{\alpha_b \beta} + R_3} \theta_i,$$

где α_a, α_b – коэффициенты теплоотдачи к кипящему НРТ и воде, отнесенные каждый к своей поверхности; β – степень оребрения, т.е. отношение наружной ребристой поверхности участка трубы испарителя-охладителя воды к внутренней гладкой поверхности трубы (для неоребренных труб β – отношение наружного и внутреннего диаметров труб); R_3 – термическое сопротивление загрязнений (материала стенки, разных отложений, например масла и т.д.); логарифмическая разность температур при противотоке:

$$\theta_i = \frac{(t_{b1} - t_{02}) - (t_{b2} - t_{01})}{\ln \frac{t_{b1} - t_{02}}{t_{b2} - t_{01}}},$$

где t_{b1} и t_{b2} – температуры воды на входе и выходе i -го участка трубки (канала) испарителя; t_{01} и t_{02} – соответствующие температуры кипения НРТ.

С учетом $t_{02} = t_{01} - \Delta t_{0i}$, где Δt_{0i} – падение температуры кипения НРТ вследствие гидравлического сопротивления ΔP_{0i} , получают

$$\theta_i = \frac{(t_{b1} - t_{b2}) + \Delta t_{0i}}{\ln \frac{t_{b1} - t_{02}}{t_{b2} - (t_{02} + \Delta t_{0i})}}.$$

Локальное падение температуры кипения Δt_{0i} , обусловленное гидравлическим сопротивлением ΔP_{0i} на i -м участке длиной dz , рассчитывали по закону Клаузиуса–Клапейрона, в котором при малых значениях Δt_{0i} и ΔP_{0i} можно перейти от дифференциалов к конечным разностям:

$$\frac{dP_{0i}}{dt_{0i}} = \frac{r}{T_0 \cdot (v_n - v_{ж})} \approx \frac{\Delta P_{0i}}{\Delta t_{0i}},$$

где гидравлическое сопротивление ΔP_{0i} определяют по методу Локкарта–Мартинелли [4], принимая для двухфазного потока НРТ модель течения со скольжением фаз, согласно которой потери давления на трение двухфазного потока выражают через их величину для той из фаз, падение давления которой больше: если это жидкость, то $\Delta P_0 = \Phi_{ж}^2 \Delta P_{ж}$, а если пар, то $\Delta P_0 = \Phi_{п}^2 \Delta P_{п}$.

Потери давления на трение жидкости рассчитывают как

$$\Delta P_{ж} = \zeta_{ж} (\rho w)^2 (1 - x)^2 L / (2 d_{вн} \rho_{ж}),$$

а пара

$$\Delta P_{п} = \zeta_{п} (\rho w)^2 x^2 L / (2 d_{вн} \rho_{п}),$$

где коэффициент трения для турбулентного течения находят по зависимостям:

$$\zeta_{ж} = 0,3164 R e_{ж}^{-0,25};$$

$$\zeta_{\pi} = 0,3164 \operatorname{Re}_{\pi}^{-0,25} \text{ или}$$

$$\zeta_{\pi} = 0,18 \operatorname{Re}_{\pi}^{-0,2} [4];$$

$$\operatorname{Re}_{\text{ж}} = \frac{c w \cdot (1-x) \cdot d_{\text{вн}}}{M_{\text{ж}}} \text{ и}$$

$$\operatorname{Re}_{\pi} = \frac{c w \cdot x \cdot d_{\text{вн}}}{M_{\pi}}.$$

Коэффициент пропорциональности Φ_{π} вычисляют по эмпирической корреляции [4]:

$$\Phi_{\pi} = 1 + 2,85 X_{\text{т}}^{0,52},$$

а $\Phi_{\text{ж}}$ – из соотношения

$$\Phi_{\text{ж}} = \Phi_{\pi} / X_{\text{т}} = X_{\text{т}}^{-1} + 2,85 X_{\text{т}}^{-0,48}.$$

Параметр Мартинелли-Нельсона

$$X_{\text{т}} = (\Delta P_{\text{ж}} / \Delta P_{\pi})^{0,5}$$

определяют как

$$X_{\text{т}} = \left(\frac{M_{\text{ж}}}{M_{\pi}} \right)^{0,1} \left(\frac{1-x}{x} \right)^{0,9} \left(\frac{c_{\pi}}{c_{\text{ж}}} \right)^{0,5}.$$

Уравнение для расчета q_i является трансцендентным, поскольку в его правую часть входят коэффициент теплоотдачи при кипении α_a и падение температуры кипения НРТ Δt_{0i} , обусловленное гидравлическим сопротивлением двухфазного потока ΔP_i , зависящими от паросодержания x , которое, в свою очередь, – от заранее неизвестной величины q_i . Оно решается итерационным методом: до совпадения принятой величины q_i с рассчитанной как

$$q = k \theta.$$

Математическая модель испарителя обеспечивает получение данных по локальным его параметрам по длине каналов, что позволяет судить об эффективности использования поверхности.

Об изменении коэффициентов теплоотдачи α_a к кипящему хладону R142B и теплопередачи k , а также плотности теплового потока q можно судить по их зависимости от длины L трубки (канала) испарителя, представленной для скорости воды $w = 1,5$ м/с на рис. 2. При этом температуры воды на входе и выходе из испарителя были соответственно $t_{\text{в1}} = 8$ °C и $t_{\text{в2}} = 5$ °C.

При внутриканальном кипении НРТ в конвективном режиме течения (при высоких скоростях) на завершающей стадии фазового перехода (при x , близких 1), когда происходит переход от дисперсно-кольцевого к дисперсному режиму течения с осушением поверхности канала, имеет место резкое снижение коэффициента теплоотдачи α_a (кризис теплоотдачи второго рода) и, как следствие, коэффициента теплопередачи k и плотности теплового потока q (рис. 2).

Кризис теплоотдачи второго рода имеет место при конвективном испарении всех НРТ.

Из-за крайне низкой интенсивности теплоотдачи α_a от сухой поверхности канала к пару в дисперсном режиме течения для полного испарения капель жидкости требуется большая длина канала L (рис. 2).

Эти же положения были в основе математической модели конденсатора, разработанной с учетом двух режимов конденсации: под влиянием сил гравитации и скорости потока (конвективный режим).

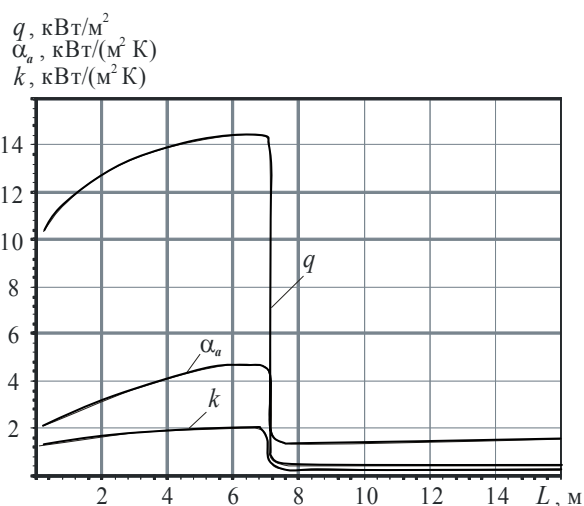


Рис. 2. Изменение коэффициентов теплоотдачи α_a к кипящему хладону R142B и теплопередачи k , плотности теплового потока q в зависимости от длины L трубки испарителя

Математическая модель была реализована в виде компьютерной программы расчета параметров ЭТУ на предельных режимах с определением максимальных значений достижимых коэффициентов эжекции U и тепловых коэффициентов ζ , а также оптимальных геометрических характеристик эжектора на расчетных режимах.

Коэффициент эжекции

$$U = G_0 / G_r$$

представляет собой отношение расходов НРТ низкого давления, подсасываемого эжектором из испарителя, и силового НРТ высокого давления, поступающего из генератора в рабочее сопло эжектора.

Эффективность ЭТУ характеризуется тепловым коэффициентом $\zeta = Q_0 / Q_r$ – отношением количеств теплоты, подведенной к НРТ в испарителе (холодопроизводительности) Q_0 , и в генераторе Q_r .

Адекватность математической модели устанавливалась путем сравнения расчетных значений тепловых коэффициентов $\zeta_{\text{теор}}$ с экспериментальными $\zeta_{\text{эксп}}$ [2].

Из рис. 3 видно, что расхождение между $\zeta_{\text{теор}}$ и $\zeta_{\text{эксп}}$ не более 20 %, что свидетельствует об адекватности модели.

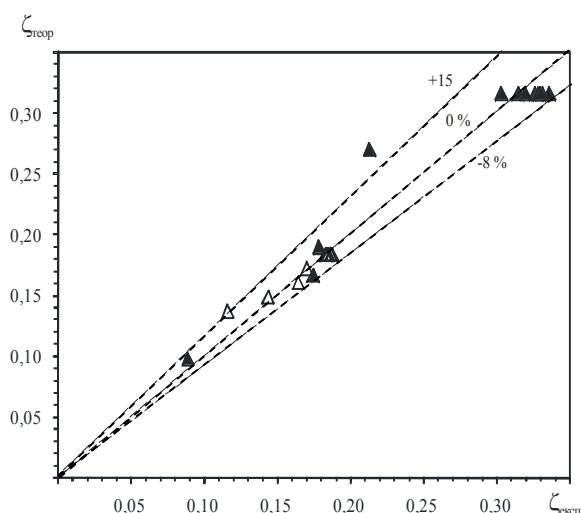


Рис. 3. Сравнение расчетных тепловых коэффициентов $\zeta_{\text{теор}}$ с опытными $\zeta_{\text{эксп}}$: Δ – [2]; $\blacktriangle$ – [1]

Выводы

1. Математическая модель ЭТУ учитывает взаимную связь параметров эжектора и ТОА.
2. Адекватность модели подтверждена опытными данными по тепловым коэффициентам.

Литература

1. Захаров Ю.В. Результаты испытаний экспериментальной фреоновой холодильной машины в режиме кондиционирования воздуха / Ю.В. Захаров, Л.М. Андреев, А.А. Лехмус // Холодильная техника. – 1971. – №3.
3. Соколов Е.Я. Струйные аппараты / Е.Я. Соколов, Н.М. Зингер. – М.: Энергия, 1970. – 288 с.
4. Справочник по теплообменникам. Т.1 / Пер. с англ. под ред. Б.С. Петухова и В.К. Шикова. – М.: Энергоатомиздат, 1987. – 561 с.

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

Поступила в редакцию 13.05.2009

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

ВЕРИФІКАЦІЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ЕЖЕКТОРНОЇ УТИЛІЗАЦІЙНОЇ УСТАНОВКИ ПРОМІЖНОГО КОНТУРУ ОХОЛОДЖЕННЯ ЗОВНІШНЬОГО ПОВІТРЯ ДИЗЕЛЯ

Р.М. Радченко

Розроблена математична модель ежекторної установки, що використовує теплоту відхідних газів дизеля для охолодження зовнішнього повітря перед наддувним турбокомпресором. Вона включає моделі ежектора, випарника і конденсатора, враховує особливості фазових переходів при кипінні та конденсації холодоагентів і дозволяє визначати параметри роботи установки на розрахункових і часткових режимах, при повному та неповному фазових переходах. Апробація моделі виконана порівнянням розрахункових значень теплових коефіцієнтів з експериментальними.

Ключові слова: утилізація теплоти, охолодження повітря, ежектор, теплообмінник, низькокипляче робоче тіло, фазовий перехід, тепловий коефіцієнт.

VERIFICATION OF MATHEMATICAL MODEL OF EJECTOR WASTE HEAT RECOVERY SYSTEM OF INTERMEDIATE CIRCLE FOR COOLING AMBIENT AIR IN DIESEL

R.N. Radchenko

The mathematical model of ejector system recovering the heat of diesel exhaust gases for cooling ambient air at the intake of discharge compressor has been developed. It includes the models of ejector, evaporator and condenser and considers the features of phase changes during boiling and condensation of refrigerants and allows to determine the parameters of performance of the system at designing and part load regimes with full and nonfull phase changes. The verification of model was done by comparing the calculated values of coefficients of performance with experimental data.

Key words: heat utilization, cooling of air, ejector, heat exchanger, low temperature boiling working fluid, phase change, coefficient of performance.

Радченко Роман Николаевич – аспирант Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

УДК 629.179.13

Л.Л. ЯЦКО¹, Р.А. ТРОФИМЕНКО¹, А.О. АНТОНОВ²¹ ОАО «НТК «Электронприлад», Киев, Украина² Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина

ОБЩАЯ ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА И ОЦЕНОЧНЫЙ РАСЧЕТ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ НАДЕЖНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНОЙ САУ БУК-3000

Рассмотрена общая функциональная схема перспективной САУ БУК-3000, входные и выходные каскады которой построены по схеме однократного резервирования, а микроконтроллерная схема центрального вычислителя – по схеме двойного резервирования. Многократный перекрестный обмен информацией, для выявления неявных отказов и повышения функциональной надежности. Выполнен оценочный расчет и сравнительная характеристика безотказности работы представленной схемы и одноканальной системы, построенных на однотипных элементах.

Ключевые слова: функциональная схема, функциональная надежность, система автоматического управления, вероятность безотказной работы, микроконтроллерная система, встроенный контроль, идентификация отказа, резервный канал управления, FADEC, мажоритарная логика, САУ, устройство управления, отказ, контролепригодность, обмен информацией, модуль.

Введение

Разработка новых перспективных систем управления (САУ) авиационными двигателями осуществляется в соответствии с требованиями, предъявляемыми к двигателю в целом и к САУ, а также с учетом существующего уровня развития элементной базы. От правильности обоснования и выбора элементов САУ будут зависеть не только характеристики двигателя, но и технико-экономические показатели летательного аппарата. Поэтому при разработке новых систем управления необходимо учитывать потенциальное будущее моральное старение элементов совместно с перспективой длительного жизненного цикла авиационного двигателя.

Современный уровень развития миниатюризации и интеграции элементной базы позволяет обеспечить новый, более высокий уровень расчетной безотказности систем управления и контроля. Благодаря появлению микросхем, содержащих сверхмощный процессор, память, программы и данные, коммуникационные интерфейсы, АЦП, ЦАП и др., изменилась схемотехника устройств САУ. Фактически устройство центрального вычислителя для систем типа FADEC состоит из 2-3 СБИС и некоторого количества режимно-задающих и согласующих пассивных элементов (резисторы, конденсаторы и т.д.). Это позволило повысить надежность САУ, но на сегодняшний день можно констатировать, что пути повышения надежности системы за счет применения все более и более интегрированных элементов практически исчерпаны [1].

Формулирование проблемы. Наиболее эффективным направлением повышения функциональной надежности САУ сейчас является совершенствование структурных решений и функциональных схем построения систем управления и контроля. Развитие многоканальных резервированных систем до недавнего времени было ограничено информационными каналами обмена между параллельно работающими системами. Если в качестве внутрисистемной магистрали и обмена использовалась параллельная шина, она требовала прокладки большого количества проводников в поддоне, развязывающих мультиплексоров и демультиплексоров, применение двухпортовых ОЗУ, сложной развязки внутренней и внешней шин обмена, синхронизации работы взаимодействующих устройств. Все перечисленное ограничивало аппаратное построение многоканальных систем и практически сводило к нулю суммарный эффект повышения надежности от функциональной и аппаратной избыточности системы.

Если в качестве внутрисистемной магистрали применялись последовательные каналы обмена, то при внешней простоте построения они не обладали требуемыми характеристиками по скорости обмена, надежности доставки информации, контролепригодности и т.д. Современные вычислительные системы имеют колоссальную вычислительную производительность и аппаратную оснащенность, которые в совокупности позволяют пойти по пути усложнения системного программного обеспечения (ПО) для повышения контролепригодности и повышения общей функциональной надежности, без

ущерба для качества реализации алгоритмов управления и контроля двигателя.

Широко известны алгоритмы мажоритарной логики "2 из 3" [1], и в настоящий момент они достаточно широко распространены при построении высоконадежных систем, в которых основными выходными командами являются сигналы вида 1/0. Такие системы являются очень надежными.

Но не были решены проблемы резервирования формирователей выходных аналоговых сигналов. Возможно ли сформировать алгоритм мажоритарной логики для аналогового выходного сигнала? Какая бы ни была сложная цепочка формирования решения, она должна иметь выход на чувствительный элемент исполнительного механизма, т.е. на физическом выходе, все равно будет находиться нерезервированная выходная цепочка. Однако возможно за счет большого количества перекрестных обменов информацией и взаимного контроля свести риск принятия решения до минимума, а выходной каскад охватить 100% обратной связью для надежного контроля его работоспособности.

В данной работе рассматривается возможность построения полноценной трехканальной системы для перспективной САУ БУК-3000 и выполняется оценочный расчет надежности такой системы.

1. Общая функциональная схема перспективной САУ - БУК-3000

В блоке БУК-20-38 - САУ ГТД ТВД-20 самолета АН-38 была реализована мажоритарная логика "2 из 3" для дискретных выходных команд [3]. Система проявила себя очень хорошо во время опытной эксплуатации самолета, однако формирование выходного аналогового сигнала на электромагнитный клапан ограничения расхода топлива, формировался с устройства, которое было условно обозначено как "Основной канал управления", т.е. по одноканальной схеме.

Для перспективной САУ БУК-3000 в настоящий момент прорабатывается вариант построения полноценной 3-х канальной системы, с двухуровневым перекрестным информационным обменом, который минимизирует вероятность ошибки при подготовке исходных данных и вычислении величины потребного расхода топлива, выдачи команды управления на формирователь выходного сигнала и надежно выявляет отказавшее устройство внутри системы. Особенностью функциональной схемы системы является двухуровневый информационный обмен. На рис. 1 приведена общая структура процессов передачи информации, контроля и вычисления перспективной системы БУК-3000.

Устройства сбора и обработки информации (УСО-3000) выполняют сбор и начальную обработку первичной информации от датчиков. Так как боль-

шинство датчиков – двухканальные, то система сбора имеет независимые каналы, реализуя значительное количество контрольных алгоритмов, в частности: – контроль целостности линии связи на КЗ/Обрыв, по возможности, разделяя эти состояния; – самоконтроль исправности внутренних преобразователей и нормализаторов входных сигналов - встроенная система контроля; – контроль исправности датчика, по анализу динамических и статических характеристик измеренного сигнала, таких как попадание результатов в заданный диапазон, контроль скорости изменения сигнала датчика и т.д.; – фильтрацию результатов измерений от сбойных значений (математическая обработка результатов); – коррекцию результатов измерения по градуировочным таблицам или с учетом внешних воздействующих факторов (температура, давление и т.д.) – при необходимости.

Устройства центральных вычислителей (УЦВ-3000) осуществляют сбор аналоговой информации от разных источников, осуществляя перекрестный контроль полученных данных по величине предельного рассогласования. Для каждого аналогового сигнала будет выбран свой критерий выбора результирующего значения для использования в вычислительных алгоритмах. Это может быть выбор среднего значения, "всегда работаем по большему или меньшему", привязка результата (при общих нормальных характеристиках) к какому-то одному каналу. Это требует индивидуального анализа характеристик каждого сигнала. При одинаковых критериях выбора микроконтроллеры независимых каналов выберут одинаковые, или близкие по значениям (при наличии некоторой асинхронности в канале информационного обмена). На данном этапе осуществится контроль работоспособности системы сбора и устройство сбора, данные которого будут отличаться от принятой нормы, будет удалено из системы, т.е. его информация будет игнорироваться центральными вычислителями.

Центральные вычислители осуществляют расчет потребного расхода топлива (или положения ВНА, или КПВ и т.д.) и формируют величину необходимого корректирующего воздействия.

После завершения расчета, они повторно обмениваются информацией и сравнивают результаты расчета между собой. По формализованному алгоритму выбирается оптимальное значение корректирующего воздействия, которое передается дальше на устройство управления насосом-дозатором.

Устройство управления насосом-дозатором – это сложное комплексное микроконтроллерное устройство, которое формирует силовой аналоговый сигнал на исполнительный механизм. На это устройство заведены датчики положения исполнительных механизмов (ИМ) со схемами контроля целостности линии и алгоритмами контроля исправности датчика.

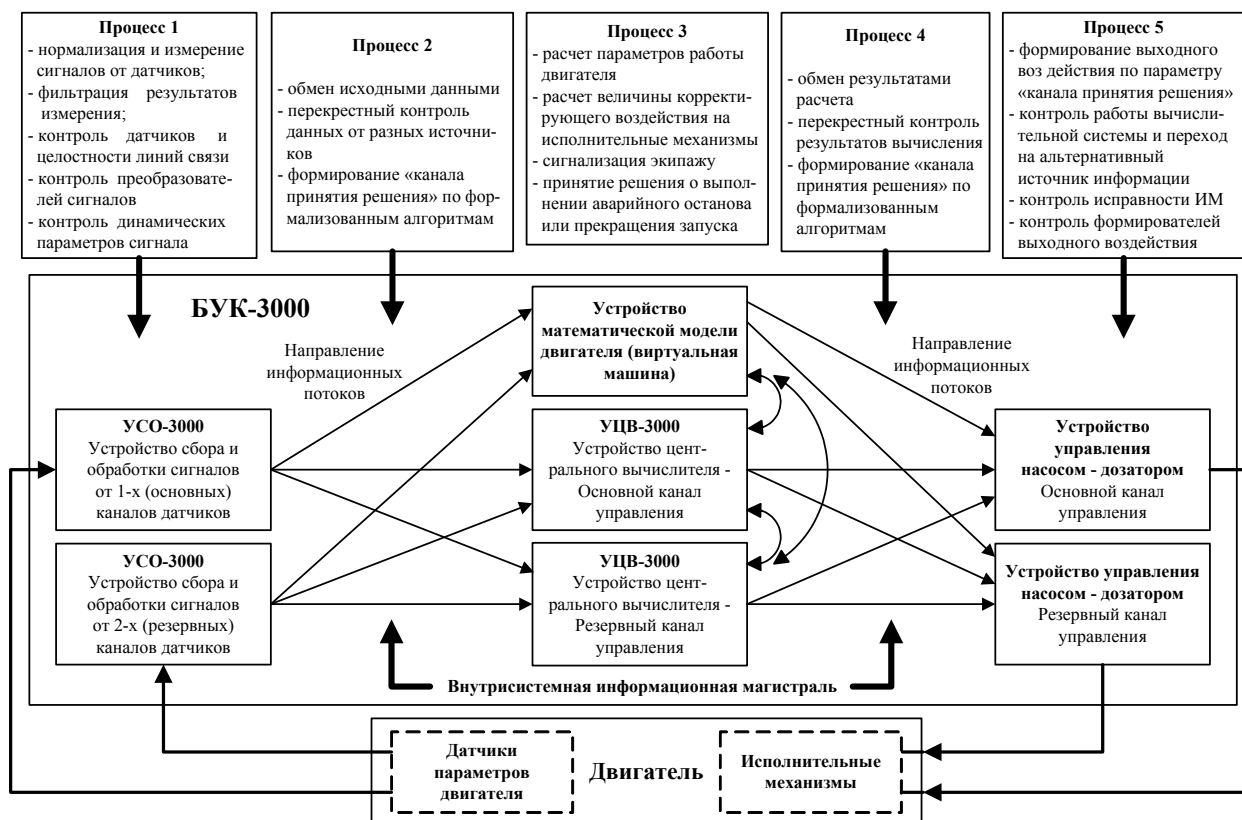


Рис.1. Общая функциональная схема перспективной САУ - БУК-3000

Устройство контролирует величину выдаваемого сигнала, скорость перемещения исполнительного механизма, при необходимости оно формирует несколько последовательных высокочастотных сигналов корректировки положения ИМ для оптимального позиционирования на величину заданного расхода. При этом в программных алгоритмах могут учитываться индивидуальные характеристики ИМ, такие как величина трения, величина тока страгивания (трение покоя), динамические и статические характеристики. Особенностью системы является двойной перекрестный обмен информацией – первый процесс обеспечивает выполнение расчетных алгоритмов по одинаковым исходным данным и выявление отказов в системе сбора и обработки первичной информации. Второй перекрестный обмен результатами вычислений обеспечивает выявление отказов уже в системе центрального вычислителя. Таким образом, гарантируется высокая вероятность выполнения функции – вычисление потребного расхода топлива и формирование выходного управляющего сигнала.

2. Оценочный сравнительный расчет функциональной надежности

Для анализа возможности повышения функциональной надежности САУ был проведен оценоч-

ный расчет надежности представленной функциональной схемы. Естественно, сложно ожидать совпадения реального и рассчитанного поведения системы. Расчет надежности микроконтроллерных устройств, состоящий в определении числовых показателей надежности $P(t)$ и T_{cp} по известным интенсивностям отказов комплектующих элементов не проводился, но оценочная вероятность безотказной работы принималась равной 0,9, что является сильно заниженной величиной, по сравнению с расчетной. Вероятность безотказной работы системы обычно вычисляется с использованием выражений [4]:

$$P_c(t) = \exp\left(-\int_0^t \Lambda(t) dt\right), \quad \Lambda(t) = \sum_{i=1}^n \lambda_i(t), \quad (1)$$

где $\lambda_i(t)$ – интенсивность отказов i -го модуля, n – число модулей системы.

Модули одного иерархического уровня имеют приблизительно равную надежность. Тогда для системы из K групп модулей одного уровня можно записать приведенные выше зависимости:

$$P_c(t) = \exp\left(-\sum_{i=1}^K n_i \int_0^t \lambda_i(t) dt\right), \quad \Lambda(t) = \sum_{i=1}^K n_i \lambda_i(t), \quad (2)$$

где n_i – число модулей i -го уровня иерархии.

Средняя наработка на отказ системы в общем случае определяется по вероятности безотказной работы в соответствии с выражением:

$$T_{cp} = \int_0^{\infty} P_c(t) dt. \quad (3)$$

Установка и включение параллельно нескольких таких же систем, т.е. общее резервирование, приводит к увеличению результирующей вероятности безотказной работы резервированной системы $P(t)$:

$$P(t) = 1 - [1 - P_c(t)]^{m+1}, \quad (4)$$

где m – число резервных систем, включенных параллельно основной.

В представленной функциональной схеме используется однократное резервирование устройств системы сбора первичной информации, двукратное резервирование устройств центральных вычислителей и однократное резервирование устройств управления насосом-дозатором, поэтому (4) запишем в виде:

$$P_{\text{РЕЗ. СИСТЕМЫ}}(t) = [1 - (1 - P_{\text{УСО-3000}}(t))^2] \cdot [1 - (1 - P_{\text{УЦВ-3000}}(t))^3] \cdot [1 - (1 - P_{\text{УУ-НД}}(t))^2]. \quad (5)$$

Если предположить, что микроконтроллерные устройства системы имеют примерно одинаковую вероятность безотказной работы, и принять ее, как было указано выше, равной 0,9, то вероятность безотказной работы одноканальной системы из трех последовательно соединенных модулей будет равна 0,729. Оценочная вероятность безотказной работы резервированной системы, представленной на рис. 1, будет составлять 0,9791, что более чем в 1,34 раза выше, чем у одноканального исполнения системы..

Для определения средней наработки на отказ резервированной системы запишем выражение (5) с учетом экспоненциального закона распределения:

$$P_{\text{РЕЗ. СИСТЕМЫ}}(t) = [1 - (1 - \exp(-\lambda_i t))^2] \cdot [1 - (1 - \exp(-\lambda_i t))^3] \cdot [1 - (1 - \exp(-\lambda_i t))^2].$$

После несложных математических преобразований полученное выражение подставим в (3) и после интегрирования получим $0,776/\lambda_i$. Для нерезервированной системы $T_{cp} = 0,333/\lambda_i$, таким образом, средняя наработка на отказ при принятом методе резервирования увеличилась в 2,33 раза по сравнению с исходной.

3. Надежность и ресурс современных микроконтроллеров с хранением кодов программ во внутренней FLASH-памяти

Кроме анализа надежности функциональных схем, нами был проведен анализ надежности собственно микроконтроллеров типа MCS-51 (Atmel), ARM (Atmel), ST10 (STMicro). В результате поиска и анализа полученных от служб тех.поддержки материалов и результатов ресурсных испытаний микроконтроллеров фирм Atmel и STMicro установлено очень серьезное отношение указанных фирм к вопросам надежности.

Типовыми тестами, которым подвергаются все, без исключения серии микросхем, являются:

- тест на длительную наработку (при +125°C);
- тест на длительную наработку (при 125°C для изделий в пластиковых корпусах);
- сохраняемость данных во внутренней FLASH-памяти при высоких температурах (при +150°C для пластиковых корпусов);
- воздействие высокого давления и температуры;
- тест на воздействие относительной влажности (85% при +131°C);
- расширенные температурные циклы (не менее 1000 циклов от -65°C до +150°C) и т.д.

Тестированию подвергаются партии микросхем, с размером выборки от 50–100 образцов, до 1000 образцов. Суммарная наработка испытуемых партий составляет от $1 \cdot 10^6$ до $12 \cdot 10^6$ приборо-часов.

Условия испытаний – значительно более жесткие по внешним воздействующим факторам (несмотря на индустриальное назначение (диапазон от -40°C .. +125°C), ВСЕ микросхемы в пластиковых корпусах подвергались длительному (миллионы часов) воздействию температур -60°C +150°C, или их комбинаций, а также значительно более длительные по времени воздействия.

Несмотря на то, что пресс-релизы фирмы AT-MEL об устаревших микросхемах MCS-51 появились в 2006 году, последние отчеты о ресурсных испытаниях датируются 2007 – 2008 годами, что говорит о непрекращающихся испытаниях микросхем на ресурс, в течении всего времени серийного производства. Можно предположить, что испытания были прекращены и оформлены отчеты, после принятия решения о прекращении массового серийного производства указанных микросхем.

При экстраполяции полученных результатов испытаний на надежность, с учетом гораздо более мягких условий климатических воздействий, которым подвергаются наши блоки, по экспоненциальному закону, то можно сделать выводы:

- величина назначенного ресурса 30лет, с учетом воздействия типовых величин внешних факторов (ЕНЛГС, АП-25 и т.д.), принятых для изделий БРЭО, не превышает допустимые сроки эксплуатации микроконтроллеров, установленные их производителями (Atmel, STMicro) в части сохраняемости кодов программ и данных во внутренней FLASH-памяти и назначенным ресурсам для микроконтроллеров;

- для обеспечения сохранения назначенного ресурса критически важным параметром является количество перепрограммирований микроконтроллеров в процессе настройки изделия.

Исходя из анализа добротности предоставлен-

ных материалов, можно сделать вывод о стратегически правильном выборе разработчиков в части выбора производителей встраиваемых микроконтроллеров (ATMEL, STMicro) а также типов применяемых микроконтроллеров (MCS-51: AT89S8252, MCS-16: ST10F168, ST10F269, ARM).

Характеристики указанных микросхем, в совокупности со схемотехническими решениями, позволяющими выявлять отказы различных микроконтроллеров и структурных единиц системы, и по возможности парировать их (методами реконфигурации структуры инф. потоков или выдачей команд на аварийный останов) позволяют применять их при разработке систем управления с полной ответственностью - FADEC.

Заключение

Создание аппаратуры без излишних запасов прочности – важная и сложная задача, поскольку конструктор не всегда имеет четкие количественные параметры внешних воздействий, отсутствуют или

имеются неточные математические модели, позволяющие весьма ориентировочно произвести указанную оценку. Это приводит к внесению в конструкцию завышенных запасов прочности и устойчивости, так называемых коэффициентов незнания, уточнение которых – условие успешного обеспечения заданной надежности при минимальной себестоимости.

Литература

1. Конструкторско-технологическое проектирование электронной аппаратуры / Под ред. В.А. Шахнова. – М.: МГТУ им. Баумана, 2002. – 528 с.
2. Woodward Governor Company, firms presentation material, "2 out of 3 voting fault tolerance process" and "Triple module fault tolerance", 2008.
3. Отладка и испытания систем управления и контроля авиационных двигателей / С.В. Епифанов, С.Н. Суховий, В.П. Дробинов, Л.Л. Яцко, Е.В. Павлюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 23.
4. Половко А.М. Основы теории надежности / А.М. Половко. – М.: Наука, 1964. – 448 с.

Поступила в редакцию 01.04.2009

Рецензент: д-р техн.наук, проф., зав.кафедрой Н.И. Бурау, НТУУ "Киевский политехнический институт", Киев.

ЗАГАЛЬНА ФУНКЦІОНАЛЬНА СХЕМА І ОЦІННИЙ РОЗРАХУНОК ФУНКЦІОНАЛЬНІЙ НАДІЙНОСТІ ПЕРСПЕКТИВНОЇ САК БУК-3000

Л.Л. Яцко, Р.А. Трофіменко, А.О. Антонов

Розглянута загальна функціональна схема перспективної САУ БУК-3000, вхідні і вихідні каскади якої побудовані по схемі одноразового резервування, а мікроконтролерна схема центрального обчислювача - по схемі подвійного резервування. Багатократний перехресний обмін інформацією, для виявлення неявних відмов і підвищення функціональної надійності. Виконаний оцінний розрахунок і порівняльна характеристика безвідмовності роботи представленої схеми і одноканальній системі, побудованих на однотипних елементах.

Ключові слова: функціональна схема, функціональна надійність, система автоматичного керування, вірогідність безвідмовної роботи, мікроконтролерна система, вбудований контроль, ідентифікація відмови, резервний канал управління, FADEC, мажоритарна логіка, САК, пристрій управління, відмова, контролепридатність, обмін інформацією, модуль.

GENERAL FUNCTIONAL DIAGRAM AND EVALUATION CALCULATION TO FUNCTIONAL RELIABILITY OF PERSPECTIVE ACS БУК-3000

L.L. Iatsko, R.A. Trofimenko, A.O. Antonov

The general functional diagram of perspective ACS is considered БУК-3000, the cascades of entrances and outputs of which are built on the chart of the single reserving, and microcontrollers chart of main device - on the chart of the double reserving. It is use frequent cross exchange by information, for the exposure of non-obvious refusals and increase of functional reliability. An evaluation calculation and comparative description of faultlessness of work of the presented chart is executed the one - channel system, built on of the same types elements.

Key words: functional diagram, functional reliability, automatic control system, probability of faultless work, microcontrollers system, built-in control, authentication of refusal, reserve channel of management, FADEC, majority logic, SAU, control unit, refusal, possibility for control, exchange by information, module.

Яцко Ласло Ласлович – канд.техн.наук, ведущий конструктор, начальник бригады перспективных разработок ОАО "НТК "Электронприлад", Киев, Украина, e-mail: iatsko@i.ua.

Трофименко Руслан Анатольевич – ведущий конструктор, ОАО "НТК "Электронприлад", Киев, Украина, e-mail: tr@mail.ru.

Антонов Алексей Олегович – студент 5 курса кафедры "Приборы и системы ориентации и навигации" Приборостроительного факультета, НТУУ "Киевский политехнический институт", Киев, Украина.

УДК 629.735.017.1:629.735.33(045)

О.Г. КУЧЕР, П.О. ВЛАСЕНКО

Національний авіаційний університет, Київ

УПРАВЛІННЯ НАДІЙНІСТЮ ПАРКУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН АВІАКОМПАНІЇ

Розглянуті питання управління надійністю парку повітряних суден авіакомпанії, що включають в себе аналіз, контроль, моніторинг та прогнозування стану надійності агрегатів, функціональних систем та видів обладнання повітряних суден, які експлуатуються авіакомпанією. Проаналізований класичний підхід та система управління надійністю парку повітряних суден. Запропонована модель та автоматизована система управління надійністю для забезпечення авіакомпаніями необхідного рівня надійності і льотної придатності авіаційної техніки та безпеки польотів. Розглянуті показники безвідмовності, які покладені в основу автоматизованої системи. Приведений розрахунок показників якості, на основі яких визначається якість проведення ремонтів повітряних суден обслуговуючим персоналом. Наведений метод контролю та прогнозування надійності, заснований на розподілі Пуассона. Розглянуті задачі, які вирішуються за допомогою автоматизованої системи контролю надійності авіакомпанії.

Ключові слова: льотна придатність, показники надійності та ефективності, контроль та моніторинг надійності, управління надійністю.

Введення

В наш час, в умовах ринкової економіки, авіакомпаніям для підтримання конкурентоспроможності на ринку авіаційних перевезень потрібно правильно управляти процесами забезпечення необхідного рівня надійності та льотної придатності парку повітряних суден (ПС), що експлуатується, технічного обслуговування (ТО) авіаційної техніки (АТ), матеріально-технічного забезпечення авіакомпанії, проведення сертифікації техніки і персоналу та забезпечення безпеки польотів.

В статті наведена модель управління надійністю парку повітряних суден авіакомпанії, яка заснована на даних з надійності авіаційної техніки. Описана автоматизована система контролю стану надійності парку ПС авіакомпанії.

1. Класичний підхід до управління надійністю

Система управління надійністю являє собою наукову, технічну та організаційну взаємодію розробника, виготовлювача та експлуатаційника ПС при створенні, виготовленні, ремонті, технічному обслуговуванні та експлуатації авіаційної техніки. Ця система забезпечує високий рівень первинної та експлуатаційної надійності АТ, необхідної для досягнення заданого рівня льотної придатності, безпеки польотів та економічної ефективності експлуатації ПС [1, 6].

Система надійності складається із таких взаємодіючих підсистем:

– забезпечення початкового рівня надійності (підвищення кваліфікації персоналу розробника, спеціальні дослідження, забезпечення необхідного рівня надійності до сертифікації, розвиток системи діагностування, доробки згідно до технічних вимог, підвищення рівня підготовки серійного виробництва, підвищення рівня підготовки льотного та наземного складу експлуатуючих підприємств);

– конструктивно-технологічного удосконалення АТ в процесі серійного виробництва та експлуатації (інформаційне забезпечення стану експлуатації; інформаційне забезпечення стану АТ при ремонті; оперативність доставки агрегатів, що відмовили, до заводів-виготовлювачів; глибина та оперативність дослідження агрегатів, що відмовили; ефективність розроблених заходів та оперативність їх впровадження; комплексність відпрацьованих та впроваджених заходів для виготовлення, ремонту та експлуатації АТ; організаційне забезпечення робіт);

– підвищення ресурсу комплектуючих виробів ПС в експлуатації (експлуатація за технічним станом, експериментально-розрахункова оцінка надійності та довговічності комплектуючих виробів ПС, постійний нагляд за станом надійності АТ);

– забезпечення якості та стабільності виробництва і ремонту (підвищення кваліфікації інженерного та виробничого персоналу, систематичний контроль, сертифікація технологічних процесів, комплекс заходів по забезпеченню стабільності виробництва, статистичний аналіз стану виробництва, управління якістю, досконалість конструкторської та технологічної документації);

– удосконалення експлуатації та технічної діагностики (матеріально-технічне оснащення, підвищення кваліфікації льотного та технічного складу, прогнозування надійності, ремонт в експлуатації, удосконалення процесів технічної діагностики, експлуатація за технічним станом);

– економічного забезпечення надійності (стимування, фінансування робіт по підвищенню надійності та ресурсу АТ, формування фонду надійності та ресурсу, методичне забезпечення).

2. Модель управління надійністю в авіакомпанії

В авіакомпанії основними заходами, спрямованими на збільшення прибутку, є оптимізація процесів технічного обслуговування та матеріально-технічного забезпечення, своєчасна сертифікація екземплярів, типів ПС, персоналу і експлуатаційника та забезпечення льотної придатності парку ПС. Всі ці заходи засновані на даних з надійності. Важливим питанням є правильна організація системи збору інформації з надійності, причому необхідно зазначити, що авіакомпанія експлуатує авіаційну техніку і за станом, і за ресурсами. Тобто потрібно враховувати дані по відмовам, наробіткам та ресурсам компонентів АТ.

Для управління надійністю ПС в авіакомпанії розроблено загальний контур управління експлуатацією ПС (рис. 1), основними складовими якого є збір, обробка даних та керуючі впливи. На основі даних про відмови і несправності, виявлені екіпажем в польоті та наземними службами при ТО, незаплановані зняття компонентів з ПС, затримки та відміни рейсів, даних проходження ПС періодичного ТО, обліку напрацювань основних виробів ПС проводиться оцінка стану та контроль надійності компонентів АТ, моніторинг, прогнозування показників надійності, контроль і аналіз ресурсного стану АТ та підготовка доказової інформації.

Результати обробки даних використовуються для інформаційної підтримки процесів регулювання Програм надійності і технічного обслуговування ПС, діагностування, управління якістю проведення ТО, управління ресурсами АТ, забезпечення льотної придатності, сертифікації, матеріально-технічного забезпечення та розслідування авіаційних подій.

При зміні стану надійності проводиться управління процесом введення нових процедур з діагностики та контролю АТ для раннього виявлення та попередження відмов. На основі отриманих даних з надійності проводиться планування та зміна періодичності оглядів та проведення ТО з ціллю раннього

попередження відмов.

На основі результатів з обробки даних про надійність проводиться управління якістю ТО. Аналізуються якості робіт виконаних окремими працівниками, бригадами, змінами та цехами, які проводять оперативне, періодичне ТО та важкі форми ТО (ремонти). Спираючись на аналіз, вводяться штрафні або заохочувальні санкції, проводиться збір доказової інформації про рівень кваліфікації персоналу для його сертифікації.

При управлінні ресурсами, в залежності від значення розрахованих показників надійності та його впливу на безпеку польотів, компоненти авіаційної техніки переводяться на відповідні методи технічного обслуговування за станом або за ресурсом.

Для обслуговування за ресурсом важливими питаннями управління є подовження або обмеження ресурсів компонентів АТ.

Досягнутий рівень надійності та безпеки польотів визначає стан забезпечення льотної придатності авіаційної техніки. Тому процеси управління надійністю направлені на підвищення та забезпечення льотної придатності ПС.

Проведення сертифікації експлуатанта, екземпляру та типу ПС, авіаційного персоналу, багато в чому засновано на даних про надійність АТ. На основі цієї інформації в авіакомпаніях готуються необхідні звіти та доказова інформація на основі якої визначається стан льотної придатності кожного екземпляру та парку типів ПС авіакомпанії, рівень кваліфікації обслуговуючого персоналу [2, 4].

Процес управління матеріально-технічним забезпеченням авіакомпанії, що базується на даних про відмови, наробітки та ресурси комплектуючих виробів ПС та наявності запасних частин і витратних матеріалів на складах та комплектувальних, включає вирішення задач оптимізації поставок запасних частин (кількості і термінів), вибору постачальників, у яких умови закупки та якості компонентів АТ кращі, тощо.

Якщо при розслідуванні авіаційних подій, інцидент стався з технічної причини, проводиться ряд заходів, складаються бюлетені, направлені на підвищення (управління) надійності типу ПС [7].

Регулювання Програми ТО та Програми надійності проводиться шляхом внесення необхідних змін до програми технічного обслуговування, операційних відомостей. Ці зміни направлені на підвищення (збереження) рівня надійності та зменшення витрат на технічне обслуговування АТ, забезпечення заданого рівня льотної придатності та безпеки польотів.

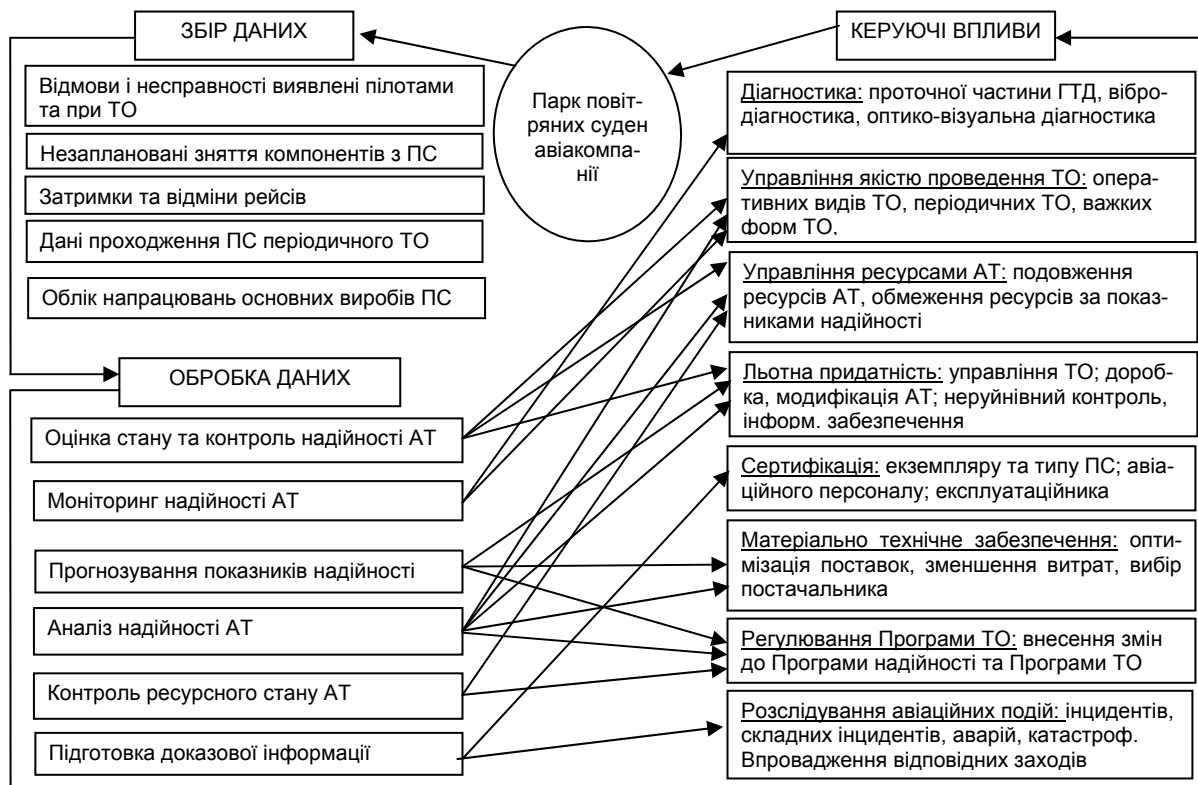


Рис. 1. Загальний контур управління надійністю ПС в авіакомпанії

3. Автоматизована система контролю надійності в авіакомпанії

3.1. Показники безвідмовності

В основу автоматизованої системи для визначення стану надійності парку повітряних суден авіакомпанії покладені наступні показники безвідмовності:

– середній наробіток на відмову

$$T = \sum_{i=1}^N \frac{t_i}{n}$$

де N – загальне число компонентів ПС (двигунів, систем, комплектуючих виробів); t_i – наробіток i -го компонента ПС за розглянутий календарний період; n – число відмов компонентів ПС за цей період;

– середнє значення параметра потоку відмов

$$\omega_{k,r,v,j} = \frac{\sum_{j=1}^l \Delta n_{k,r,j}}{\sum_{j=1}^l t_{\text{сум},k,v,j}}$$

де $\Delta n_{k,r,j}$ – кількість відмов r -го виду елемента k -го типу в j -му інтервалі наробітку; $t_{\text{сум},k,v,j}$ – сумарний наробіток v -го виду елемента k -го типу за j -й контрольний період; l – число інтервалів наробітку;

– імовірність справної роботи елементів за умови, що значення наробіток між відмовами і не-

справностями розподіляється за експонентним законом:

$$P_{k,r,j} = \exp(-\omega_{k,r,j}t),$$

де t – задана величина наробітку.

3.2. Оцінка якості проведення технічного обслуговування

Оцінка якості проведення ТО обслуговуючим персоналом визначається за наступними показниками:

– початкові оцінки якості:

$$H_{K\Pi} = \frac{N_1}{N} 100\% = \frac{N-T}{N} 100\% = \left(1 - \frac{T}{N}\right) 100\%,$$

де N – кількість пред'явлених робіт; N_1 – кількість прийнятих з першого пред'явлення робіт; T – кількість оформлених талонів другого пред'явлення;

– узагальнені показники якості:

$$R_{K_S} = H_{K_S} K_{CH} K_W K_F,$$

$$\text{де } K_{CH} = I_1^{n_1} I_2^{n_2} \dots I_z^{n_z} = \prod_z I_1^{n_1},$$

$$K_W = \frac{a_\Phi}{a_0}, \quad K_F = \frac{W_\Phi}{W_0}.$$

Тут $I_1^{n_1}$ – коефіцієнти перерахунку початкової оцінки якості; z – кількість перерахунку; a_Φ і a_0 – фактичний виробіток і встановлений норматив на

даний період на одного виконавця; W_{Φ} і W_0 – фактичний і запланований об'єми робіт з технічного обслуговування для ділянки, зміни; K_{Γ} – коефіцієнт гарантії; s – індекс того виду продукції, для якого визначалися всі розглянуті величини; $s=1,2,\dots,S$;

– індекси якості:

$$I_R = \frac{W_1 \frac{R_{K_1}}{R_{K_1^0}} + W_2 \frac{R_{K_2}}{R_{K_2^0}} + \dots + W_S \frac{R_{K_S}}{R_{K_S^0}}}{W_1 + W_2 + \dots + W_S} = \frac{\sum_{S=1}^S W_S \frac{R_{K_S}}{R_{K_S^0}}}{\sum_{S=1}^S W_S},$$

де W_S – об'єм продукції s -го виду, тобто об'єм технічного обслуговування по ділянці, цеху; $s=1, 2, \dots, S$, $R_{K_S^0}$ – базові значення узагальнених показників

якості технічного обслуговування;

– загальний рівень якості:

$$R_{3AG} = \frac{W_1 R_{K_1} + W_2 R_{K_2} + \dots + W_S R_{K_S}}{W_1 + W_2 + \dots + W_S} = \frac{\sum_{S=1}^S W_S R_{K_S}}{\sum_{S=1}^S W_S}.$$

3.3. Контроль та прогнозування надійності авіаційної техніки

При постійному значенні потоку відмов відновлювальних елементів АТ, використовується метод контролю та прогнозування надійності на основі розподілу Пуассона [3]. Спочатку в методі визначається середнє значення параметра потоку відмов

$$\bar{\lambda}_{\text{оуе}} = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (\lambda_{\text{оуе}})_j,$$

де $(\lambda_{\text{оуе}})_j$ – параметр потоку відмов елемента за j -й період експлуатації (місяць, квартал, рік), що пере-
дує контрольованому, з номером k .

Припустимо число відмов елемента $n_{\text{доп } k}$ за контрольований період знаходиться з рішення рівняння $P(n_{\text{доп } k}, \bar{\lambda}_{\text{оуе}}, t_{\text{сум } k}) = P_{\text{доп}}$, яке при Пуассонівському потоці відмов має вигляд

$$P_{\text{доп}} = \sum_{n=0}^{n_{\text{доп } k}} \frac{(\bar{\lambda}_{\text{оуе}} t_{\text{сум } k})^n}{n!} \exp(-\bar{\lambda}_{\text{оуе}} t_{\text{сум } k}), \quad (1)$$

де $P(\cdot)$ – закон розподілу імовірності безвідмовної роботи; $t_{\text{сум } k} = m \sum_{i=1}^m t_{ik}$ (при $i = \overline{1, m}$) – сумарний наробіток елемента за контрольований період; t_{ik} – наробіток i -го елемента за контрольований період; m – кількість однотипних елементів на ПС; $P_{\text{доп}}$ – припустима імовірність безвідмовної роботи елемента, що зазвичай приймається рівною $P_{\text{доп}} = 0,975, 0,9$, або $0,75$. Значення $0,75$ імовірності безвідмовної роботи елемента визначено як оптимальне, якщо час поставки (закупки) елемента незначний.

Якщо фактичне число відмов $n_{\text{фк}}$ за контрольований період перевищує отриману з рішення рівняння (1) величину $n_{\text{доп } k}$, тобто

$$n_{\text{фк}} > n_{\text{доп } k},$$

то необхідно розробити заходи по підвищенню рівня надійності АТ.

Припустимо число відмов елемента $n_{\text{доп } \text{ін}}$ за прогнозований період експлуатації визначається шляхом рішення рівняння типу (1) відносно n :

$$P_{\text{доп}} = \sum_{n=0}^{n_{\text{доп } \text{пр}}} \frac{(\bar{\lambda}_{\text{оуе}} t_{\text{сум } \text{пр}})^n}{n!} \exp(-\bar{\lambda}_{\text{оуе}} t_{\text{сум } \text{пр}}),$$

де $t_{\text{сум } \text{пр}}$ – передбачуваний сумарний наробіток елемента за період прогнозу, що приблизно можна оцінити за допомогою співвідношення

$$t_{\text{сум } \text{пр}} \approx t_{\text{сум } k} \left(1 + \frac{N_H - N_C}{N} \right).$$

Тут N_H – число ОВ, що надходять в експлуатацію в прогнозований період; N_C – кількість ОВ, що підлягають списанню в той же період.

При необхідності забезпечення експлуатації відновлювальних виробів на заданому інтервалі $[0, t_k]$, якщо інтервал експлуатації виробу є досить великим в порівнянні з середнім часом між відмовами, то приймається розподіл відмов по закону, близькому до нормального. При цьому число відмов визначається як

$$m(t) = \frac{t}{T} + u_{\alpha} \frac{\sqrt{t}}{T^{3/2}},$$

де $m(t)$ – прогнозована кількість елементів, $u_{1-\alpha}$ – квантиль нормального розподілу для ймовірності, рівної $(1-\alpha)$; T – середній час між відмовами, σ^2 – дисперсія часу між відмовами, t – поточний наробіток.

3.4. Задачі, які вирішуються за допомогою автоматизованої системи контролю надійності

Для прийняття правильних рішень з управління експлуатацією повітряних суден необхідно оперувати достовірною інформацією з надійності авіаційної техніки. Для цього була розроблена автоматизована система, на основі якої реалізується блок обробки даних загального контуру управління надійністю парку ПС.

До автоматизованої системи вводяться дані з надійності, які беруться з журналів пілотів, цехів оперативного і періодичного ТО, планово-диспетчерського відділу – загальна інформація про літак, в якому виявлено несправності, опис відмов та вжитих заходів для їх усунення, дані по зняттю та встановленню агрегатів, постачальникам цих агрегатів, облік напрацювань агрегатів, інформація по затримкам, відмінам рейсів, інцидентам, відкладеному ТО та

ін (рис. 2). На основі цих даних визначаються фактичні показники надійності та проводиться:

- контроль рівня надійності парку типів ПС авіакомпанії;
- моніторинг показників надійності ПС авіакомпанії;
- визначення загальної статистики відмов, затримок рейсів, інцидентів, повторних дефектів, відкладеного ТО парку ПС авіакомпанії;
- визначення загальної статистики замін двигунів ПС авіакомпанії з різних причин;
- визначення стану надійності комплектуючих виробів, систем і основних виробів ПС авіакомпанії;
- прогнозування запасу комплектуючих виробів ПС авіакомпанії;
- аналіз якості виконання важких форм ТО;
- контроль за проведенням випробувань допоміжної силової установки (ДСУ) при висотному старті та системи автоматичної посадки.

Рис. 2. Форма введення даних до автоматизованої системи

Контроль надійності проводиться шляхом порівняння фактичного значення показника надійності (K_{1000} – кількість відмов на 100 польотів, або K_{1000} – кількість відмов на 1000 годин наробітку, тощо) із середньостатистичним значенням цього показника за попередній рік експлуатації (рис. 3).

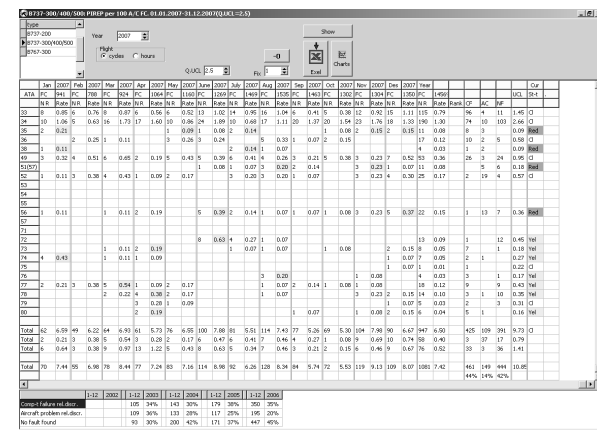


Рис. 3. Контроль стану надійності функціональних систем та основних виробів ПС B737-300/400/500

Моніторинг надійності проводиться для відстеження тенденції зміни стану надійності АТ в процесі експлуатації (рис. 4) [5].

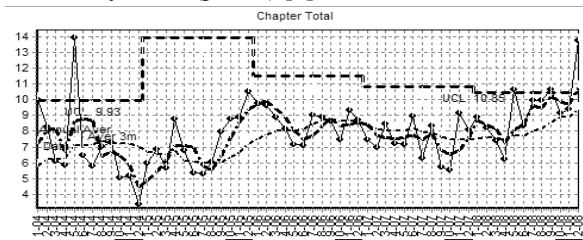


Рис. 4. Моніторинг надійності парку ПС B737-300/400/500 за 2005-2008 роки по літаку в цілому

На основі загальних статистичних даних з надійності, представлених на рис. 5, проводиться моніторинг відмов в польоті та на землі, затримок рейсів, інцидентів, повторних дефектів, відкладеного ТО парку ПС авіакомпанії за обраний період експлуатації. Для кожного типу та екземпляру ПС також проводиться моніторинг напрацювання в годинах (рис. 6), польотних циклах, середньої тривалості польоту та добового нальоту (рис. 7).

Визначаються загальні статистичні дані по запланованим та незапланованим зняттям двигунів з ПС та вимкненням двигунів в повітрі (рис. 8, 9).

Прогнозування надійності проводиться для матеріально-технічного забезпечення авіакомпанії необхідними запасними частинами, оптимізації процесу поставок, зменшення витрат та вибору того постачальника, у якого якість товару та умови закупки кращі. Аналіз якості виконання важких форм ТО проводиться шляхом оцінки стану надійності АТ за 40-денний період експлуатації після ремонту та його порівняння з середніми показниками за попередній рік. На основі отриманих даних вводяться штрафні або заохочувальні санкції бригадам та цехам, або підрядним організаціям, що проводили ремонт (рис. 10).

B737-300/400/500: Fleet Statistical Summary Report - 01.10.2007 - 30.09.2008

Type	Month	Year	2008	Show
B737-300				
B737-400/500				
B767-300				

A/C Type	Prev	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	Year	2008	Year
Total fleet		12	12	12	13	13	13	13	13	13	13	13	13	13	13	13	13
Operating days		31	30	31	29	31	30	31	30	31	30	31	31	30	31	31	30
Flight hours		2498	2527	2672	2430	1994	2147	2800	2955	2734	2990	3366	3111				
Daily utilization		80.58	84.23	86.19	78.39	68.76	69.26	93.33	95.32	91.13	96.45	108.58	103.70				
Average flight duration		1.92	1.94	1.96	1.96	1.82	1.87	2.04	1.94	1.80	1.79	1.86	1.90				
Cycles		1302	1304	1350	1239	1096	1146	1371	1524	1519	1669	1814	1641				
Delay > 15' - Number		27	24	19	39	37	11	39	52	21	42	71	68				
- Time		79.58	36.98	19.10	69.10	122.31	21.1	88.65	127.25	58.69	86.93	192.76	150.08				
- Tech Delay (41,46)		9	13	7	11	9	3	10	15	9	16	12	19				
- Op Delay (42,43,47,52)		16	11	12	28	28	7	29	37	13	26	58	49				
- Operation delay (42)		3															
- Operation delay (43)		5	3	5	5	5	2	7	11	3	9	15	10				
- Operation delay (47)		1			5	4		1									
- Operation delay (52)		10	8	7	18	18	5	18	24	10	17	34	32				
- First flight delay		13	15	11	17	16	6	21	24	12	25	28	28				
Correlation																	
Dispatch reliability		97.93	98.16	98.59	96.85	96.62	99.04	97.16	96.59	99.62	97.48	96.09	95.86				
Tech reliability		99.31	99.00	99.48	99.11	99.18	99.74	99.27	99.02	99.41	99.94	99.34	98.84				
Operating Dispatch reliability		98.77	99.16	99.11	97.74	97.45	99.39	98.78	97.57	99.14	98.44	96.80	97.01				
Technical incident		1	1		1												
Technical accident																	
Engine shut-down																	
UR-VIA Hours		234.91	207.81	259.16	247.08	38.16	229.08	262.66	263.41	279.43	251.41	260.5	286.21				
Cycles		114	98	120	123	128	128	149	123	128	136	114	119				
Daily utilization		7.58	6.93	8.36	7.97	1.32	7.29	8.76	8.50	9.31	8.11	8.40	9.54				
Average flight duration		2.06	2.12	2.59	2.01	2.12	1.79	1.76	2.14	2.18	1.85	2.29	2.43				
UR-VIB Hours		190.33	179.66	208.	179.59	178.33	51.83	134.26	182.	212.66	202.91	226.73	199.34				
Cycles		116	116	127	108	108	35	80	109	127	141	124					
Daily utilization		6.14	5.99	6.71	5.79	6.15	1.67	4.48	5.87	7.09	6.55	7.31	6.64				

Рис. 5. Загальна статистика з надійності

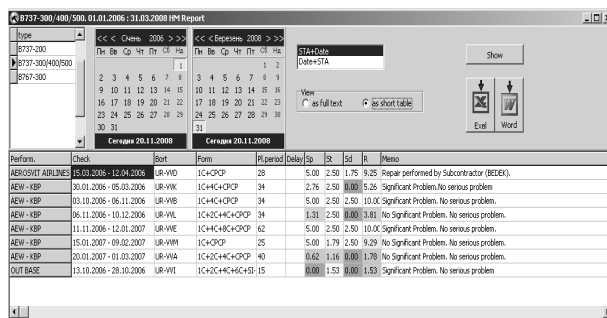
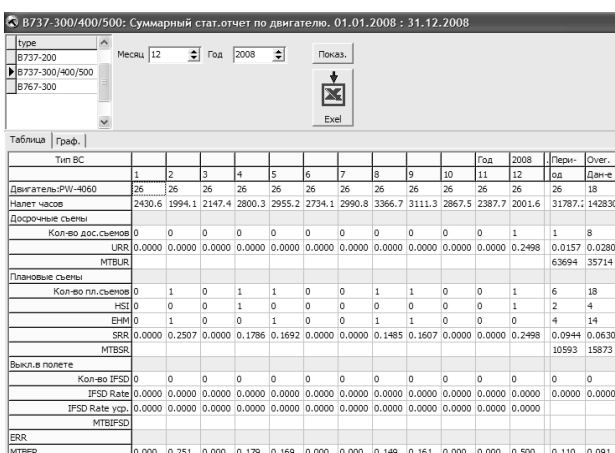
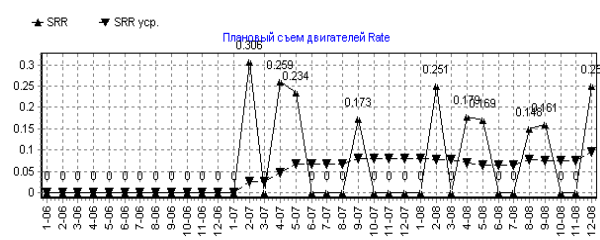
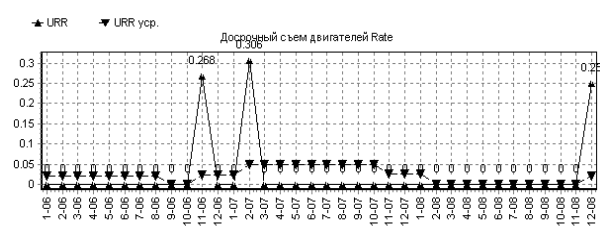
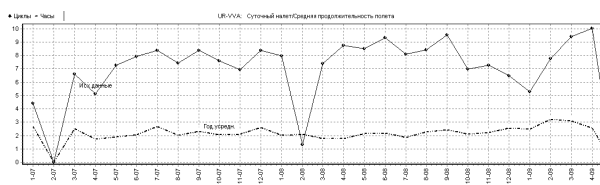
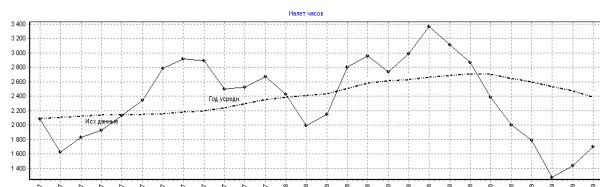


Рис. 10. Аналіз якості виконання важких форм ТО

В системі передбачене оперативне формування квартальних звітів та доказової інформації з надійності для подання необхідних даних до Розробника АТ, Державіаадміністрації та в ЦЕНАТ.

Висновки

На основі запропонованої моделі управління надійністю та автоматизованої системи контролю стану надійності парку повітряних суден авіакомпанії можна вирішувати такі важливі питання для експлуатантів, як забезпечення необхідного рівня безпеки польотів та льотної придатності парку ПС, регулювання Програми ТО, внесення змін до Програми надійності, раннє попередження відмов агрегатів, зменшення витрат на технічне обслуговування та матеріально-технічне забезпечення.

Література

1. Бабак В.П. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Марченко, В.О. Максимов, О.Г. Кучер та ін.; за ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 585 с.

2. Документ ИКАО (Doc 9760-AN/967) „Руководство по летной годности“.

3. Комаров А.А. Надежность воздушных судов / А.А. Комаров. – К. КМУГА, 1996. – 416 с.

4. Конвенция о международной гражданской авиации (Чикагская конвенция), Doc 7300/8.

5. Кучер О.Г. Управління надійністю парку повітряних суден України / О.Г. Кучер, П.О. Власенко //

Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 7(54). – С. 125-132.

6. Новожилов Г.В. Безопасность полета самолета. Концепция и технология / Г.В. Новожилов.

Мета. Конференція «Технології» / Г.В. Погосянц, М.С. Неймарк, Л.Г. Цесарський. – М.: Машиностроєння. 2003. – 144 с.

7. Кулик Н.С. Энциклопедия безопасности авиации / Н.С. Кулик, В.П. Харченко, М.Г. Лукой.

А.Г. Кучер и др.; под ред. Н.С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с.

Надійшла до редакції 29.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., професор кафедри авіаційних двигунів Ю.М. Терещенко, Національний авіаційний університет, Київ.

УПРАВЛЕНИЕ НАДЕЖНОСТЬЮ ПАРКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАКОМПАНИИ

А.Г. Кучер, П.А. Власенко

Рассмотрены вопросы управления надежностью парка воздушных судов авиакомпании, которые включают в себя анализ, контроль, мониторинг и прогнозирование состояния надежности агрегатов, функциональных систем и видов оборудования воздушных судов, которые эксплуатируются авиакомпанией. Проанализирован классический подход и система управления надежностью парка воздушных судов. Предложена модель и автоматизированная система управления надежностью для обеспечения авиакомпаниями необходимого уровня надежности и летной годности авиационной техники и безопасности полетов. Рассмотрены показатели безотказности, которые положены в основу автоматизированной системы. Приведен расчет показателей качества, на основании которых определяется качество проведения ремонтов воздушных судов обслуживающим персоналом. Приведен метод контроля и прогнозирования надежности, основанный на распределении Пуассона. Рассмотрены задачи, которые решаются при помощи автоматизированной системы контроля надежности авиакомпании.

Ключевые слова: летная годность, показатели надежности и эффективности, контроль и мониторинг надежности, управление надежностью.

CONTROL OF THE AIRLINE'S AIRCRAFT FLEET RELIABILITY

O.G. Kucher, P.O. Vlasenko

The discussed issues include reliability of the studied airline's fleet, including analysis, control, and monitoring of the device reliability, functional systems and the aircraft equipment. A new model and automated control system, which would provide the required levels of aircraft reliability and flying capability for flight safety is proposed. The survival index, on which an automated system is based are considered. Calculation of quality indexes, that are in the basis of determining the quality of aircraft repair work, complied by service personnel is reduced. A method of reliability monitoring and prognosis, based on the law of small numbers is reduced. The tasks, that are solved by an automated reliability control system is considered.

Key words: airworthiness, reliability and efficiency factors, reliability control and monitoring.

Кучер Олексій Григорович – д-р техн. наук, професор, професор кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: kucher@nau.edu.ua.

Власенко Павліна Олександрівна – аспірантка факультету аерокосмічних систем управління Національного авіаційного університету, Київ, Україна e-mail: pavlino4ka@yandex.ru; pavlinushka@bigmir.net.

УДК 93.03+550.31+534.414

Я.А. КУМЧЕНКО

НПП «КАШТУЛ», Украина, Днепропетровск

ТЕХНОЛОГИЯ И ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ МОНИТОРИНГА КОСМИЧЕСКОЙ ПОГОДЫ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ ЗЕМНЫХ КАТАСТРОФ

На основе неоспоримых космических данных о 160-минутных колебаниях ядер Галактик, планет Солнечной системы и самого Солнца как источников нулевых колебаний автором введено понятие Вселенского источника волновой энергии (ВИВЭ) с его гравитационным инвариантом. Показано, что он является причиной экзогенного (внешнего) воздействия на Землю. Катастрофические последствия этого воздействия (землетрясения, вулканическая деятельность, внезапные выбросы в шахтах) объясняются неустойчивостью процесса “самогравитации”. Предложены способы их прогнозирования для предотвращения последствий при мониторинге космической погоды.

Ключевые слова: источник волновой энергии, его гравитационный инвариант, воздействие на Землю, его катастрофические последствия, способы прогнозирования, мониторинг космической погоды.

Введение

В настоящее время основной причиной всех земных катастроф считается глобальная подвижка геологических плит. Но не секрет, что «новая глобальная тектоника» имеет много неопределенностей, неясностей и противоречий, на что неоднократно указывалось в критических выступлениях В.В. Белоусова, А.В. Ильина, Е.Н. Люстиха, В.А. Магницкого, Н.И. Николаева и других ученых. Остаются неясными источники и природа сил, вызывающих тектонику плит. По существу, концепция тектоники плит до сих пор не является динамической моделью, а ее только кинематическая составляющая и приводит к перечисленным выше недостаткам.

Одним из механизмов движения плит считается тепловая конвекция в мантии Земли. Однако пока нет не только никаких объективных доказательств существования такой конвекции, но и нельзя считать доказанной саму возможность ее существования и, главное, ее способность создавать необходимые движущие силы. Основной недостаток модели тепловой конвекции земных недр – необоснованность радиогенной природы тепла Земли. В самом деле, тепловой поток с твердой поверхности Земли и поверхностей океанов одинаков, радиоактивность изверженной вулканической магмы даже ниже радиоактивности горных пород, снег с поверхностей Земли, под которыми залегают радиоактивные породы, тает не раньше, чем на поверхностях, под которыми такие руды отсутствуют.

В ротационной модели вообще никем и никогда даже не поднимался вопрос о причине вращения

Земли, не говоря уже о причинах неравномерностей ее угловой скорости.

Цель работы. Постановка задачи. Автор поставил перед собой задачу определиться с источником энергии как вращения Земли, так и ее обращения вокруг Солнца, а также конкретизировать причинно-следственные связи тектогенеза различных иерархических уровней геоматериала. Так как этот источник энергии носит общепланетарный характер, то целесообразно объяснить его существование вращением (обращением) и других планет (и их спутников) Солнечной системы и самого Солнца. Само собой разумеется, что искомый источник энергии должен носить общий, Вселенский характер, организующий и поддерживающий устойчивое существование всей Солнечной системы и самого Солнца. Автор полагает закономерным считать, что этот Вселенский источник волновой энергии (ВИВЭ) не только «создал» Солнечную систему в теперешнем ее виде, вращая ее планеты и обеспечивая их энергией устойчивого обращения вокруг Солнца, но и «организовал» в них аккумуляцию всех известных и еще неизвестных видов энергии (от ядерного до гравитационного взаимодействия).

Тогда в концепции всеобщности («вселенскости») источника энергии для всех планет Солнечной системы и самого Солнца следует искать такие физические параметры (характеристики) космоса, которые бы относились ко всей населенности Солнечной системы – планетам, их спутникам, поясу астероидов, объясняли бы устойчивость их орбит, период вращения и обращения и т.д.

Т.к. в дальнейшем автор будет опираться на предложенную им ранее, озвученную и опубликованную в рамках 12 международных форумов волновую природу силовых взаимодействий всех иерархических уровней (включая гравитацию), то целесообразно здесь кратко остановиться на ее основных положениях.

1. Основные положения резонаторной (волновой) природы силовых взаимодействий на примере гравитации

В качестве подтверждения того, что идея автора о волновой природе силовых взаимодействий не нова, можно сослаться на текст письма М. Фарадея Королевскому обществу под названием «Открытие Фарадея», опубликованного в 40-х годах прошлого столетия в сборнике статей «Электромагнитные волны», вып. I, под редакцией А.А. Лебединского, широкой научной общественности мира неизвестный.

Настоятельная необходимость радикального пересмотра картины мира обосновывается не только автором статьи. В 1996 году в Бостонском университете состоялся симпозиум, посвященный концептуальным основаниям квантовой теории поля (КТП) и т.н. стандартной модели (СМ) с ее возможностью описать фундаментальные взаимодействия в рамках единой теоретической структуры [1].

Как известно, КТП является теоретической парадигмой современной фундаментальной физики: физики элементарных частиц и космологии. Из материалов симпозиума [2] видно, что большинство физиков, занимающих лидирующие позиции в области КТП, не согласны с общепринятой в настоящее время парадигмой современной картины мира, которая оставляет открытыми многие основополагающие вопросы (нет объяснения характера связи между различными иерархическими уровнями, причинности протекающих процессов, источника сил, не устранен принцип редукционизма и др.)

Автор полностью присоединяется к точке зрения Дж. Стэгла, высказанной им на указанном симпозиуме, что для создания адекватной теории «квантовой гравитации» необходим радикально новый подход и в настоящее время «мнение о том, что проблема квантовой гравитации нуждается в нестандартном подходе, становится преобладающей» [2].

В связи с такими авторитетными мнениями многих известных ученых автором предложена своя альтернативная парадигма наблюдаемой картины мира, которая устраняет большинство недостатков теперешних взглядов, как на микро-, так и на макроуровне. Она носит волновую резонаторную при-

роду для всех масштабных уровней, включая и планеты Солнечной системы. Ее суть в рамках темы данной статьи состоит в следующем [3 – 8, 13]:

1. Источником энергии (сил) взаимодействия для любых масштабных уровней является вселенское универсальное волновое поле «КАШТУЛ», которое носит единый, но многоликий характер в зависимости от пространства-времени в его иерархическом смысле.

2. Он (источник) и является универсальной причиной явлений, протекающих в макро- и микромире.

3. Материальные макро- и микромиры носят дискретный характер [7].

4. Носителями волновой энергии являются замкнутые устойчивые системы резонаторного характера, способные ее локализовать в безизлучательном и непоглощательном смысле и обмениваться ею только при потере устойчивости.

5. Детерминированный подход к изучению физического взаимодействия между носителями волновой энергии в системе первоначального масштабного уровня (до взаимодействия) предполагает иметь его конечным результатом переход к новой устойчивой системе со своим масштабным уровнем. При отталкивании между носителями энергии первоначальный масштабный уровень меньше конечного, а при притяжении – наоборот. При одинаковых масштабных уровнях взаимодействие отсутствует, что отвечает устойчивому (установившемуся) состоянию системы.

6. Энергия «КАШТУЛ» может трансформироваться и локализовываться в иерархическом плане в изучаемом пространстве в автономных устойчивых подсистемах-резонаторах, которые и составляют всю систему.

7. Силовая связь между автономными подсистемами-резонаторами объясняется отсутствием резонансности между взаимодействующими агентами обмена волновой энергией (резонаторами различных масштабов). Она подтверждается экспериментами П.Н. Лебедева, М.И. Карновского и автора этой работы [3 – 8].

8. Вот почему в рамках единой резонаторной природы силовых взаимодействий для всех масштабных уровней принцип редукционизма отпадает из-за его ненадобности;

9. Если один из двух обменивающихся волновой энергией источников (резонаторов) будет иметь большую (меньшую) частоту собственных колебаний, то они будут притягиваться (отталкиваться) между собой [3 – 8].

10. При резонансе (устойчивом состоянии) источники волновой энергии между собой не взаимодействуют вообще.

В рамках предлагаемой автором альтернативной парадигмы силовых взаимодействий приведем показательный опыт Андраде [3].

На рис. 1 представлены стеклянные шарики, висющие в воздухе (верхние части рисунков), и воздушные шарики, находящиеся в водной среде (нижние части рисунков).



Рис. 1. Поведение подвешенных частиц в акустическом поле

При отсутствии акустического поля шарики не взаимодействуют (рис. 1, а), при его наложении они притягиваются в **пучности стоячих волн** (рис. 1, б). При снятии волнового поля шарики приходят в первоначальное невзаимодействующее положение. Отсюда вывод – именно волновой процесс является причиной силовых взаимодействий между телами.

На рис. 2 (см. [3]) представлена характерная кривая акустических взаимодействий двух резонаторов (опыты П.Н. Лебедева и М.И. Карновского).

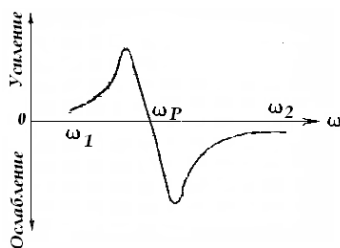


Рис. 2. Кривая силовых взаимодействий двух резонаторов: при $\omega_1 = \omega_2$ (резонанс) – нет взаимодействия

Из нее видно, что неодинаковость рабочих частот резонаторов приводит или к их притягиванию, или к отталкиванию между собой. При резонансе – если $\omega_1 = \omega_2 = \omega_p$ – механическое взаимодействие между ними отсутствует (условие равновесия).

В результате тщательных экспериментов с резонаторами П.Н. Лебедев сделал вывод, что взаимодействие между акустическими, гидродинамическим и электромагнитными резонаторами носит **абсолютно одинаковый характер**. Следуя П.Н. Лебедеву, автор сделал, на его взгляд, обоснованное заключение о единой резонаторной волновой природе взаимодействий для макро- и микроуровней в иерархическом смысле.

В рамках предлагаемого здесь единого волнового и резонаторного механизма силовых взаимодействий автор и предложил универсальную волновую константу (инвариант) для всех дисперсных

(дискретных) систем макро- и микромира на примере планет Солнечной системы, находящихся в устойчивом резонансном состоянии [5, 10]:

$$K = \frac{4\pi^2 R^3}{M T_p^2} = \frac{3\pi}{\rho T^2} = \gamma. \quad (1)$$

Видно, что он для всех планет Солнечной системы равен постоянной гравитации и связывает между собой R – радиус планет, T_p – период их колебаний как нулевых источников волновых процессов, M – массу планет или самого Солнца и их плотности ρ . Здесь γ – гравитационная постоянная.

Результаты расчетов K и периодов T_p по этой формуле для всех планет Солнечной системы, Луны и Солнца показывают, что они достаточно хорошо совпадают с принятыми значениями γ и периодов затуханий колебаний T_z , которые взяты из экспериментальных данных.

В своих построениях автор использовал результаты работ крымских астрофизиков [9], где отмечается, что при изучении рентгеновских колебаний ядер Галактик со спутников «Ариэль» и «Exosat» определены их периоды колебаний (см. табл. 1), которые оказались равными 160 мин. Эти значения периодов совпадают с периодами для Солнца и основными тонами колебаний планет Солнечной системы.

Кроме того, в экспериментальных работах [11, 12] были выявлены «сравнительно кратковременные феномены – предвестники землетрясений, длительность которых варьирует от 5–6 до 20 ч.». Исследование структуры динамического возмущения в этих опытах показало, что максимум спектра сосредоточен в области 132–139 мин. для данных наблюдений и в Боровом (Казахстан), и в Санкт-Петербурге, а также в 1987 году в Обнинске и Санкт-Петербурге (см. рис. 3 [11]).

Автор объясняет данные этих экспериментов тем, что в результате планетарного воздействия всемирного волнового источника энергии «КАШТУЛ» было нарушено равенство в формуле для инварианта (1). Из равенства (1) видно, что при увеличении периода колебаний имеет место разуплотнение Земли, а при его уменьшении имеет место ее сжатие, что и является причиной землетрясений.

Таблица 1

Периоды колебаний		
Объект	Сейфертовский тип	Период, мин
Солнце	-	160,0101 (± 1)
NGC 4151	Sy 1,5	160.0099 (± 5)
3C 273	Sy 1	160.0105 (± 7)
NGC 1275	Sy 2 (pec)	160.0094 (± 8)
NGC 3516	Sy 1	160.0100 (± 9)
NGC 4051	Sy 1	161.6 (± 8)

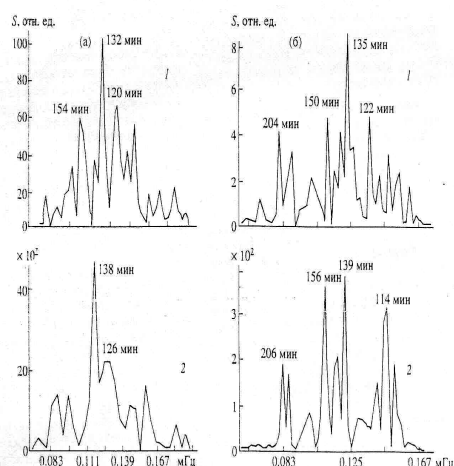


Рис. 3. Периодограммы сейсмических процессов (1992 г. (а), Боровое (1) и Санкт-Петербург (2), 1987 г. (б) Обнинск (1) и Санкт-Петербург (2))

Отсюда автор и делает вывод о том, что одинаковые значения инвариантов для всех планет Солнечной системы, а также планетарный характер предвестников землетрясений имеют место только при наличии универсального (вселенского) источника волновой энергии «КАШТУЛ», энергия которого и «выстроила» Солнечную систему в том виде, в котором мы ее наблюдаем в настоящее время. Этот источник и контролирует геодинамическую, геофизическую и гравитационную обстановку на Земле.

Контроль этого источника энергии за кинематикой планет Солнечной системы и самого Солнца рассмотрим по аналогии с акустическими взаимодействиями нескольких источников, помня вывод П.Н. Лебедева о том, что акустические, гидродинамические и электромагнитные резонаторы имеют **абсолютно одинаковый характер** обмена волновой энергией. Для этого позаимствуем результаты работ сотрудников кафедры акустики МГУ А.Н. Иванникова, О.С. Тонаканова и др. (см. ссылку в [8, 13]), где применена новая методика исследования взаимодействия между источниками поля (резонаторами), основанная на энергетическом подходе.

На рис. 4 представлены энергетические структуры ближнего звукового поля в плоскости, проходящей через центры источников звука. На рис. 4, а, в показаны векторы активной составляющей интенсивности, которые имеют вихревую природу. Из рис. 4, б, г видно, как реактивная составляющая интенсивности «стекает» в «узел», который в пространстве совпадает с центром вихря (а и б – расчет, в и г – эксперимент).

Из этих экспериментов особо выделим следующие два факта: 1) реактивная составляющая интенсивности поля входит в нулевой источник колебаний со всех сторон шара и перпендикулярна его поверхности, 2) активная составляющая интенсив-

ности носит вихревой характер, чем и объясняется вращение шара в целом.

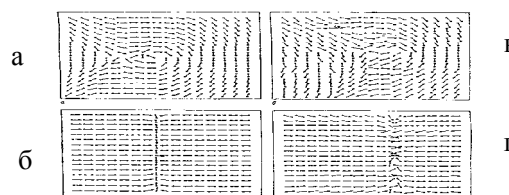


Рис. 4. Экспериментальное и теоретическое определение структуры акустического поля: векторы интенсивности: а, в – активной (имеющие вихревую природу), б, г – реактивной

Опираясь на эти два факта, автор приходит к следующим выводам:

Процесс самогравитации Земли и всех планет Солнечной системы, как и самого Солнца, вызван реактивной составляющей интенсивности, причиной которой является универсальный (вселенский) волновой источник энергии «КАШТУЛ».

1. Активная (вихревая) его составляющая является причиной вращения всех планет Солнечной системы, а также самого Солнца.

Из формулы (1) можно записать следующее выражение для случая пульсации поверхностей планет как волновых источников нулевого порядка:

$$\frac{R^3}{MT_n^2} = (\text{const})_n, \quad (2)$$

где R – радиус планеты,

M – ее масса,

T_n – период пульсации поверхности планеты,

$(\text{const})_n$ – постоянная величина для пульсирующих планет.

Из (1) и (2) можно представить в такой же форме константу для вращения планет и Солнца:

$$\frac{R^3}{MT_{\text{вр}}^2} = (\text{const})_{\text{вр}}, \quad (3)$$

где $T_{\text{вр}}$ – период вращения планеты.

Без вывода скажем, что периоды колебаний поверхностей планет и Солнца как источника колебаний нулевого порядка и периоды их вращения вокруг осей связаны между собой равенством:

$$T_{\text{вр}} = nT_n, \quad (4)$$

где n – число, связывающее эти периоды.

Например, период вращения Земли $T_{\text{врз}} = 9T_{\text{пз}}$, где $T_{\text{врз}} = 24$ часа, а $T_{\text{пз}} = 160$ мин., $n=9$.

В работе [14] дана интерференционная картина от двух источников монопольного типа, находящихся в безграничной среде. Результаты их экспериментов и расчетные значения близки между собой, что свидетельствует о правильности выводов авторов.

Схема взаимного расположения источников

звука 1 и 2 и направления исследований параметров поля представлены на рис. 5 (см. [14]).

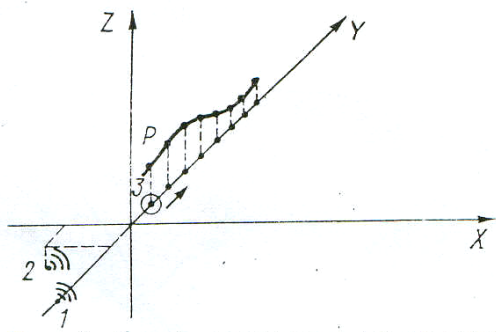


Рис. 5. Схема взаимного расположения источников звука 1 и 2 и направления исследования параметров

Структура участков звукового поля от двух источников звуков показана на рис. 6 (эксп. [14]).

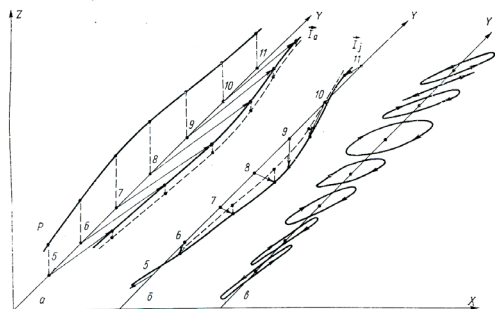


Рис. 6. Структура участков звукового поля от двух источников звука

На рис. 6, в показаны в изометрии эллиптические траектории движения частиц среды. Плоскости движения совпадают с плоскостями, определяемыми векторами активной и реактивной интенсивностей I_a и I_r . (6, а и 6, в).

Таким образом, как отмечается в [14], «по аналогии с другими видами волновых процессов для акустических полей в жидкостях и газах можно использовать понятие «поляризация», характеризующее поведение звуковой волны в данной точке поля. При этом состояние поляризации в общем случае будет неодинаковым в различных точках звукового поля. Волна может быть поляризована линейно или по кругу при соблюдении определенных амплитудных и фазовых условий, зависящих от условий возбуждения звукового поля, наличия границ и их характеристик». Из экспериментальных данных [14] видно, что направление поляризации может меняться на противоположное через характерный пространственный размер звукового поля. В местах такого изменения наблюдается линейная поляризация.

Автор данной работы считает правильным провести аналогию (вспомним экспериментальный и основополагающий вывод П.Н. Лебедева) между интерференцией монополюсных источников колебаний работы [14] и такими же процессами между источниками колебаний ядер Галактик (см. [9]). При этом будем иметь однозначный результат – поляризацию галактической среды, в том числе и в пространстве, занимаемом Солнечной системой. Вывод автора подтверждается работами Пикельнера, Фесенкова и др. (см., например, [15 – 17]).

Исходя из сказанного, плоскость эклиптики можно считать гигантской плоскостью поляризации, где и происходят круговые движения планет Солнечной системы по эллиптическим орбитам (см. [5]). Напомним, что энергетика этих движений обеспечивается универсальными (вселенскими) источниками волновых полей, которые контролируют вращение и обращение как планет Солнечной системы вокруг Солнца, так и вращение самого Солнца вокруг центра нашей Галактики.

Учитывая (1)–(3), можно записать аналог 3-го закона Кеплера, исходя из динамических соображений для вращения Солнца в Галактике в виде:

$$\frac{R_{c-g}^3}{M_{c+p} T_{обр.с}^2} = (const)_{обр.с}, \quad (5)$$

где R_{c-g} – расстояние между Солнцем и центром нашей Галактики;

M_{c+p} – масса Солнца и всех планет Солнечной системы;

$T_{обр.с.}$ – период обращения Солнца вокруг центра Галактики.

Формула (5) снимает проблему того, что орбитальный момент Солнца меньше орбитальных моментов планет Солнечной системы, т.к. в старой парадигме не учитывалось обращение Солнца вокруг центра Галактики совместно с планетами Солнечной системы.

Уместно здесь также привести уже не аналог, а сам третий закон Кеплера, который имеет такой же вид, как и формулы (2), (3) и (5):

$$\frac{R_{п-с}^3}{M_{с-п} T_{обр.п-с}^2} = (const)_{п-с}, \quad (6)$$

где $R_{п-с}$ – расстояние между Солнцем и планетой;

$M_{с-п}$ – совместная масса Солнца и планеты;

$T_{обр.п-с}$ – период ее обращения вокруг Солнца.

Небезынтересно отметить, что и живая природа подчинена «воле» (диктату) Вселенского волнового поля «КАШТУЛ» [18].

Считая различные биологические объекты источниками колебаний нулевого порядка (см., например, периодическое изменение объема митохон-

дрий), подсчитаем периоды их колебаний для характерных случаев по формуле (1). Расчеты показывают, что, например, поверхность *E.coli* колеблется с тем же периодом, что и ядра Галактик (160 мин.). И другие объекты с учетом волновых затуханий имеют примерно тот же период. Отсюда вывод: за сотворение биосферы Земли, ее энергетическое сопровождение и поддержание ее в устойчивом состоянии несет ответственность так называемый «КАШТУЛ» – фактор (название наше) [18 – 20]. Используя данные рисунка (А. Лежиндер Биохимия, 1974), а также формулу (1), можно определить допустимый разбег периодов колебаний двухцепочечной ДНК для различных биологических объектов. Он (разбег) оказался равным 2 минутам (150,37-152,36).-

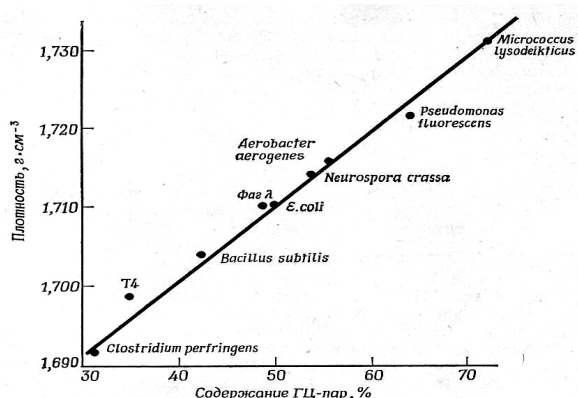


Рис. 7. Зависимость плавучей плотности от содержания ГЦ.

Биологам известно, что увеличение плавучей плотности двухцепочечной ДНК приводит к ее денатурации (гибели). А это может быть вызвано не только ее перегревом, но и изменением периода колебаний Вселенского источника энергии «КАШТУЛ». Судя по сообщениям астрофизиков, за последние 20 лет 160,01-минутные колебания «КАШТУЛ» - фактора уменьшились до 159,97 минутных.

2. Анализ ВИВЭ.

Условия реологического взрыва и генерирования ультразвука сейсмическими волнами

Для стационарного волнового процесса выражение (1) является его гравитационным инвариантом, который можно переписать для устойчивого режима работы резонатора-Земли в виде:

$$K = d^2 V / dt^2 = \omega^2 V_a = (3/4) \cdot \gamma, \quad (7)$$

где $V = 1/\gamma$ – удельный объем колеблющегося тела;

V_a – его амплитуда, м³/кг;

ω – круговая частота колебаний резонатора-Земли, рад/с.

Считаем обоснованным утверждение о том, что круговая частота в уравнении (7) является несущей

(модулирующей) бесконечного множества частот тех видов волновой энергии, которые аккумулированы в веществе Земли – от ядерной до гравитационной.

Проанализируем уравнение (1). Из него вытекает:

$$K = \rho T_3^2 = \text{const}. \quad (8)$$

Здесь T_3 – период несущих колебаний устойчивого гравитационного состояния Земли, имеющий смысл собственного колебания Земли как резонатора. Гравитация Земли как бы «обволакивает» все виды взаимодействия тех агентов обмена энергией, которые и составляют Землю. Парадоксальность ситуации, когда самая малая по величине гравитационная энергия держит под своим контролем все другие виды энергии, намного ее превышающие, объясняется резонансностью взаимодействия между материальными носителями всей Земли как иерархической структуры. При этом следует помнить основополагающие результаты экспериментальных работ П.Н. Лебедева и М.И. Карновского, а именно – в резонансном устойчивом режиме сила взаимодействия между агентами взаимодействия (резонаторами) отсутствует.

2.1. Условия реологического взрыва

Предлагается под реологическим взрывом понимать «мгновенное» отталкивание между агентами взаимодействия на том уровне, на котором произошло нарушение равенства (8).

Если увеличить период несущих колебаний, сразу уменьшится плотность среды, т.е. произойдет ее разуплотнение. Процесс локального разуплотнения и приводит к землетрясениям, извержениям вулканов, внезапным выбросам и т.д. Тогда условие реологического взрыва можно представить в виде

$$\rho T_3^2 \neq K. \quad (9)$$

При $\rho T_3^2 < K$ происходит местное разуплотнение, при $\rho T_3^2 > K$ оно сменяется сжатием.

Единственным физическим объяснением реологического взрыва является процесс «высыпания» других видов энергии при Земных катастрофах. Несоответствие величины инварианта ВИВЭ его значению, при котором Земля (или ее локальная часть) находится в устойчивом состоянии, может диктоваться только «внезапным» изменением космической погоды.

2.2. Генерирование быстрых (ультразвуковых) колебаний сейсмическими волнами

При несоответствии инварианта ВИВЭ устойчивому состоянию в локальных местах Земли часть гравитационной длинноволновой энергии переходит

на ультразвуковую частоту – явление “высыпания” другого (ультразвукового) вида энергии. Контроль медленных сейсмических колебаний над генерацией (“высыпанием”) ультразвуковых колебаний может осуществляться только в том случае, когда эти колебания будут когерентны. В случае так называемого длинно-коротковолнового резонанса (ДКР) групповая скорость ультразвуковых волн равна фазовой скорости длинных сейсмических волн. В этом случае углы наклона дисперсионных кривых для сейсмических и ультразвуковых колебаний равны между собой (см. рис.8).

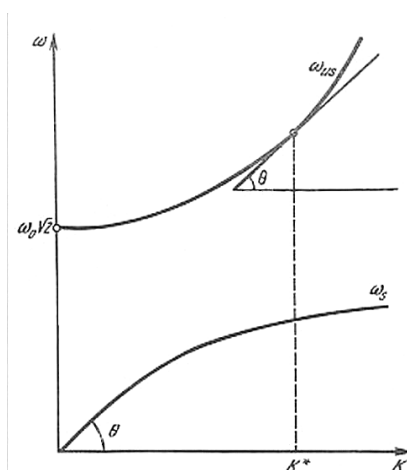


Рис. 8. Дисперсионные кривые для сейсмических (внизу) и ультразвуковых волн [21]

К опытным данным следует отнести: 1) повышение электромагнитного и звукового полей перед и во время землетрясений; 2) акустическую эмиссию при ВВ; 3) “высыпание” электронов во время магнитных бурь (полярное сияние); 4) 160-минутные толчки при рое землетрясений; 5) 160-минутные периоды между повторениями ВВ и т.д.

3. Механизм разрушений горных пород и его причина

Волновая природа деструкции материалов (и горных пород в том числе) экспериментально и частично теоретически была вскрыта школой В.Е. Панина в Новосибирске. Было показано, что при механическом нагружении горных пород происходит перераспределение энергии в нагруженном массиве с присутствием как трансляционных, так и поворотных мод (последние находятся на границах раздела структурных элементов). Если это кристаллическая структура металла, то поворот происходит по границам зерен, если же это литосферный разлом – то по границам плит.

На рис. 9, а, б, в показаны: цепочка мезоротаций в меди (а), ротационное (б) и сдвиговое (в) разрушение в стали [22]. На рис. 9, г представлен лито-

графический разрез по шахте им. Засядько [23]. Видно, что, хотя масштабы разрушения и разные, но их механизмы одинаковы.

Самое основное в механизме разрушений – ха-

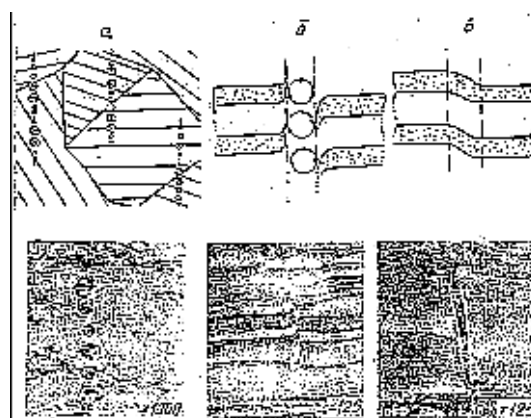


Рис. 9, а-в – цепочка мезоротаций в металлах]

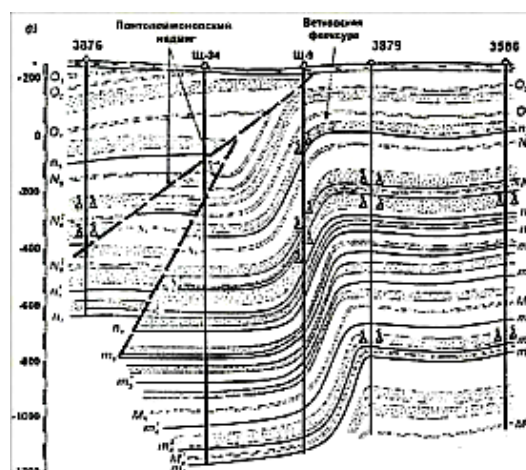


Рис. 9, г. Литолого-стратиграфический разрез по шахте им. Засядько

рактер приложенной внешней нагрузки. В случае геотектоники плит такой внешней нагрузкой является Вселенский источник волновой энергии ВИВЭ. Его наличие и доказывает автор.

Защищаемый и автором ротационно-вихревой механизм разрушения горных пород заключается в том, что оно происходит в местах поворотно-сдвиговых мод (см. рис. 9). А их генерирование обязано собственным поворотам границ блоков в тектогенезе, границ зерен в кристаллах и т.д.

На рис. 10, а показана сетка дислокаций (нарушений) в молибдене с центральной трещиной, а на рис. 11 – представлена трещина в массиве льда на поверхности ледника. В обоих случаях видны лево- и правоповоротные вращения соответствующих массивов по отношению к оси трещины и, как считает автор, сходство механизмов разрушения как для микро-, так и для мезоуровней.

На рис. 6, в показан случай перехода правосторонней поляризации на левостороннюю.

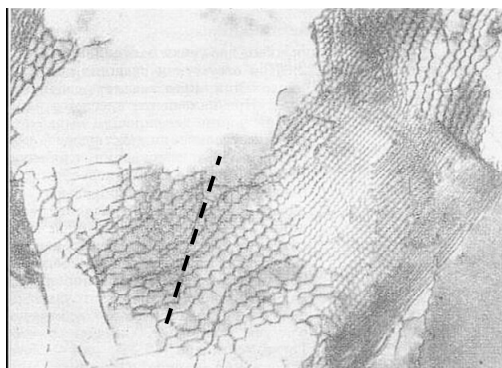


Рис. 10. Сетки дислокаций в молибдене [24]

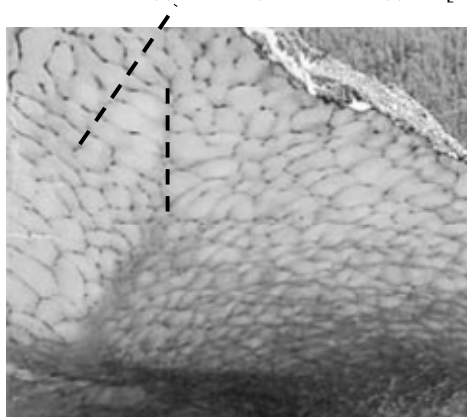
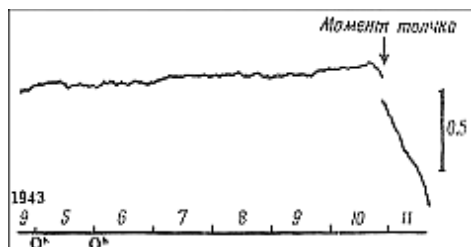
Рис. 11. Сетки дислокаций в массиве льда [25]
(пунктир - трещины)

Рис. 12. Аномальные наклоны перед сильным землетрясением на ст. Кондара

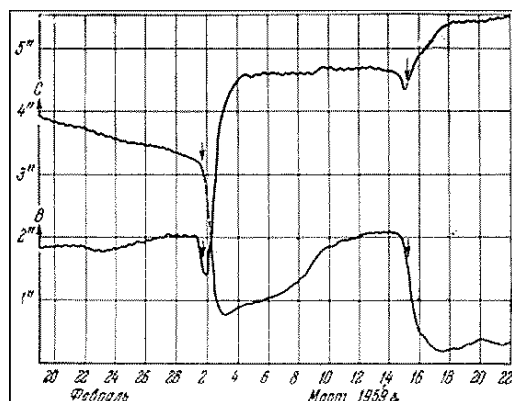
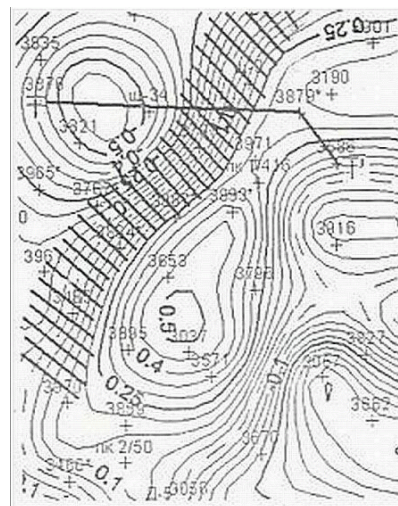


Рис. 13. Сейсмограмма при толчке на ст. Икумо

При самом переходе (линейная поляризация) и происходит «выброс» запасенной в горном массиве волновой энергии, которая и идет на разрушение. Сравнивая записи аномальных наклонов в момент

толчка (рис. 12) [26] и при сильном землетрясении (рис. 13) [27], можно видеть, что энергия на разрыв сплошности высвобождается в момент смены знака поляризации горных пород. На рис. 14 представлены результаты интерпретации гравитационного поля на шахте им. Засядько. Видны крупные тектонические нарушения в зоне между двумя закрученными в разные стороны аномалиями гравитационного поля.



видов энергии, время самого «высыпания» при землетрясениях, вулканической деятельности и внезапных выбросах (время «залечивания» – возврата к устойчивому состоянию – всегда равно периоду собственных колебаний Земли (10–240 мин.)).

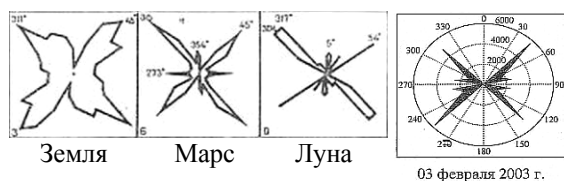


Рис. 15. Сравнение линементов [29]

5. Способы предсказания Земных катастроф по параметрам космической погоды

Отметим основные способы предсказания Земных катастроф, уже подтвержденные экспериментом:

1. Фиксация подготовки процесса «высыпания» других видов энергии – сейсмической, тепловой, звуковой, электромагнитной и т.д.
2. Мониторинг смены знака поляризации горных пород.
3. Для шахт – наблюдение за совпадением вектора линейной поляризации с осью выработки, потому что этим то и объясняются частые выбросы для крутых разработок.

Эти и другие способы предсказаний катастроф возможны при организации мониторинга космической погоды по аналогии с созданным в России полигоном прогнозирования землетрясений на основе линементного анализа космических изображений.

Выводы

1. Доказано существование Вселенского источника волновой энергии как внешней причины тектогенеза и Земных катастроф.
2. Признание внешней причины Земных катастроф позволяет детерминированно подходить к их предсказаниям и устраняет необходимость обоснования различных сценариев этих явлений (сейчас сколько авторов, столько и сценариев).
3. Результатом общепланетарного воздействия ВИБЭ является тектоника плит, а землетрясения, цунами, извержения вулканов и ВВ вызываются энергией, уже накопленной геоплитами и локальными воздействиями на местах.
4. За катастрофами стоит явление смены знака поляризации горных пород.
5. Все параметры космической погоды, ответственные за катастрофы, можно фиксировать со спутников и наземными приборами путем создания полигона предсказаний катастроф по аналогии с уже созданным в России центром такого же назначения.

Литература

1. Ed. Tian Yn Cao. *Conceptual foundations of Quantum Field theory*. – Cambridge Un. Press, 1999. – 399 p.
2. Концептуальные основания квантовой теории поля // УФН. – 2000. – Т. 170, №9. – С. 1025-1030.
3. Кумченко Я.А. Резонаторная природа силового взаимодействия между аэрозольными частицами. Формирование акустической потенциальной ямы / Я.А. Кумченко // Физика аэродисперсных систем. – Одесса, 2002. – Вып.39.
4. Кумченко Я.А. Единая резонаторная природа силового взаимодействия в микро- и макром мире: альтернативная теория / Я.А. Кумченко // Сб. работ конф. «Теория та методика навчання математики, фізики, інформатики». – Кривий Ріг, 2002. – Т.2. – С. 101-102.
5. Кумченко Я.А. Альтернативная резонаторная теория силовых взаимодействий в макром мире: устойчивость Вселенной и ее энергетика на примере Солнечной системы / Я.А. Кумченко // Сб. работ конф. «Теория та методика навчання математики, фізики, інформатики». – Кривий Ріг, 2002. – Т.2. – С. 103-108.
6. Кумченко Я.А. Гравитация и самогравитация дисперсных систем в резонаторной природе силового взаимодействия / Я.А. Кумченко // Сб. тез. докладов XIX конф. стран СНГ «Дисперсные системы». – Одесса, 2000. – С. 114-115.
7. Кумченко Я.А. Дисперсность и резонансность – универсальное свойство природы / Я.А. Кумченко // Сб. докл. XIX конф. стран СНГ «Дисперсные системы». – Одесса, 2000. – С. 116-117.
8. Кумченко Я.А. Гравитация и самогравитация дисперсных систем в резонаторной природе силового взаимодействия / Я.А. Кумченко // Сб. докладов XIX конф. стран СНГ «Дисперсные системы». – Одесса, 2000. – С. 117-118.
9. Лютый В.М. Компактные внегалактические объекты: поиск 160-минутной периодичности / В.М. Лютый, В.А. Котов // Письма в астроном. журнал. – 1990. – Т.16, №9. – С. 32-36.
10. Кумченко Я.А. Вселенский волновой источник энергии. Его волновой инвариант / Я.А. Кумченко // Сб. тез. докладов XX конф. стран СНГ «Дисперсные системы». – Одесса, 2004. – С. 132-134.
11. Петрова Л.Н. Динамические особенности сейсмогравитационных колебаний Земли / Л.Н. Петрова, В.А. Волков // ДАН. – 1996. – Т.351, №5. – С. 683-686.
12. Линьков Е.М. / Е.М. Линьков, Л.Н. Петрова // ДАН, 1990, т.313, №5, -С.1095-1098.
13. Кумченко Я.А. Резонаторная природа направленности космических лучей и возможность использования их энергии в работе двигателей летательных аппаратов / Я.А. Кумченко // Вестник ДНУ «Ракетно-космическая техника». – Днепрпетровск. 2003. – Вып. 6. – С. 78-85.
14. Жуков А.Н. О движении частиц среды в акустических полях сложной формы / А.Н. Жуков, А.Н. Иванников и др. // Вестник МГУ, серия 3, 1985. –

Т. 26, №2. – С. 69-74.

15. Мычелкин Э.Г. Эллиптическая поляризация излучения Крабовидной туманности / Э.Г. Мычелкин, К.Г. Джакушева // ДАН СССР. – 1966. – Т.168, №2. – С. 304-307.

16. Киселев Б.В. О поляризации геомагнитных пульсаций типа P_{12} на гармониках / Б.В. Киселев, А.Е. Козловский // Геомагн. и аэрон. – 1990. – Т.30. – С. 416-419.

17. Пикельнер С.Б. Межзвездная поляризация света / С.Б. Пикельнер // УФН. – 1956. – Т.LVIII, вып.2. – С. 285-318.

18. Кумченко Я.А. Универсальный (вселенский) источник волновой энергии «КАШТУЛ» как причина сотворения живого. Его энергетическое сопровождение процессов зарождения, поддержания и гибели жизни на примере биосферы Земли / Я.А. Кумченко // Сб. тез. док. VI межд. конф. «Космос и биосфера». – Симферополь, 2005. – С. 55-57.

19. Кумченко Я.А. Вселенский (универсальный) источник волновой энергии «КАШТУЛ» как причина глобального изменения космической погоды. Его волновой инвариант на примере планет Солнечной системы / Я.А. Кумченко // Сб. тез. док. VI межд. конф. «Космос и биосфера». – Симферополь, 2005. – С. 58-60.

20. Кумченко Я.А. Вселенский (универсальный) источник волновой энергии ближнего и дальнего космоса на примере вращения и обращения планет солнечной системы и самого солнца. Его волновой инвариант / Я.А. Кумченко // “Энергетика Земли, ее

геолого-экологические проявления, научно-практическое использование”: Сб. науч. тр. по материалам межд. конф. – К.: Изд.-пол. центр “Киевский университет”, 2006. – С. 242.

21. Крылов А.Л. Математическая модель нелинейной генерации ультразвука сейсмическими волнами / А.Л. Крылов и др. // ДАН СССР. – 1991. – Т. 318, № 6. – С. 1340-1344.

22. Мецераков Ю.И. Динамические ротации в кристаллах / Ю.И. Мецераков, С.А. Атрощенко // Изв. ВУЗов, с.физика. – 1992. – № 4. – С. 105-121.

23. Гончаренко В.А. Пограничные тектонические нарушения на шахтных полях Донбасса – перспективные структуры для промышленной добычи метана / В.А. Гончаренко и др. // Уголь Украины. – 2006. – № 2. – С. 21-26.

24. Шульце Е.К. Металлофизика / Е.К. Шульце. – 1976. – 204 с.

25. Волонтер. – 2008. – № 3. – С. 43.

26. Предсказание землетрясений. – М., 1968. – С. 40-50.

27. Физические основания поисков методов прогноза землетрясений. – М., 1970. – С. 60-81.

28. Вопросы изучения планетарной трещиноватости. – Л., 1976. – С. 96-101.

29. Бондур В.Г. Метод прогнозирования землетрясений на основе линейного анализа космических изображений / В.Г. Бондур, А.Т. Зверев // ДАН. – 2005. – Т. 402, № 1. – С. 100-104.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры физики Е.Г. Попов, Днепровский государственный агроуниверситет, Днепрпетровск.

ТЕХНОЛОГІЯ І ОБГРУНТУВАННЯ НЕОБХІДНОСТІ МОНІТОРИНГУ КОСМІЧНОЇ ПОГОДИ ДЛЯ ПРОГНОЗУВАННЯ ЛОКАЛЬНИХ ЗЕМНИХ КАТАСТРОФ

Я.А. Кумченко

На основі незаперечних космічних даних про 160-хвилинні коливання ядер Галактик, планет Сонячної системи і самого Сонця як джерел нульових коливань автором введено поняття джерела хвильової енергії (ВДХЕ) з його гравітаційним інваріантом. Показано, що він причиною екзогенної (зовнішньої) дії на Землю. Катастрофічні наслідки цієї дії (землетруси, вулканічна діяльність, раптові викиди в шахтах) пояснюються нестійкістю процесу “самогравітації”. Запропоновані способи їх прогнозування для запобігання наслідкам при моніторингу космічної погоди.

Ключові слова: джерело хвильової енергії, його гравітаційний інваріант, дія на Землю, його катастрофічні наслідки, способи прогнозування, моніторинг космічної погоди.

TETHNOLOGY AND GROUND OF NECESSITY OF MONITORING OF SPACE WEATHER FOR PROGNOSTICATION OF THE LOCAL EARTHLY CATASTROPHES

J.A. Kumchenko

On the basis of undeniable space information about the 160-minute vibrations of kernels of Galaxies, planets of the Planetary system and Sun as sources of zero vibrations an author is enter the concept of the Universal wave energy (VIVE) source with gravity invariant. It is retined that reason of the exogenous (external) affecting Earth. The catastrophic consequences of this influence (earthquakes, volcanic activity, sudden extrass in mines) are explained instability of process of “selfgravitation”. The methods of their prognostication are offered for prevention of consequences at monitoring of space weather.

Key words: wave energy source, gravity invariant, affecting Earth, catastrophic consequences, methods of prognostication, monitoring of space weather.

Кумченко Яков Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, директор НПП «КАШТУЛ», Днепрпетровск, Украина, e-mail: zoe@signweb.com.ua.

УДК 389.6:629.7.036

С.М. СТЕПАНЕНКО, В.Г. ХАРЧЕНКО

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ПОСТОЯННОЕ УЛУЧШЕНИЕ ПО СТАНДАРТУ ISO 9001 И УПРАВЛЕНИЕ КЛЮЧЕВЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ПО СТАНДАРТУ EN 9103

Внедрение на предприятиях, разрабатывающих и производящих авиационную технику, системы качества на основе стандартов ISO 9000 и европейских стандартов аэрокосмической серии EN 9100 ставит задачу разграничения подходов к работе с выделяемыми особо ответственными, критическими и ключевыми характеристиками выпускаемой авиационной техники. В статье анализируются требования, предъявляемые к управлению ключевыми характеристиками согласно стандарту EN 9103. Рассмотрена рекомендуемая модель процесса управления ключевыми характеристиками.

Ключевые слова: система качества, ключевые характеристики, управление, процессы, стандарт, ISO 9000, EN 9100.

1. Постановка общей проблемы и задача данного исследования

Современное авиадвигателестроительное предприятие, которое ставит своей целью продвижение продукции как на рынки Украины и СНГ, так и на европейский и мировой рынки, должно решать задачу одновременного удовлетворения в производстве требований различных нормативных систем обеспечения качества. В первую очередь это касается требований по обеспечению менеджмента качества на предприятии.

Сегодня сертификация систем менеджмента качества проводится различными сертифицирующими органами на соответствие стандартам серии ISO 9000 [1, 2], авиационным правилам Межгосударственного Авиационного Комитета (МАК) [3] или Государственной авиационной администрации Украины [4], стандартам аэрокосмической серии EN 9100 [5]. Это требует четкого понимания задач, которые необходимо решать в рамках каждой из таких систем, и оценивания объема работ, который связан с удовлетворением поставленных требований.

Задача данной работы – рассмотреть одну из проблем функционирования систем менеджмента качества, а именно, проанализировать специфику требований стандарта EN 9103 [6] к работе с «ключевыми характеристиками» изделий авиационной техники и технологических процессов ее изготовления.

При создании авиационных двигателей «основным деталям», «особо ответственным деталям и сборочным единицам», «ключевым характеристикам» (так в разных системах стандартов называются

рассматриваемые в данной работе элементы конструкции двигателей) уделяется серьезное внимание в любой из указанных выше систем менеджмента качества. Конструкторы и производство проводят достаточно большой объем специальных работ, связанных с такими конструктивными элементами двигателей, но в литературе проблематика количества разных нормативных требований и связанных с их выполнением трудозатрат рассматривается недостаточно.

2. Постоянное улучшение как мотивация подхода, заложенного в европейском аэрокосмическом стандарте EN 9103

Внедрение и поддержание на предприятиях авиационной отрасли системы менеджмента качества на основе стандартов серии ISO 9000 имеет определенную специфику. Она заключается в том, что как в странах СНГ, так и в других странах, создающих и эксплуатирующих авиационную технику, подтверждение соответствия систем менеджмента качества осуществляется кроме стандартов серии ISO 9000 еще и по нормативным документам, содержащим специальные дополнительные требования. В СНГ – это авиационные правила, директивные письма, рекомендательные циркуляры, руководства, разработанные и утвержденные МАК, в Европе – это стандарты аэрокосмической серии EN 9100, директивы, руководящие материалы, сертификационные спецификации. На многих предприятиях бытует мнение, что многолетний опыт работы по обеспечению качества разработки и производства авиадвигателей уже является гарантией успешного

прохождения фактически любых сертификационных проверок любыми сертифицирующими органами. Поэтому в руководства по качеству, разработанные на предприятиях, с легкостью записываются фразы о соответствии системы менеджмента качества предприятия стандартам серии ISO 9000, стандартам аэрокосмической серии EN 9100 и так далее. На практике же оказывается, что очень многие требования тех или иных систем выполняются не в полной мере, не так, как этого требует именно данная конкретная система, или вообще не выполняются.

Анализ стандарта ISO 9001 показывает, что одной из основных особенностей этого стандарта является принятие предприятием процессного подхода в разработке, внедрении и улучшении результативности системы менеджмента качества для повышения удовлетворенности заказчика выполнением его требований.

Для эффективного функционирования предприятие должно определить многочисленные взаимосвязанные виды деятельности и управлять ими. Если этот подход применяют в системе менеджмента качества, то одной из важных составляющих такого подхода является постоянное улучшение процессов на основе объективных измерений.

При сертификации системы менеджмента качества по авиационным правилам МАК требуется, чтобы работа с особо ответственными деталями и сборочными единицами авиационной техники проводилась в объеме, предусмотренном современными нормативными документами СНГ.

Рассмотрение требуемого объема таких работ проведено в работе авторов [7]. Сертификация же на соответствие стандартам серии ISO 9000 и стандартам аэрокосмической серии EN 9100 предусматривает, чтобы в работе с ключевыми характеристиками присутствовал элемент постоянного улучшения проводимых процессов проектирования и изготовления особо ответственных деталей и сборочных единиц.

Процесс установления ключевых характеристик организуется путем назначения «владельцев ключевых характеристик».

Владелец ключевой характеристики для детали, сборочного узла или системы – это субъект или подразделение, которое определяет ключевые характеристики и устанавливает принципы выбора ключевых характеристик в соответствии с техническим заданием внутреннего или внешнего заказчика, требованиями качества или требованиями конструкторского отдела.

Владелец ключевых характеристик процесса – это субъект или подразделение, которое использует данные о ключевой характеристике для поддержания и совершенствования процесса.

3. Модель процесса управления ключевыми характеристиками

Модель процесса управления ключевыми характеристиками, выбранными в соответствии с [5], состоит из нескольких этапов, начиная с процедуры их определения и заканчивая мониторингом процесса производства. В любом случае, когда необходимо показывать соответствие системы качества авиационного предприятия стандартам ISO 9000 и стандартам авиакосмической серии EN 9100, производитель должен продемонстрировать сертифицирующему органу соответствие методов работы с ключевыми характеристиками тем требованиям, которые содержатся в стандарте EN 9103.

Согласно стандарту EN 9103 на первом этапе необходимо определить полномочный персонал, которому будет поручено выбирать ключевые характеристики и документировано фиксировать такой выбор для каждого изделия, на проектирование и производство которого распространяется внедренная система менеджмента качества.

На втором этапе должен быть спланирован производственный процесс так, чтобы им обеспечивались как особые требования к продукции в текущее время, так и ожидаемые будущие требования. На этом этапе назначаются владельцы процессов для ключевой характеристики, которые должны быть ответственны за поддержание и совершенствование процессов в части обеспечения контроля ключевых характеристик.

Третий этап – это этап сбора данных для контроля ключевых характеристик. При необходимости, на этом этапе осуществляется обновление документации по управлению процессами.

На четвертом этапе осуществляется анализ данных для определения того, является ли процесс стабильным. В зависимости от результатов этого анализа могут быть намечены действия по повышению стабильности, по корректировке процессов с целью лучшего удовлетворения запросов заказчика, могут быть переопределены ключевые характеристики.

Пятый этап – это обязательный этап совершенствования производственных процессов и качества продукции для удовлетворения изменяющихся запросов заказчиков.

Шестой и седьмой этапы – это проведение постоянного мониторинга ключевых характеристик и определение необходимости изменения производственного процесса.

Как видно из перечисленных этапов, первые три абсолютно укладываются в концепцию системы менеджмента качества, соответствующую авиационным правилам МАК.

Четвертый – седьмой этапы направлены на внедрение в практику работы с ключевыми характеристиками требований стандартов серии ISO 9000 о постоянном улучшении производственных процессов и качества продукции. Фактический объем работ, связанных с выполнением всех функций, которые предусмотрены в четвертом – седьмом этапах модели EN 9103, существенно увеличивает трудозатраты по созданию авиационной техники а, в частности, авиадвигателей.

Для предприятий, сертифицирующих свою систему менеджмента качества на соответствие различным нормативным документам (ISO, EN, авиационным правилам СНГ или Государственной авиационной администрации Украины) представляется три возможных пути удовлетворения выдвигаемых этими системами требований. Первый путь – внедрить и для всех изделий выполнять требования всех систем. Безусловно, это существенно увеличит трудозатраты на управление ключевыми характеристиками, поскольку для ряда изделий будет выполняться работа, не требуемая предъявляемой системой качества. Второй путь – внедрить требования стандарта EN 9103, но работы, предусмотренные стандартом EN 9103, выполнять только на изделиях, для которых выполнение таких требований будет предусмотрено контрактом, договором или техническим заданием. Иными словами, назначение владельцев ключевых характеристик и выполнение ими функций в полном объеме, предусмотренном стандартом EN 9103, осуществлять только на проектах, предназначенных для европейских заказчиков.

Третий путь – требования стандарта EN 9103 в полном объеме выполнять только для деталей и сборочных единиц группы А [8]. Согласно [8], принадлежность детали или сборочной единицы к группе А или Б определяется опасностью последствий их отказа в работе или разрушения. Если при разрушении детали или сборочной единицы обломки не удерживаются корпусом двигателя такие детали и сборочной единицы относятся к группе А. Если отказ или разрушение могут привести к отказу двигателя с серьезными последствиями, но при разрушении обломки удерживаются корпусом двигателя, такие детали и сборочной единицы относятся к группе Б. Технологические процессы на особо ответственные детали и сборочной единицы групп А и Б должны предусматривать усиленный контроль качества их изготовления и сборки на всех этапах производства.

Технологические процессы серийного производства на детали и сборочной единицы групп А и Б, на особо ответственные операции изготовления, сборки, испытания и контроля авиадвигателей

должны быть директивными. Директивный технологический процесс – процесс, в технологических документах на который предписывается использование при изготовлении изделия обязательных технологических методов, средств технологического оснащения и последовательности их выполнения.

Выводы

Внедрение системы менеджмента качества на основе стандартов серии ISO 9000 и европейских стандартов аэрокосмической серии EN 9100 ставит задачу разграничения подходов к работам по обеспечению особо ответственных деталей и сборочных единиц, критических мест конструкции, критических конструктивных и технологических параметров, директивных технологических процессов и ключевых характеристик, назначаемых в соответствии с одновременно применяемыми различными системами стандартов.

Литература

1. Системи управління якістю. Вимоги (ISO 9001: 2000, IDT): ДСТУ ISO 9001-2001. – [Чинний від 2001-10-01]. – К: Держстандарт України, 2001. – VII, 23 с. – (Національний стандарт України).
2. Системи управління якістю. Настанови щодо поліпшення діяльності (ISO 9004: 2000, IDT): ДСТУ ISO 9004-2001. – [Чинний від 2001-10-01]. – К: Держстандарт України, 2001. – VIII, 44 с. – (Національний стандарт України).
3. Авиационные правила. Часть 21. Процедуры сертификации авиационной техники (АП-21). – М.: МАК, 1999. – 36 с.
4. Авіаційні правила України. Частина 21. Процедура сертифікації авіаційної техніки (АПВ-21). – К.: Міністерство транспорту України, 2001. – 17 с.
5. AS/EN 9100 Aerospace Management System. Quality Systems for Aerospace Model for Quality Assurance in Design, Development, Production, Installation and Servicing. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://ts.nist.gov/Standards/Global/as9100.cfm>.
6. CEN EN 9103 Aerospace series - Quality management systems - Variation management of key characteristics. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://uk.ihc.com/document/abstract/en9103.htm>.
7. Степаненко С.М. К вопросу о работе с ключевыми характеристиками / С.М. Степаненко, Л.И. Папченкова, В.Г. Харченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 8(55). – С. 186-188.
8. Двигатели авиационные, вспомогательные силовые установки, выносные коробки привода агрегатов, редукторы и трансмиссии. Общие требования к изготовлению: ОСТ 1 00450-82. – [Действует с 01.07.1983]. – М.: МАП, 1982. – 31 с.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., заведующий кафедрой В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

**ПОСТІЙНЕ ПОЛІПШЕННЯ ЗА СТАНДАРТОМ ISO 9001
І УПРАВЛІННЯ КЛЮЧОВИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ЗА СТАНДАРТОМ EN 9103**

С.М. Степаненко, В.Г. Харченко

Впровадження на підприємствах, які розробляють і виробляють авіаційну техніку, системи якості на основі стандартів ISO 9000 і європейських стандартів аерокосмічної серії EN 9100 ставить задачу розмежування підходів до роботи з виділеними особливо відповідальними, критичними і ключовими характеристиками авіаційної техніки, що випускається. У статті аналізуються вимоги, що пред'являються до управління ключовими характеристиками згідно стандарту EN 9103. Розглянута рекомендована модель процесу управління ключовими характеристиками.

Ключові слова: система якості, ключові характеристики, управління, процеси, стандарт, ISO 9000, EN 9100.

CONTINUOUS IMPROVEMENT ACCORDING TO STANDARD ISO 9001 AND OF KEY CHARACTERISTIC MANAGEMENT ACCORDING TO STANDARD EN 9103

S.M. Stepanenko, V.G. Kharchenko

The implementation of quality system on the basis of the ISO 9000 standards and the EN 9100 series European aeronautical standards at the enterprises, which develop and produce aeronautical engineering, raises a problem of delimitation of approaches to the work with assignable especially crucial, critical and key characteristics of the produced aeronautical engineering. The demands qualifying to the key characteristics management according to the EN 9103 standard are analyzed in this article. A recommended model of the key characteristics management process is examined.

Key words: quality system, key characteristics, management, processes, standard, ISO 9000, EN 9100.

Степаненко Сергей Михайлович – канд. техн. наук, начальник отдела государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03531@ivchenko-progress.com.

Харченко Виталий Григорьевич – заместитель начальника НИО государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: v.harchenko@ivchenko-progress.com.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Абдулин М.З.	40
Адров Д.С.	43
Антонов А.О.	83
Белов П.А.	35
Васильев И.П.	26
Вербовский В.С.	43
Власенко П.А.	88
Грицук И.В.	43
Гусев В.Н.	46
До Куок Туан	14
Заремба Э.В.	30
Кириладш Е.И.	46
Киричков М.А.	21
Ковалев И.П.	30
Комаров А.Ю.	9
Коновалов Д.В.	62
Костюк В.Е.	46
Кравченко И.Ф.	21
Кравченко И.Ф.	46
Кумченко Я.А.	95
Кучер А.Г.	88
Макаров А.Ф.	35

Марков Ю.С.	26
Михайленко Т.П.	5
Некрасов В.Г.	35
Радченко А.Н.	58
Радченко Н.И.	62
Радченко Р.Н.	79
Сироджа И.Б.	71
Сирота А.А.	62
Стадник С.А.	9
Стахель А.А.	62
Степаненко С.М.	105
Степанов И.Ю.	21
Тимошевский Б.Г.	54
Ткач М.Р.	54
Третьяк В.В.	9
Трофименко Р.А.	83
Фирсов С.Н.,	14
Фролова Г.А.	71
Харченко В.Г.	105
Шепель В.Т.	66
Яцко Л.Л.	83

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
“Харківський авіаційний інститут”

**АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА
І ТЕХНОЛОГІЯ**
4'2009

Адреса редакції:
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"
Україна, 61070, Харків–70, вул. Чкалова, 17
e-mail: ntrio@khai.edu, alexlesch@mail.ru, aleksandr.leshchenko@gmail.com, alexlesch@ukr.net

Віддруковано ФОП Лисенко І.Б.
61070, Харків – 70, вул. Чкалова, 17, моторний корпус, к. 147
Свідectво про внесення суб'єкта видавничої справи до державного реєстру видавців, виготівників
і розповсюджувачів видавничої продукції ДК № 2607 від 11.09.06 р.

**АВИАЦИОННО–КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА
И ТЕХНОЛОГИЯ**

4'2009

Редактор Е.И. Кучук
Компьютерный набор Т.С. Пискловой
Компьютерная верстка Ю.А. Лещенко

Оригинал-макет изготовлен на кафедре информационных управляющих систем
Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского
“Харьковский авиационный институт”

Подписано в печать 27.7.2009
Формат 60x84 1/8. Бум. офс. № 2. Офс. печ.
Усл. печ. л. 6,39 Уч.-изд. л. 6,89. Т. 100 экз. Заказ 425. Цена договорная

Адрес редакции:
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт"
Украина, 61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17
e-mail: ntrio@khai.edu, alexlesch@mail.ru, aleksandr.leshchenko@gmail.com, alexlesch@ukr.net

Отпечатано ФЛП Лысенко И.Б.
61070, Харьков – 70, ул. Чкалова, 17, моторный корпус, к. 147
Свидетельство о внесении субъекта издательского дела в государственный реестр издателей, изготовителей
и распространителей издательской продукции ДК № 2607 от 11.09.06 г.