

УДК 669.295:669.018.62

А. В. ОВЧИННИКОВ*Запорожский национальный технический университет, Украина*

РЕМОНТ ДЕТАЛЕЙ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ МЕТОДАМИ СВАРКИ С ПРИМЕНЕНИЕМ СУБМИКРОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ПРИСАДОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ

В работе исследованы состав, структура и механические свойства сварных соединений жаропрочных титановых сплавов ВТ8 и ВТ3-1, полученных аргоно-дуговой сваркой с применением опытных присадочных материалов, модифицированных иттрием. Установлено влияние структурного состояния присадочных материалов (литое и субмикрокристаллическое) на механизмы разрушения и механические свойства сварных соединений титановых сплавов. Показано, что применение присадочных материалов с субмикрокристаллической структурой позволяет повысить прочностные и пластические свойства сварных соединений сплавов ВТ3-1 и ВТ8.

Ключевые слова: аргоно-дуговая сварка, присадочные материалы, дефекты, механические свойства.

1. Постановка проблемы

Применение сварки при производстве и ремонте изделий из сложнелегированных титановых сплавов связано с целым рядом проблем. Наиболее сложной является сварка жаропрочных титановых сплавов, используемых в газотурбинных двигателях (ГТД), так как они применяются в различном фазовом и структурном состоянии, обеспечивающем необходимый уровень механических и служебных свойств материала [1]. Проблемы свариваемости сопряжены с изменением структуры сварного шва и зоны термического влияния (ЗТВ), а также с образованием дефектов структуры сварного шва (пористость, неметаллические включения, химическая и структурная неоднородность). Одним из основных дефектов является пористость сварного шва, на долю которой приходится до 56 % от общего числа дефектов [2]. Свойства сварного шва и появление в его структуре таких дефектов как поры, неметаллические включения, химическая и структурная неоднородность непосредственно зависят от состава и качества присадочных материалов. Особое значение вопросы, связанные с качеством присадочных материалов, приобрели в последние годы, так как сложнелегированные жаропрочные титановые сплавы применяются для тонкостенных деталей (лопатки, перо моноколеса и др.), работающих на пределе запаса прочности материала. Поэтому, наличие микродефектов в присадочных материалах может привести к полной потере работоспособности восстанавливаемых деталей. В ряде работ описаны способы уменьшения количества дефектов в присадочных материалах [3, 4]. Однако предложенные решения относятся к поверхностным дефектам и не решают

проблем объемного структурного состояния присадок.

Таким образом, при сварке ответственных деталей из жаропрочных титановых сплавов, применяемых для роторных деталей ГТД необходимо, чтобы присадочные материалы обеспечивали стабильно высокое качество сварного шва. В работе рассмотрены вопросы влияния структурного состояния присадочных материалов на структуру и свойства сварных соединений жаропрочных титановых сплавов.

2. Материалы и методика исследований

В качестве объекта исследований выбраны сварные соединения из двухфазных жаропрочных титановых сплавов – ВТ3-1 и ВТ8. Сварку производили по серийной технологии для титановых деталей аргоно-дуговым способом, вольфрамовым электродом в среде защитных газов. Использовали присадочные материалы тех же составов (ВТ8 и ВТ3-1), но модифицированные иттрием. Выплавляли слитки методом вакуумно-дугового переплава массой 1,3 кг. В качестве экспериментальных присадочных материалов применяли прутки диаметром 1,2 мм того же состава, но с субмикрокристаллической (СМК) структурой. Заготовки для прутков с СМК структурой получали из слитков путем интенсивной пластической деформации (ИПД) методом винтовой экструзии (ВЭ) с одновременным действием нормальных и касательных напряжений при температурах свыше 700°C [5, 6]. Из заготовок СМК-титановых сплавов изготавливали прутки диаметром 1,2-2,0 мм, которые использовали в качестве присадочных материалов.

Исследование химического состава осуществляли спектральным анализом по ГОСТ 19863.1 - 19863.13 и микроанализом на растровом электронном микроскопе (РЭМ) JSM – T300 фирмы JEOL. Исследования микроструктуры проводили на просвечивающем электронном микроскопе JEM-100CXII при ускоряющем напряжении 100 кВ, а также на растровых электронных микроскопах JSM-T300 и РЭМ-106И с энергодисперсионным анализом по линии и в точке. Механические свойства определяли на разрывной испытательной машине фирмы INSTRON. Статическую прочность и угол загиба сварных соединений определяли согласно ГОСТ 6996-66 и ГОСТ 14019-2003. Количество пор определяли методами количественной металлографии [7]. При анализе поверхности разрушения образцов по сварному шву фиксировалось количество и размер пор на 1 мм^2 . Микротвердость исследовали на микротвердомере MM7T фирмы «BUEHLER» (ГОСТ 9450-76).

3. Результаты исследований и их анализ

Как отмечалось выше, основными причинами пористости сварного шва есть дефекты в структуре присадочных материалов. На основании анализа результатов исследований макро- и микроструктуры стандартных присадочных материалов установлено наличие пор и несплошностей (рис. 1).

Второй недостаток – химическая и структурная неоднородность в присадочных материалах характерная для сложнелегированных титановых сплавов. Исследования стандартных присадочных материалов применяемых для сварки сплава ВТ3-1 и ВТ8 показали, что в них имела место химическая неоднородность.

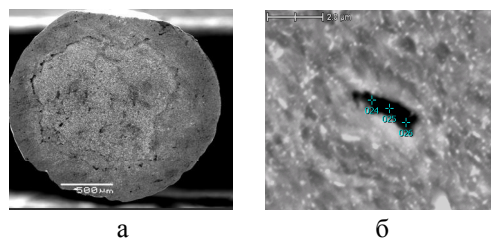


Рис. 1. Макро- (а) и микроструктура (б) присадок

Для устранения перечисленных дефектов сформулирован новый подход к формированию структуры присадочных материалов. Предложено применить присадочные материалы с нано- или СМК-структурой. Это, согласно результатам ранее проведенных исследований, позволит получить равномерное распределение легирующих и модифицирующих элементов в объеме присадочных материалов.

Прутки экспериментального материала получали по специально разработанной технологии, в основе которой лежал метод ВЭ [5, 6]. Применение метода ИПД для сложнелегированных титановых сплавов обеспечило более равномерное распределение легирующих и модифицирующих элементов, что достаточно широко освещено в работах [8, 9].

Исследовано влияние ИПД методом ВЭ на структуру и распределение модификатора в титановых сплавах (рис. 2). С использованием методов растровой микроскопии установлено, что после ИПД имело место измельчение включений, которые содержат иттрий. Показано, что в результате одно-временного действия температуры, касательных и осевых напряжений во время интенсивной объемной деформации происходит перераспределение модификатора (иттрия) по границам СМК структурных составляющих титанового сплава.

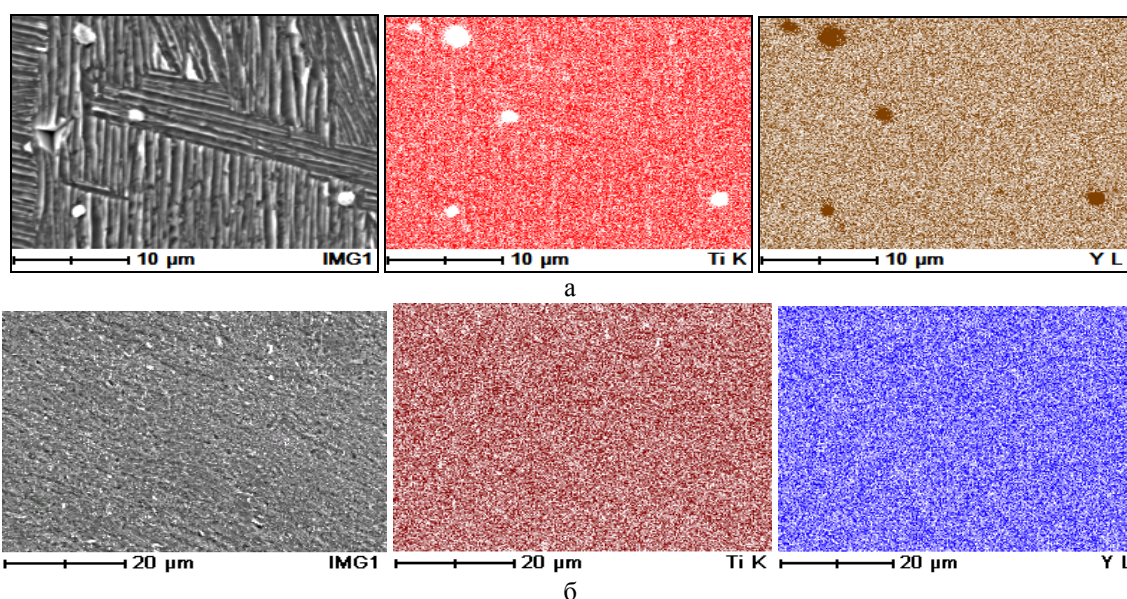
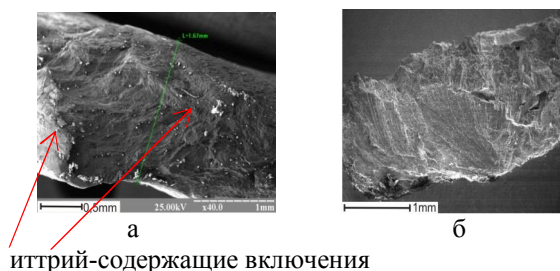


Рис. 2. Структура и распределение модификаторов в присадочных материалах сплава ВТ8+Y с литой (а) и СМК (б) структурами

В результате легирующие и модифицирующие элементы распределялись равномерно по объему сплавов, а химическая и структурная неоднородность в СМК присадочных материалах практически отсутствовала. В структуре СМК присадочных материалов отсутствовали поры, несплошности и другие дефекты, отмеченные для стандартных сплавов. Устранение указанных дефектов, очевидно, являлось следствием «залечивания» пор под действием высоких давлений и повышенной температуры. Аналогичный эффект используется при обработке литых титановых деталей в газостате [10, 11]. Сравнительные исследования сварных соединений пластин из жаропрочного титанового сплава ВТ8 и ВТ3-1, полученных с применением стандартных и СМК присадочных материалов показали, что при применении СМК присадочных материалов имело место повышение уровня механических свойств сварных соединений и уменьшение среднеквадратического отклонения (СКО) (табл. 1).

Как следует из анализа представленных данных, уровень механических свойств сварных соединений, полученных с применением СМК присадочных материалов, в сравнении со стандартными присадками, повысился как по показателям прочности, так и по показателям пластичности. Применение СМК присадок позволило повысить стабильность свойств сварных соединений. Средние значения предела прочности для сварных соединений с применением СМК присадок, полученных из титана ВТ3-1, составило 1025 МПа, а для стандартных присадок не превысило 1015 МПа. Разница в показателе предела прочности между соединениями, полученными с СМК присадками и стандартными из сплава ВТ8 и ВТ3-1, составила 10 МПа. Аналогичная тенденция установлена и для показателей пластичности. Для сварных швов, полученных с помощью СМК присадок, среднее значение угла загиба на 7 град. для присадки из ВТ3-1+Y и 5 град. для присадки из ВТ8+Y больше, чем для швов, полученных с присадками с литой структурой.

Важным аспектом является повышение стабильности свойств опытных соединений. Так, максимальный разброс свойств по СКО установлен у соединений, полученных с применением стандартных присадок. По показателям прочности разброс свойств составлял: по $\sigma_{\text{в}}$ около 53%, по σ_{-1} около 51%. При этом образец разрушился по сварному шву, а, следовательно, причиной разрушения являлись дефекты структуры. Для сварных соединений, полученных с применением СМК присадок, разброс свойств по прочности не превышал 30%, а по углу загиба не превысил 12%. Для литых присадок разница по углу загиба сварных соединений составила около 13%. Установленная закономерность характерна и для относительного удлинения. В целом, сварные соединения, полученные с применением СМК присадок, имели более высокие показатели механических свойств: предел прочности на 1% и 3%, относительное удлинение на 13% и 11%, угол загиба на 9 % и 6 % для нелегированных и легированных присадок соответственно. Более высокие и стабильные свойства сварных соединений, полученных с применением СМК присадок, можно объяснить тем, что в структуре сварных соединений значительно меньшее количество дефектов (рис. 3).



итрий-содержащие включения

Рис. 3. Поверхности разрушения плоских образцов для циклических испытаний сварных швов титанового сплава ВТ8, полученных присадочными материалами состава ВТ8+Y с литой (а) и СМК (б) структурами

Таблица 1

Механические свойства сварных соединений жаропрочных титановых сплавов, полученных с использованием присадочных материалов с разной структурой

Основной металл	Присадка (структура)	Механические свойства			
		$\sigma_{\text{в св}}$ / СКО, МПа	$\delta_{\text{св}}$ / СКО, %	$\varphi_{\text{св}}$ / СКО, град	$\sigma_{-1 \text{ св}}$ / СКО, МПа
ВТ3-1	склад №1 ВТ3-1 + Y (литой)	1015 / 77	5,9 / 1,20	70 / 6,7	410 / 58
	склад №1 ВТ3-1 + Y (СМК)	1025 / 36	6,8 / 0,92	77 / 4,9	462 / 28
ВТ8	склад №1 ВТ8 + Y (литой)	1055 / 42	5,5 / 1,34	75 / 5,8	460 / 45
	склад №1 ВТ8 + Y (СМК)	1088 / 25	6,2 / 0,88	80 / 4,3	477 / 26

На поверхности разрушения сварного соединения, полученного по стандартной технологии, выявлены иттрий содержащие включения размером от 5 мкм до 15 мкм. Характер разрушения образцов позволяет сделать вывод о причастности обнаруженных иттрий содержащих включений к образованию трещин и последующего их развития. В соединениях, полученных с применением СМК сплавов, эти включения практически отсутствовали, что, по-видимому, и обеспечило более высокий уровень механических свойств этих соединений в сравнении со стандартными.

Выводы

Таким образом, в результате проведенных исследований установлено, что применение присадочных материалов с СМК структурой взамен стандартных присадок позволяет:

1. Устранить поры и несплошности в структуре присадочных материалов в результате «залечивания» последних под действием объемной деформации при повышенной температуре по принципу аналогичному газостатической обработки.
2. Устранить химическую и структурную неоднородность легирующих и модифицирующих элементов характерную для присадок из двухфазных титановых сплавов.
3. Увеличить энергоемкость разрушения сварных соединений жаропрочных титановых сплавов за счет снижения количества дефектов в структуре сварного шва (поры, химическая и структурная неоднородность).
4. Повысить уровень механических свойств сварных соединений из сплава ВТ8, в сравнении с соединениями, полученными с применением стандартных присадок. Предел прочности σ_b повысился на 3%, σ_{-1} на 4%, δ на 11%, φ на 6%.

Литература

1. Колачев, Б. А. Физические основы разрушения титана [Текст] / Б. А. Колачев, А. В. Мальков. – М. : Металлургия, 1983. – 160 с.
2. Муравьев, В. И. Проблемы порообразования в сварных швах титановых сплавов [Текст] / В. И. Муравьев // *МиТОМ*. – 2005. – № 7(601). – С. 30–37.
3. *Металлургия и технология сварки титана и его сплавов* [Текст] : моногр. / С. М. Гуревич, В. Н. Замков, Я. Ю. Компан и др. ; под ред. С. М. Гуревича. – К. : Наукова думка, 1979. – 300 с.
4. Пат. 2201320 Российская Федерация, МПК В23К9/16. Способ аргонодуговой сварки [Текст] / Б. И. Долотов, В. И. Меркулов ; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие "Комсомольское-на-Амуре авиационное производственное объединение им. Ю. А. Гагарина". – № 2001130911/02 ; заявл. 15.11.2001 ; опубл. 27.03.2003.
5. Винтовая экструзия – процесс накопления деформации [Текст] / Я. Е. Бейгельзимер, В. Н. Варюхин, Д. В. Орлов, С. Г. Сынков. – Донецк : Фирма ТЕАН, 2003. – 87 с.
6. Пат. № 46999 Украина, МПК В21С 25/00. Способ упрочнения материала и устройство для его осуществления [Текст] / С. Г. Сынков, В. Н. Варюхин, В. Г. Сынков и др. ; заявитель и патентообладатель Дон ФТИ НАН Украины. – № 2001053243 ; заявл. 12.04.2001 ; опубл. 15.05.2001, Бюл. № 6.
7. Количественный металлографический анализ двухфазных титановых сплавов. Метод. рекомендация № МР 149-36-81 [Текст]. Действует от 1981-01-20. – М. : ВИЛС. – 20 с.
8. Применение винтовой экструзии для получения субмикроструктурной структуры и гомогенизации титанового сплава ВТ3-1 [Текст] / Д. В. Павленко, А. В. Овчинников, А. Я. Качан и др. // *Вестник двигателестроения*. – 2007. – № 2. – С. 185–188.
9. Овчинников, А. В. Оценка эффективности применения интенсивной пластической деформации для получения нанокристаллической структуры в титановом сплаве ВТ3-1 [Текст] / А. В. Овчинников, Д. В. Павленко, А. Я. Качан и др. // *Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні*. – 2007. – № 1. – С. 27–31.
10. Падалко, А. Г. Практика горячего изостатического пресования неорганических материалов [Текст] / А. Г. Падалко. – М. : ИКЦ, акад. кн., 2007. – 267 с.
11. Гарибов, Г. Ф. Развитие высокотемпературной газостатической обработки титановых сплавов [Текст] / Г. Ф. Гарибов // *Технология легких сплавов*. – 2006. – № 1-2. – С. 120–130.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии металлов И. П. Волчок, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

**РЕМОНТ ДЕТАЛЕЙ АВІАДВИГУНІВ ІЗ ТИТАНОВИХ СПЛАВІВ
МЕТОДАМИ ЗВАРЮВАННЯ З ВИКОРИСТАННЯМ
СУБМІКРОКРИСТАЛІЧНИХ ПРИСАДКОВИХ МАТЕРІАЛІВ**

О. В. Овчинников

В роботі досліджено склад, структуру і механічні властивості зварних з'єднань жароміцних титанових сплавів BT8 і BT3-1, отриманих аргоно-дуговим зварюванням з використанням дослідних присадкових матеріалів, модифікованих ітрієм. Встановлено вплив структурного стану присадкових матеріалів (литий та субмікросталічний) на механізми руйнування і механічні властивості зварних з'єднань титанових сплавів. Показано, що використання присадкових матеріалів з субмікросталічною структурою дозволяє підвищити міцність та пластичність зварних з'єднань сплавів BT3-1 і BT8.

Ключові слова: аргоно-дугове зварювання, присадкові матеріали, дефекти, механічні властивості.

**AIRCRAFT ENGINE PARTS MADE FROM TITANIUM ALLOYS REPAIR
USING WELDING METHODS WITH SUB MICROCRYSTAL
ADDING MATERIAL APPLICATION**

A. V. Ovchinnikov

In this work composition, structure and mechanical properties of welding joints of heatproof titanium alloys BT8 and BT3-1 have been researched. Joints have been obtained with using of argon-arc welding with experimental adding materials, which were modified by yttrium, application. Influence of structural state of adding materials (cast and sub microcrystal) on destruction mechanisms and mechanical properties of welding joints of titanium alloys have been determined. It is shown, that adding materials with sub microcrystal structure application allows increasing of strength and plastic properties of welding joints of BT3-1 and BT8 alloys.

Key words: argon-arc welding, adding materials, defects, mechanical properties.

Овчинников Александр Владимирович – д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры механики, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина, e-mail: glotka87@ukr.net.

УДК 621.7.044

Н. Ф. САВЧЕНКО¹, В. В. ТРЕТЬЯК², А. В. ОНОПЧЕНКО², С. А. СТАДНИК³¹ Харьковский национальный экономический университет, Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина³ ПАО «МОТОР СИЧ», Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТАЛЛА ПРИ ШТАМПОВКЕ И МЕТОДЫ ЕГО УВЕЛИЧЕНИЯ

Разработана математическая модель определения коэффициента использования металла для изделий типа крупногабаритных днищ при изготовлении их прессовым и беспрессовым методами. Представлены преимущества беспрессового метода штамповки деталей в сравнении со штамповкой на прессовом оборудовании. Приведена возможность существенного увеличения коэффициента использования металла за счет применения новых более прогрессивных беспрессовых методов штамповки. Указана необходимость использования прогрессивных технологий для снижения энергозатрат и для экономии материала.

Ключевые слова: коэффициент использования металла, беспрессовая штамповка, заготовка, детали типа днища, ресурсосберегающие технологии.

Введение

Ресурсосбережение в условиях Украины является направлением стабилизации экономики предприятий и их конкурентоспособности на современных рынках товаропроизводителей в условиях возрастающего спроса на энергоресурсы. Увеличение габаритов и сложности деталей и, как следствие, увеличение размеров и сложности штампованных заготовок приводят к усовершенствованию ковочного оборудования и увеличению его мощности. В производстве успешно работают гидравлические прессы усилием 30, 45 и 75 тыс.т., на которых изготавливают поковки с площадью проекции до 2,5 м².

Из литературных источников известно о проведении изыскательских работ по созданию сверхмощного прессы усилием 180...200 тыс.т [1].

Ассортимент крупногабаритных изделий, которые используются в экономике, достаточно разнообразен. Например, это различные цистерны, металлические баки-аккумуляторы горячей воды и другие емкости. Резервуары, как правило, изготавливают сваркой составных элементов, которые по геометрическим признакам являются изделиями одинарной и двойной кривизны. Наиболее сложными по конструктивным признакам согласно технологической классификации являются детали типа днища – изделия двойной кривизны.

Днища (эллиптические, сферические, конические и др.) диаметром более 1...1,5 м традиционно изготавливают из штампосварных заготовок. Следовательно, для определения необходимости внедрения новых технологических решений требуется

проведение анализа конструктивных особенностей таких изделий как резервуары.

1. Постановка задачи

Как правило, сложные в технологическом отношении изделия, такие как резервуары, относят к сооружениям, склонным к интенсивному износу под влиянием коррозионных и других процессов, связанных с режимами их работы. При эксплуатации баков-аккумуляторов на энергетических предприятиях имели место аварии с разрушением конструкций. Учитывая выше сказанное, все эти сооружения предусматривают использование специальных мероприятий по предотвращению аварий и коррозионных разрушений (использование высококачественных металлов и сплавов, использование защитных покрытий). В научно-технической литературе приведены решения для определения оптимальных вариантов технологических процессов изготовления машин по критерию ресурсосбережения. Среди них уменьшение энергоемкости оборудования и предотвращение нерационального использования материала [1-7]. Главным образом они основаны на сравнении альтернативных, как правило, двух вариантов технологического процесса, и выборе более рационального из них.

Один из вариантов – штамповка с использованием прессов – ограничен размерами оборудования, что не позволяет предусмотреть возможность изготовления изделий большого ассортимента.

Второй – использование беспрессовых методов штамповки, осуществляют как специальный

вариант, который требует применения газо-гидро-эластичных пуансонов в качестве инструмента для формирования поверхностей. Преимущества данного способа заключаются в минимальных энергетических затратах и возможности изготавливать изделия больших габаритов размерами до 20 м и более как из полуфабрикатов, так и из плоских заготовок.

2. Методика определения коэффициента использования металла

В качестве примера определения преимуществ методов штамповки приведены сравнительные расчеты изготовления заготовок для прессовой и беспрессовой штамповки.

Типовой технологический процесс штамповки по заводским данным характеризуется согласно табл. 1.

Таблица 1
Основные данные технологического процесса изготовления детали

Наименование операции	Тшт, час
Заготовительная (последовательная резка на гильотинных ножницах)	1,7
Сварочная	0,52
Токарная	0,5
Термическая	0,45
Штамповочная	0,83
Термическая	0,45
Токарная	0,25
Контрольная	-

Будем считать, что при штамповке на прессе детали типа днище штампованная заготовка изготавливается как цельнолистовая трехсекторная. Ее изготовление осуществляется из листового проката заданной толщины и ширины (рис. 1). В дальнейшем эти сектора сваривают и создают заготовки необходимого диаметра (зависит от относительной глубины днища).

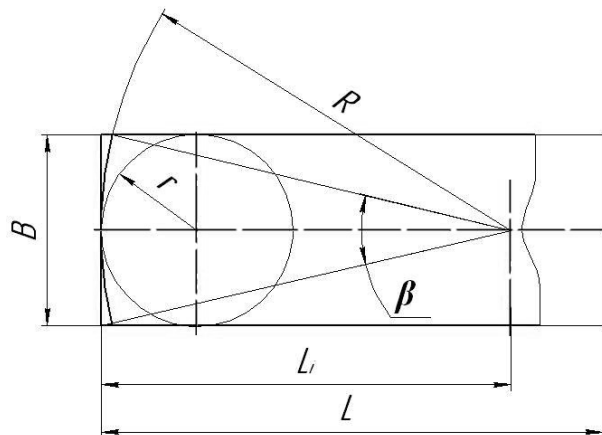


Рис. 1. Форма сектора заготовки

В качестве оценочного критерия используется коэффициент использования материала, который определяется по формуле 1:

$$K_{\text{им}} = \frac{M_{\text{д}}}{M_{\text{з}}}, \quad (1)$$

где $M_{\text{д}}$ – масса детали;

$M_{\text{з}}$ – масса заготовки.

Для трехсекторной заготовки угол β равен 120° . Наименьшая ширина B , из которой вырезают заготовку-сектор (принимая для конкретных расчетов, что радиус заготовки $R = 1.25$ м) будет равна:

$$B = 2R \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) = 2R \sin 60^\circ \approx 2,16 \text{ м}. \quad (2)$$

Появляющиеся в процессе отходы материала определяются по следующей зависимости:

$$\Delta Z = RB \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) = 4,68 \text{ м}^2. \quad (3)$$

Следовательно, коэффициент полезного использования металла будет равен:

$$K_{\text{пи}} = \frac{4,54}{1,25^2 \pi + 4,68} = 0,47. \quad (4)$$

Отсюда следует, что отходы производства составляют 53%.

Расчетная схема для определения размеров заготовки для беспрессовой штамповки представлена на рисунках 2 и 3. При беспрессовой штамповке предполагается использование полуфабриката (рис. 2). Будем считать его конической оболочкой.

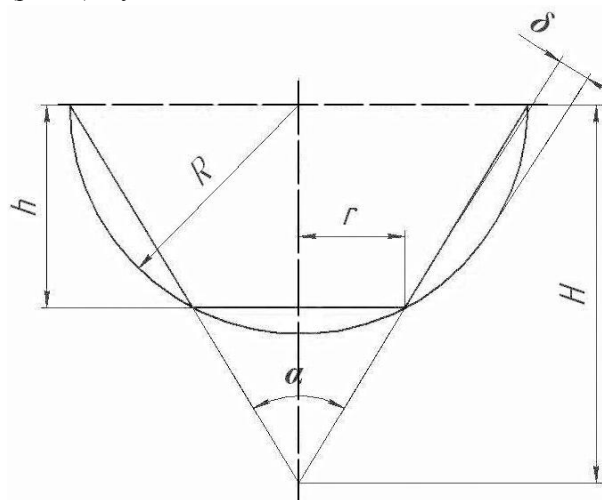


Рис. 2. Схема определения размеров полуфабриката

Предварительно определяем длину формообразующей линии конуса высотой Н:

$$L = \frac{R}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)}. \quad (5)$$

Определяем длину формообразующей линии конуса высотой Н-h:

$$l_K = \frac{r}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} l = \frac{R}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} - \frac{r}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} = \frac{R-r}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)}. \quad (6)$$

Выполним развертку конуса (рис. 3).

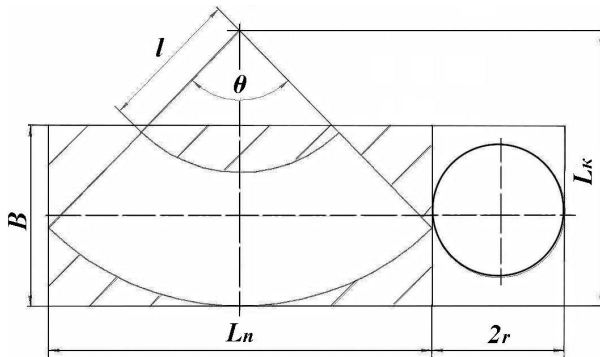


Рис. 3. Форма заготовки для изготовления конического полуфабриката

Угол развертки θ равен:

$$\theta = 360 \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right). \quad (7)$$

Определяем площадь поверхности полуфабриката. Боковая площадь поверхности будет равна:

$$S = \pi L^2 \frac{\theta}{360} - \pi l^2 \frac{\theta}{360} = \frac{\pi r^2}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \left(\frac{R}{r} - 1\right). \quad (8)$$

Площадь дна полуфабриката:

$$S_{\text{ДН}} = \pi r^2. \quad (9)$$

Площадь всей поверхности полуфабриката:

$$S_{\Sigma} = \frac{\pi r^2}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \left(\frac{R}{r} - 1\right) + \pi r^2. \quad (10)$$

Площадь листа для полуфабриката:

$$S_{\text{Л}} = B(L_n + 2r). \quad (11)$$

Длина L_n :

$$L_n = 2L \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) = 2 \frac{R}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \sin 180 \frac{\alpha}{2}. \quad (12)$$

Вся длина листа:

$$\begin{aligned} L_{\Sigma} &= L_n + 2r = 2 \frac{R}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \sin 180 \frac{\alpha}{2} + 2r l_K = \\ &= \frac{r}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)}. \end{aligned} \quad (13)$$

Тогда площадь листа для полуфабриката будет равна:

$$S_{\text{Л}} = B \left(2 \frac{R}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \sin 180 \frac{\alpha}{2} + 2r \right). \quad (14)$$

Коэффициент полезного использования металла можно оценить как:

$$K_{\text{ПИ}} = \frac{\frac{\pi r^2}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \left[\frac{R}{r} + 1\right]}{B \left(2 \frac{R}{\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \sin 180 \frac{\alpha}{2} + 2r \right)}. \quad (15)$$

Для днища диаметром 2,5 м при соотношении $R/r = 2$ и $R = 1,25$ м, $r = 0,625$ м полезное использование металла составляет 72%, что превосходит базовый вариант в 1,7 раз.

Выводы

Проведенные исследования свидетельствуют о необходимости использования прогрессивных технологий для снижения энергозатрат и для экономии материала.

По данной методике разработана программа для расчета конфигурации листовых заготовок, ко-

торая может быть использована в учебном процессе, а также и на производстве, как для статических процессов, так и для разработки технологий импульсной листовой штамповки.

Литература

1. Ковка и штамповка алюминиевых сплавов. [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://metallischekiy-portal.ru/articles/obrabotka/shtampovka/kovka_i_shtampovka_aluminievix_splavov/11. – 5.06.2014.
2. Пухтовников, Р. В. Перспективы развития листовой штамповки взрывом [Текст] / Р. В. Пухтовников, В. К. Борисевич // Импульсная обработка металлов давлением : сб. науч. тр. Харк. авиац. ин-та. – Х., 1977. – С. 4–7.
3. Горбунов, М. Н. Технология заготовительно-штамповочных работ в производстве летательных

аппаратов [Текст] / М. Н. Горбунов. – М. : Машиностроение, 1970. – 230 с.

4. Исаченков, Е. И. Штамповка резиной и жидкостью [Текст] / Е. И. Исаченков. – М. : Машиностроение, 1967. – 376 с.

5. Мельников, Э. Л. Холодная штамповка днищ [Текст] / Э. Л. Мельников. – М. : Машиностроение, 1976. – 184 с.

6. Савченко, Н. Ф. Изготовление крупногабаритных деталей, емкостей и резервуаров [Текст] / Н. Ф. Савченко, Е. Н. Рубан // Современное состояние использования импульсных источников энергии в промышленности : тез. докл. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2007. – С. 103–104.

7. Высокоскоростные методы обработки металлов давлением [Текст] : учеб. пособие / В. А. Титов, Ю. Е. Шамарин, А. И. Долматов, В. К. Борисевич, В. А. Маковей. – К. : Изд-во. СПД, 2008. – 322 с.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологий производства авиационных двигателей А. И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЕНТУ ВИКОРИСТАННЯ МЕТАЛУ ПРИ ШТАМПУВАННІ ТА МЕТОДИ ЙОГО ЗБІЛЬШЕННЯ

М. Ф. Савченко, В. В. Третьяк, А. В. Онопченко, С. О. Стадник

Розроблено математичну модель визначення коефіцієнту використання металу для виробів типу великогабаритних днищ при виготовленні їх пресовим та безпресовим методами. Представлено переваги безпресового методу штампування деталей перед методом штампування на пресовому устаткуванні. Наведено можливість істотного збільшення коефіцієнту використання металу за рахунок застосування нових прогресивних безпресових методів штампування. Вказано необхідність використання прогресивних технологій для зменшення енерговитрат та економії матеріалу.

Ключові слова: коефіцієнт використання металу, безпресове штампування, заготовка, деталі типу днища, ресурсозберігаючі технології.

DETERMINING FACTOR IN USE METAL STAMPING AND METHODS TO INCREASE ITS

N. F. Savchenko, V. V. Tretiyak, A. V. Onopchenko, S. A. Stadnik

A mathematical model for determining the coefficient of metal for products as large heads in the manufacture of press and nonpress methods is developed. The benefits of nonpress method in comparison with the stamping on press equipment are presented. The possibility of a substantial increase in the utilization rate of the metal through the use of new, more advanced methods of nonpress stamping is shown. The necessity of the use of advanced technologies to reduce energy and material savings is presented.

keywords: coefficient of using metal, nonpress stamping, blank, large heads, saving technologies.

Савченко Николай Федорович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., доцент, доцент кафедры техники и технологии, Харьковский национальный экономический университет им. Семена Кузнеца, Харьков, Украина, e-mail: Savchenko.n.f@gmail.com.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологий производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Vladimir.tretjak@mail.ru.

Онопченко Антон Виталиевич – мл. науч. сотр. каф. технологий производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: anton.onopchenko@yandex.ru.

Стадник Степан Александрович – вед. инженер, ПАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: stadnik-stepan@mail.ru.

УДК 666.11:004.94:536.5

Е. В. МАРЦЕНЮК, А. В. ПОТАПОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

ПОЛУЧЕНИЕ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ ОРГАНИЧЕСКИХ СТЕКОЛ

Полимеры широко применяются во многих отраслях промышленности. Для изготовления качественных заготовок отработаны режимы отжига, которые позволяют получать изделия с характерным размером не более 0,05 метра. Попытки использования существующих программ для получения крупногабаритных заготовок не дают положительных результатов. На базе экспериментальных данных разработана и идентифицирована математическая модель остывания полимера. По результатам численных экспериментов предложены рекомендации по получению крупногабаритных заготовок. На основе составленных рекомендаций получена заготовка с характерным размером 0,5 метра. Разработанная методика может быть использована при получении полимерных органических стекол на основе полистирола, полиметакрилата, и др.

Ключевые слова: полимер, органическое стекло, отжиг, модель, температура, напряжения.

Введение

Полимерные органические стекла на основе полистирола, полиметакрилата и т.д. находят широкое применение в электродинамике планарных систем для создания диэлектрических волноводов и оптических системах большой площади, применяемых в антенных устройствах, полосковых линиях и других. Кроме того, полимеры могут применяться в экспериментальном методе определения напряженного состояния деталей и конструкций на прозрачных моделях, основанном на поляризации света и свойстве прозрачных изотропных материалов приобретать под действием нагрузки способность двойного лучепреломления [1]. Так, например, известно использование полистирола для изготовления моделей ферм мостов и кранов для изучения распределения напряжений.

Гарантированно получить полимер высокого качества можно в отливках с сечением, размеры которого не превышают 50х50 мм. При увеличении размеров сечения молекулярная масса отливки в ее центральной части оказывается меньшей, чем в наружной части. Это обстоятельство приводит к различию в прочностных характеристиках внутренних и наружных областей полимера. В связи с этим, важной стадией получения полимерных органических стекол является отжиг – полимер выдерживают при высокой температуре и затем охлаждают. Эмпирически найдены режимы отжига для стекол малой толщины с темпом снижения температуры 5...2 градуса в час [2]. Однако попытки получения по существующему режиму отжига заготовок с характерным размером более 50 мм часто приводят к получению брака.

Постановка задачи

В процессе получения аморфных полимеров, типичным представителем которых является атактический полистирол, основным фактором, приводящим к получению напряженных заготовок, является температурный режим материала.

Для получения картины распределения напряжений мысленно выделим в блоке n отдельных слоев в виде эллиптических поверхностей с конечной толщиной Δ и постоянной температурой t_i . Если предположить, что поперечные связи между выделенными слоями отсутствуют, то свободная температурная деформация i -го слоя с температурой t_i была бы больше, чем свободная температурная деформация $(i+1)$ -го слоя с температурой t_{i+1} при условии, что $t_i > t_{i+1}$. Однако реальное поведение материала приводит к установлению у всех слоев одинаковой деформации ε , отличающейся от свободной температурной. Для определения величины возникающих при этом температурных напряжений воспользуемся принципом скрытой деформации [3], применяя его к отдельным слоям:

$$\sigma_i = E(\varepsilon - \alpha(t_i - t_0)), \quad (1)$$

где E – модуль упругости материала;

α – коэффициент линейного теплового расширения;

t_0 – начальная температура.

Условие равновесия границы между двумя выделенными слоями есть равенство нулю суммы действующих на нее сил:

$$\sigma_i F_i + \sigma_{i+1} F_{i+1} = 0, \quad (2)$$

где F_i – площадь срединной поверхности i -го слоя.

Рассматривая выражения (1) и (2), как систему уравнений, получим:

$$\sigma_i = \alpha E (t_{cp} - t_i), \quad \varepsilon = \alpha (t_{cp} - t_i), \quad (3)$$

где $t_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^n F_i t_i}{\sum_{i=1}^n F_i}$ – средняя температура детали.

Таким образом, проблема получения крупногабаритных заготовок из полимерных материалов заключается в разработке режима отжига, исключающего большие градиенты температур в объеме заготовки.

Кроме того, следует отметить, что процесс полимеризации мономеров является энергоемким, а стремление сократить время производственного цикла и, тем самым, снизить его стоимость, накладывает дополнительное условие на программу отжига.

Для достижения поставленных целей были намечены следующие задачи:

1) построение и верификация математической модели процесса остывания полимера, описывающая его тепловое состояние;

2) определение напряженного состояния полимера, соответствующего известным режимам отжига для малогабаритных заготовок (2...5 градусов в час);

3) разработка режима отжига для крупногабаритных полимерных стекол.

Формирование расчетной модели

В данном исследовании проводится анализ теплового состояния процесса остывания блока из полистирола. Установка представляет собой полимеризатор цилиндрической формы, внутрь которого помещается прямоугольная ампула, заполненная мономером. Пространство внутри полимеризатора заполняется атмосферным воздухом. Принудительная циркуляция этого воздуха отсутствует. В ампуле с мономером есть свободное пространство. Воздух из этого пространства вытесняется инертным газом, после чего емкость герметизируется. Управление тепловым режимом осуществляется на цилиндрической стенке полимеризатора с внешней ее стороны. Торцевые стенки полимеризатора покрыты термоизоляционным материалом.

Для упрощения модели и сокращения времени расчетов примем следующие допущения:

– внешние поверхности торцов полимеризатора идеально заизолированы и передача тепла через них не происходит, т.е. тепловое воздействие на исследуемый объект осуществляется только с внешней стороны цилиндра;

– реальное положение нагревателей не учитывается, а величина теплового потока в любой точке цилиндра полимеризатора есть функция времени и не зависит от координаты точки;

– все применяемые материалы имеют изотропную структуру, и их свойства не зависят от направления.

Оговоренные предположения дают возможность вместо полноразмерного объекта моделировать сектор, для которого выполняются условия геометрической симметрии и симметрии нагружения. В данной задаче расчетный сектор ограничен двумя вертикальными плоскостями симметрии ампулы (параллелепипеда) и составляет $\frac{1}{4}$ часть от общего объема.

Под математической моделью будем понимать систему уравнений, полученную в результате представления расчетной области совокупностью конечного числа объемов наиболее простой формы [4]. В данную систему входят условия равновесия отдельных объемов, записанные для узловых точек, начальные и граничные условия, а также физические свойства используемых материалов [5, 6]. Уравнения равновесия формируются в автоматическом режиме при разбиении расчетной области на сетку конечных элементов. Для объемов, занимаемых полимером, инертным газом и воздухом использовался твердотельный объемный элемент первого порядка, а для стенок полимеризатора и ампулы – поверхностный четырехугольный элемент. Созданная таким образом конечно-элементная сетка, включающая порядка 10^5 узлов, показана на рис. 1.

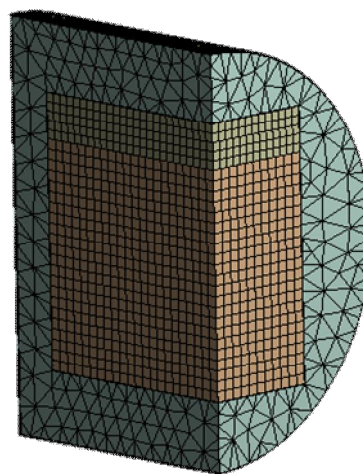


Рис. 1. Конечно-элементная модель объекта

В соответствии с отмеченными особенностями установки и протекающих в ней процессов можно выделить основные факторы теплового воздействия на исследуемый объект. Отсутствие принудительной циркуляции газообразной среды позволяет исключить из состава граничных условий конвекционный теплообмен. В качестве управляющего критерия, который контролировался в экспериментальной установке, задавались граничные условия первого рода – температура на внешней цилиндрической стенке полимеризатора. Передача тепла между полимеризатором и ампулой, а также между верхней частью ампулы и заполняющем ее полимером в газовом пространстве осуществляется как за счет теплопроводности газовой среды, так и путем лучистого теплообмена.

Верификация модели

Включение радиационных эффектов в анализе делает задачу крайне нелинейной. Учитывая, что рассматривается процесс изменения теплового состояния объекта, вызванного переменными во времени граничными условиями, анализ проводится в нестационарной нелинейной постановке. В связи с этим, для возможного упрощения задачи на первом этапе проводилась сравнительная оценка вклада лучистого теплообмена в процесс переноса тепла.

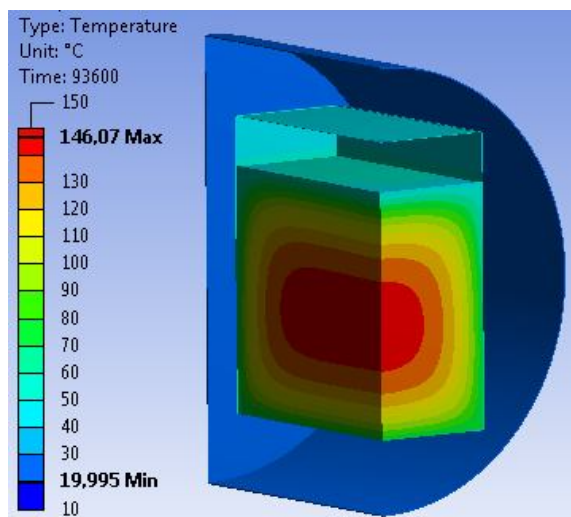


Рис. 2. Поле температур установки после 26 часов остывания с учетом лучистого теплообмена

На рисунках 2 и 3 приведены поля температур, соответствующие процессу отжига полимера с темпом 5 градусов в час. Охлаждение начинается с равновесного теплового состояния установки, а управляющая температура на стенках полимеризатора изменяется от 150°C до 10°C. Анализ показывает, что тепловое состояние модели с лучистым тепло-

обменом (рис. 2) при заданных условиях отличается по минимальной температуре полимера от модели, не учитывающей радиационные эффекты (рис. 3), более чем на 30%. Таким образом, отказ от использования радиационных эффектов в пользу упрощения расчетной модели неприемлем.

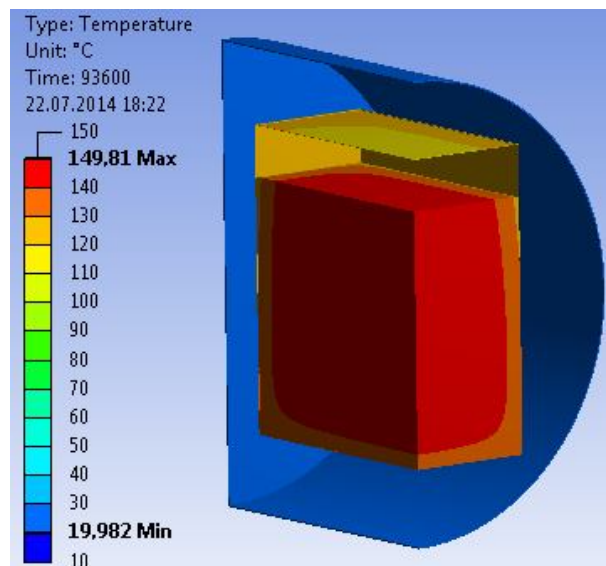


Рис. 3. Поле температур установки после 26 часов остывания без учета лучистого теплообмена

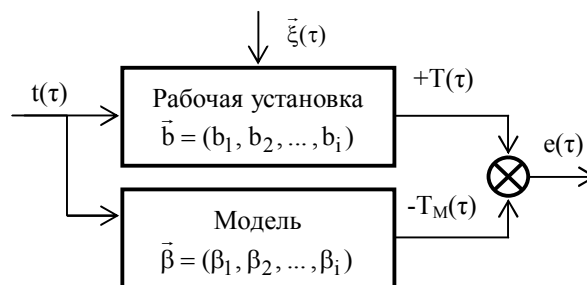


Рис. 4. Структурная схема идентификации расчетной модели

Реальный объект (рис. 4) обладает набором параметров b_i , отвечающих за формирование отклика $T(\tau)$ на внешнее воздействие $t(\tau)$. Математическая модель также обладает набором идентичных параметров β_i для генерации выходного сигнала $T_M(\tau)$. Однако выходная информация реального объекта получает некоторое искажение по сравнению с данными, генерируемыми идеализированной моделью. Это вызвано действием на рабочую установку помех $\bar{\xi}(\tau)$, которые связаны с утечками тепла с торцов полимеризатора, состоянием поверхностей стенок полимеризатора и ампулы (покрытие, налет, окалина) и т.д. Таким образом, между показаниями реаль-

ного объекта и математической моделью формируется невязка $\epsilon(\tau)$, а идентификация расчетной модели направлена на минимизацию этой невязки и заключается в коррекции параметров состояния модели β_i , в частности коррекции излучательной способности поверхностей применяемых материалов.

На рисунке 5 показаны результаты поиска оптимальных значений степени черноты. Для сужения диапазона поиска были рассчитаны переходные процессы, соответствующие ее крайним значениям для используемых материалов – $T(\epsilon=0,2)$ и $T(\epsilon=0,8)$. Затем были нанесены показания термпар T_{Σ} , и определена величина излучательной способности $T(\epsilon=0,3)$, дающая минимум невязки.

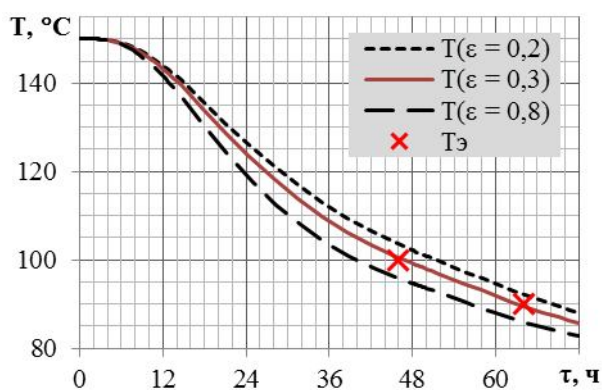


Рис. 5. Идентификация модели теплового состояния установки

Расчет термонапряженного состояния полимера по известному режиму отжига

После уточнения параметров модели был проведен анализ термонапряженного состояния полимера. В качестве режима отжига принят режим с темпом охлаждения 5 градусов в час.

На рисунке 6 изображено поле температур в объеме заготовки для такого состояния полимера, при котором температура участков, примыкающих к стенкам ампулы уже меньше температуры стеклования T_g , а в центральной части полимера температура материала больше T_g . Таким образом, на рис. 6 изображена стадия получения монолитного полимера, когда внешние области уже затвердели, образовав тем самым «корку», а внутренняя центральная часть еще находится в жидком состоянии. Данное обстоятельство следует учитывать при анализе результатов напряженного состояния, вызванного представленным полем температур. Из рисунка 7 видно, что зоны с максимальными напряжениями расположились на плоскостях симметрии заготовки (параллелепипеда). Кроме того уровни максимальных напряжений превышают предел прочности ма-

териала при разрыве. Исходя из выше сказанного, следует, что по мере затвердевания «корки» в теле заготовки будут возникать растягивающие температурные напряжения, приводящие к образованию микродефектов с последующим их развитием в глобальные макротрещины. При этом растрескивание материала будет происходить в ортогональных плоскостях симметрии параллелепипеда.

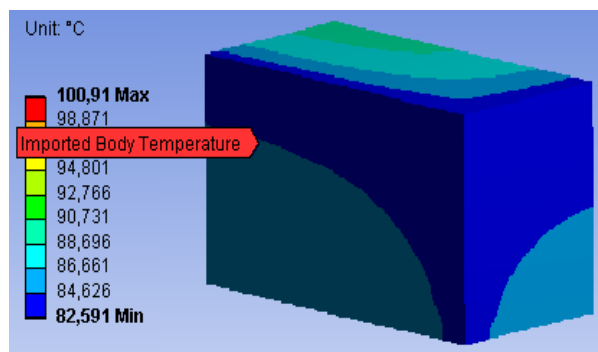


Рис. 6. Анализ теплового состояния полимера для режима отжига 5градусов в час

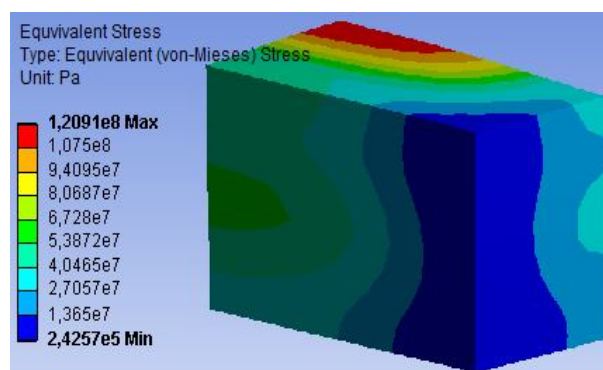


Рис. 7. Анализ напряженного состояния полимера для режима отжига 5градусов в час

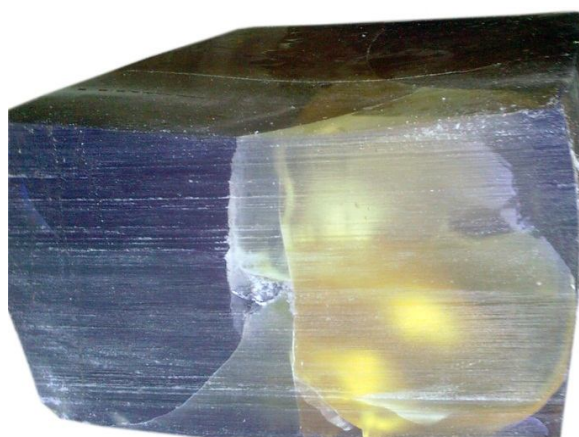


Рис. 8. Распил крупногабаритной заготовки, полученной по существующим режимам отжига

Для подтверждения полученных результатов аналогичный режим отжига задавался и на установке при попытке получения заготовки с минимальными размерами сечения 0,3x0,5 м. После извлечения из ампулы в блоке полимера было установлено наличие трещин, которые преимущественно сосредоточились в двух вертикальных взаимно перпендикулярных плоскостях (рис. 8). По распилу заготовки видно, что трещины являются сквозными и проходят через всю толщу материала. При этом можно утверждать, что рост трещины соизмерим с темпом остывания материала, а точнее со скоростью стеклования, т.е. она увеличивается по мере уменьшения расплавленной области в объеме заготовки. В итоге, трещины, зародившиеся на противоположных стенках, смыкаются в центре.

Разработка режима отжига для крупногабаритных полимерных стекол

На заключительном этапе работы был выполнен ряд расчетов для различных предложенных программ остывания. Расчеты были направлены на достижение двух целей: формирования программы остывания полимера, не приводящей к температурным напряжениям, превышающим прочностные свойства материала; минимизации времени технологического процесса получения заготовок с целью сокращения энергетических затрат.

В результате сравнительного анализа термонапряженных состояний заготовок, полученных для различных программ остывания сформулированы следующие рекомендации:

1) темп остывания до достижения минимальной температуры полимера значения, равного температуре стеклования материала, не влияет на последующий процесс возникновения внутренних напряжений в объеме заготовки;

2) для достижения полимером равновесного теплового состояния необходима продолжительная выдержка при постоянном значении управляющей температуры (температуры стенок полимеризатора), а величина управляющей температуры должна на несколько градусов превышать температуру стеклования материала;

3) при значениях управляющей температуры ниже температуры стеклования отжиг следует проводить ступенчато с небольшими приращениями температур и промежуточными выдержками.

На рисунке 9 представлена программа отжига, соответствующая составленным рекомендациям. Здесь линия 1 – управляющая температура T_y ; линия 2 – показания термопары, расположенной внутри полимера, а температура T_1 близкая к макси-

мальной температуре заготовки; линия 3 – осредненные показания термопар T_2 , расположенных на ампуле. Результаты экспериментов подтвердили, что применение данных рекомендаций позволяет получить заготовку с характерным размером 0,5 м. При этом заготовка не имеет как внешних, так и внутренних дефектов, а последующий распил заготовки не приводит к растрескиванию материала.

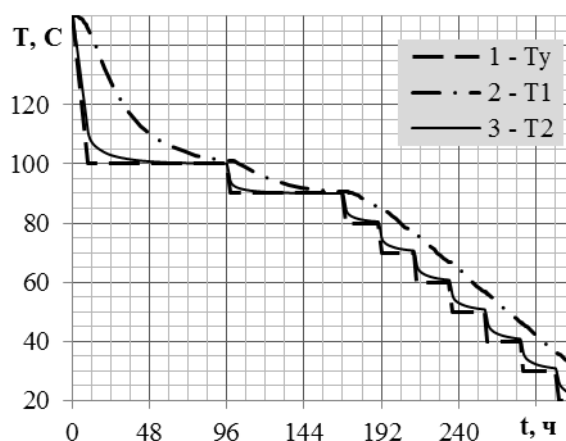


Рис. 9. Разработанная программа отжига полимера

Заключение

Создана математическая модель для расчета режима снижения температур при производстве полимерных органических стекол.

Показано, что существующие рекомендации по темпу снижения температуры в 2...5 градусов в час пригодны лишь для заготовок с характерным размером не более 50 мм.

Предложен режим снижения температуры с характерным размером более 50 мм.

По предложенному режиму отжига получена заготовка с характерным размером порядка 0,5 м и удовлетворительным уровнем термоупругих напряжений.

Литература

1. Экспериментальные методы исследования деформаций и напряжений [Текст] / Б. С. Касаткин, А. Б. Кудрин, Л. М. Лобанов и др. – К. : Наукова думка, 1981. – 584 с.
2. Гринев, Б. В. Пластмассовые сцинтилляторы [Текст] / Б. В. Гринев, В. Г. Сеньчишин. – Х. : АКТА, 2003. – 320 с.
3. Олейник, А. В. Температурные напряжения в деталях газотурбинных двигателей [Текст] : консп. лекций / А. В. Олейник. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харк. авиац. ин-т», 2002. – 65 с.

4. Басов, К. А. *ANSYS в примерах и задачах [Текст]* / К. А. Басов ; под общ. ред. Д. Г. Красковского. – М. : КомпьютерПресс, 2002. – 224 с.

5. Гуль, В. Е. *Физико-химические основы производства полимерных пленок [Текст]* / В. Е. Гуль, В. П. Дьяконова. – М. : Высшая школа, 1978. – 279 с.

6. *Полистирол. Физико-химические основы получения и переработки [Текст]* / А. Я. Малкин, С. А. Вольфон, В. Н. Кулезнев, Г. И. Файдель. – М. : Химия, 1975. – 288 с.

Поступила в редакцию 3.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

ОТРИМАННЯ ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ ПОЛІМЕРНИХ ОРГАНІЧНИХ СТЕКОЛ

Є. В. Марценюк, О. В. Потапов

Полімери широко застосовуються в багатьох галузях промисловості. Для виготовлення якісних заготовок відпрацьовано режими відпалу, які дозволяють отримувати вироби з характерним розміром не більш, ніж 0,05 метра. Спроби використання існуючих програм для отримання великогабаритних заготовок не дають позитивних результатів. На базі експериментальних даних розроблено та ідентифіковано математичну модель вистигання полімеру. За результатами чисельних експериментів запропоновано рекомендації щодо отримання великогабаритних заготовок. На основі запропонованих рекомендацій отримано заготовку з характерним розміром 0,5 метра. Розроблена методика може бути використана в разі виготовлення полімерних органічних стекел на основі полістиролу, поліметакрилату та ін..

Ключові слова: полімер, органічне скло, відпал, модель, температура, напруження.

MANUFACTURING OF LARGE CAPACITY POLYMERIC ORGANIC GLASSES

E. V. Martsenyuk, A. V. Potapov

Polymers are widely used in most branches of industry. To provide quality of workpiece they are exposed to anneal. Known annealing regimes provide high quality only for workpieces with characteristic size less than 0,05 meters. All attempts of applying known annealing regimes for large capacity workpieces were unsuccessful. The paper addresses model of polymer cooling process. The model was identified on experimental data. Basing the model authors suggest piece of recommendations to improve quality of the large capacity workpieces. Following these commendations author experimentally manufactured workpiece with characteristic size 0,5 meters. The proposed method can be used for polymeric organic glasses with a polystyrene, polymethacrylate, etc.

Key words: polymer, organic glass, anneal, model, temperature, stresses.

Марценюк Евгений Викторович – ст. преп. кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ev_martsen@mail.ru

Потапов Александр Вячеславович – учащийся, Харьковская гимназия № 6 "Мариинская гимназия", Харьков, Украина, e-mail: sashapotap95@mail.ru.

УДК 629.535.33

А. В. ЛОСЬ

Государственное предприятие «Антонов»

ВЛИЯНИЕ КОСОСИММЕТРИЧНОЙ НАГРУЗКИ НА ИЗГИБНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ В СТЫКУЮЩИХ ПОДСБОРКАХ ШАРНИРНЫХ САМОЛЕТНЫХ УЗЛОВ

Предложена расчетная модель определения изгибных напряжений в основных стыкуемых деталях шарнирного узла. Установлено, что при кососимметричном нагружении узла в его стыкующей подбороке образуются две зоны (близко к плоскостям разреза), в которых уровень изгибных напряжений превышает уровень внешней нагрузки на величину коэффициента избыточности α_{σ}^M . С помощью предложенной модели исследовано влияние основных геометрических параметров и механических свойств материалов на изменение величины α_{σ}^M . Установлено, что величина α_{σ}^M в 1,5...2 раза превышает уровень действующего на узел момента, что и является первопричиной усталостных разрушений стыкующих подборок. Проведенные экспериментальные исследования на тестовых и натурных узлах подтвердили достоверность определения α_{σ}^M в стыкуемых подборках шарнирных узлов, воспринимающих и передающих кососимметричную нагрузку.

Ключевые слова: шарнирный узел, стыкующие подборы, изгибные напряжения, коэффициент избыточности α_{σ}^M .

Введение

В ряде случаев основные агрегаты самолета стыкуют между собой с помощью шарнирных узлов, обеспечивающих ограниченную подвижность между стыкуемыми объектами. Такие узлы имеют статус особо ответственных [1].

С помощью таких узлов стыкуются агрегаты, образующие Т-образные хвостовые оперения, пилоны двигателей и крыло, целый ряд узлов шасси и механических каналов управления.

Особая ответственность таких узлов оговорена и при их расчете на статическую прочность, и при обеспечении их надежности. Так, например, в узлах рассматриваемого типа вместо стыкуемых монолитных деталей (болт, ось) часто используют так называемые стыкующие подборы (рис. 1, а), состоящие из основной несущей детали (1) и стяжки (2), поддерживающей основную деталь в рабочем состоянии даже при ее усталостном разрушении.

Исследованию напряженно-деформированного состояния и усталостной долговечности таких конструкций посвящен ряд ранее опубликованных работ [2, 3], отличительной особенностью которых является анализ проблемных вопросов, связанных с износом и усталостью при симметричном нагружении узла, когда стыкующая подборка воспринимает и передает силу P (симметричное нагружение).

Однако в целом ряде случаев узлы рассматриваемого типа воспринимают и через стыкующую подборку передают кососимметричную нагрузку –

момент M (рис. 1 б). В такой конструкции и напряженно-деформированное состояние (рис. 1 б, в) и усталостная долговечность её стыкующей детали существенно меняются и требуют своего исследования.

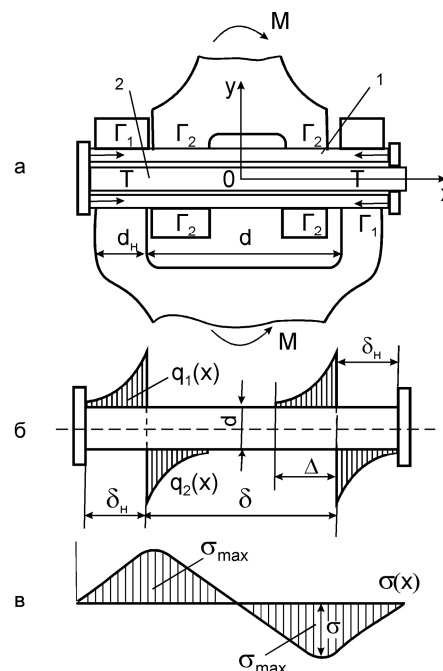


Рис. 1. К расчетной модели шарнирного узла при кососимметричном (M) нагружении: а – схема узла со стыкующей подборкой (1, 2); б – нагруженные стыкующей детали узла; в – эпюра напряжений в детали (1)

С учетом таких обстоятельств целью данной работы является исследование влияния конструктивно-технических параметров шарнирных узлов на величины изгибных напряжений в несущей детали стыкующей подборки при кососимметричном её нагружении (рис. 1, в).

Формирование расчетной модели

В основу расчетной модели положено распределение погонных усилий $q_1(x)$ и $q_2(x)$, возникающих вдоль стыкующей подборки при её моментном нагружении M (см. рис. 1, б).

Кроме того, в расчетную модель заложены исходные положения метода обеспечения долговечности подвижных самолетных узлов [4], а именно:

$$\alpha_\tau = \frac{\tau}{\tau_\sigma} < \alpha_\sigma = \frac{\sigma_p}{\sigma_b} \text{ при } K^M = \frac{M}{M_p} < 0,67,$$

где τ , τ_p – действующие и разрушающие напряжения в стыкующей подборке;

σ , σ_b – действующие и разрушающие напряжения в несущей детали стыкующей подборки;

M , M_p – действующий и разрушающий моменты для стыкующей подборки;

$K^M = \frac{M}{M_p}$ – уровень внешней нагрузки, приложенной к узлу.

Как показано в работе [4], в стыкующей подборке при $M < 0,67M_p$ отношение

$$\frac{\alpha_\sigma}{K^M} = \alpha_\sigma^M. \quad (1)$$

При этом коэффициент избыточности изгибных напряжений α_σ^M превышает 1,0, т.е. уровень изгибных напряжений в стыкующей подборке всегда превышает уровень действующей на узел нагрузки, что и приводит к её усталостному разрушению.

Как показано в работе [5], значения погонных усилий в зонах контактов оцениваются выражениями

$$q_1(x) = -G_1(y_1(x) - \psi_1(x)), \quad (2)$$

$$q_2(x) = -G_2(y_2(x) - \psi_2(x)), \quad (3)$$

где G_1 и G_2 – модули на смятия материалов стыкуемых деталей;

$y_1(x)$ и $y_2(x)$ – перемещения оси стыкующей подборки [3];

$\psi_1(x)$ и $\psi_2(x)$ – функции характеризующие неровности поверхностей G_1 и G_2 .

Анализ влияния конструктивно-технологических параметров

Используя такие исходные данные, величину изгибающего момента в любом сечении стыкующей подборки можно записать в следующем виде:

$$M(x) = \int_{\frac{\delta}{2}-\Delta}^x -q_2(x) \left(x - \left(\frac{\delta}{2} - \Delta \right) \right) + \int_{\frac{\delta}{2}}^x q_1(x) \left(x - \left(\frac{\delta}{2} - \Delta \right) \right) dx, \quad (4)$$

и, соответственно, изгибные напряжения определить из соотношения

$$\sigma(x) = \frac{M(x)}{W(x)}, \quad (5)$$

где $W(x)$ – момент сопротивления основной несущей стыкующей детали по ее длине.

При кососимметричном нагружении шарнирного узла имеются две области максимальных значений изгибных напряжений, которые расположены вблизи плоскостей среза стыкующих подборок (см. рис. 1, в).

На рисунке 2 приведены результаты расчетной оценки α_σ^M по длине стыкующей подборки при

$$n = \frac{2\delta_n}{\delta} = 0,5; \quad \bar{G}_1 = \bar{G}_2 = 0,21.$$

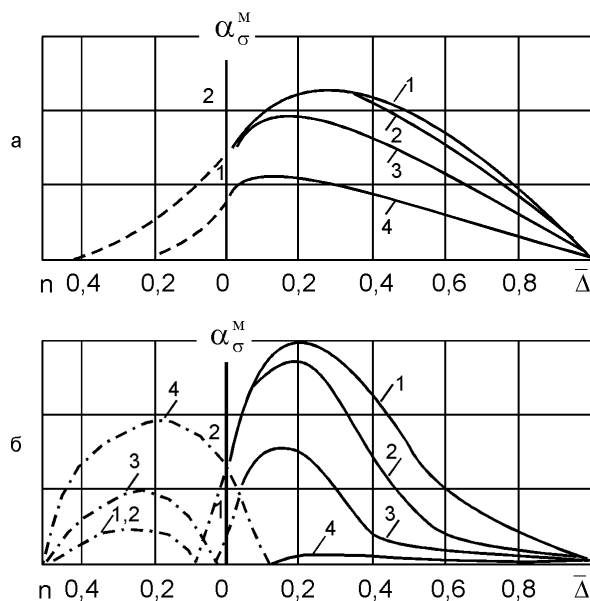


Рис. 2. Влияние конструктивных параметров шарнирного узла на величину α_σ^M : а – $\delta/d = 2$; б – $\delta/d = 6$; 1 – $\bar{\Delta} = 1,0$; 2 – $\bar{\Delta} = 0,6$; 3 – $\bar{\Delta} = 0,4$; 4 – $\bar{\Delta} = 0,2$

Следует отметить, что при $\bar{\Delta} = 0,2$ величина α_{σ}^M в зоне стыкуемой детали больше, чем α_{σ}^M при $\bar{\Delta} = 0,4$, т.е., с ростом δ/d и с увеличением длины стыкующей детали происходит более значительный её изгиб в зоне стыкуемых деталей. В средней части $(0 - \bar{\Delta})$ при $\bar{\Delta} = 0,4; 0,2$ с увеличением δ/d происходит снижение α_{σ}^M .

На основе выражений (4) и (5) также выявлено влияние соотношения толщин соединяемых деталей, т.е. параметра n , на величину коэффициента избыточности нормальных напряжений α_{σ}^M в стыкующей подборке узла (рис. 2).

Численным экспериментом установлено, что с уменьшением $2\delta_n/d$ уровень α_{σ}^M на участке $(0 - \bar{\Delta})$ уменьшается для $\bar{\Delta} = 1; 0,6$, а для $\bar{\Delta} = 0,4$ и $0,2$ происходит возрастание α_{σ}^M . Однако если учесть, что на участке $(0 - n)$ для $\bar{\Delta} = 0,4$ и $0,2$ при $n = 1$ значения α_{σ}^M значительно превосходят α_{σ}^M для участка $(0 - \bar{\Delta})$, то можно отметить, что уменьшение n приводит к снижению напряженного состояния болта. И надо стремиться к уменьшению $\bar{\Delta}$, т. к. при $n = 0,5$ и $\bar{\Delta} = 1$ α_{σ}^M даже больше, чем α_{σ}^M у узлов с $n = 1$.

Из полученных данных становится очевидным, что и величина коэффициента α_{σ}^M и координата $\sigma_{\max}$ по оси x существенно зависят от геометрических параметров, выбираемых при проектировании узлов рассматриваемого типа.

Предложенная методика анализа влияния параметров узла на величину коэффициента избыточности изгибных напряжений в стыкующей подборке α_{σ}^M позволяет оценить и влияние на эту величину различных материалов зон контактов в шарнирном узле.

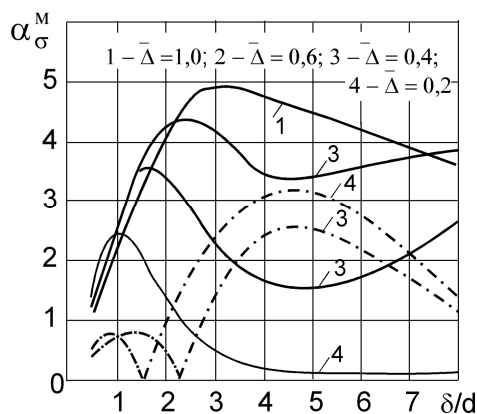


Рис. 3. Влияние модулей $\bar{G}_1$ и $\bar{G}_2$ на коэффициент α_{σ}^M : а — $\bar{G}_1 = \bar{G}_2 = 0,21$; б — $\bar{G}_1 = \bar{G}_2 = 0,5$; 1 — $\bar{\Delta} = 1,0$; 2 — $\bar{\Delta} = 0,6$; 3 — $\bar{\Delta} = 0,4$; 4 — $\bar{\Delta} = 0,2$

Так, на рис. 3 при равных геометрических ($n = 1,0$) параметрах узла показано влияние относительных величин модулей на смятие $\bar{G}_1$ и $\bar{G}_2$ на величину α_{σ}^M .

Очевидно, что применение в зонах контакта более податливых на смятие материалов стыкуемых деталей ($\bar{G}_1 = \bar{G}_2 = 0,21$) приводит к существенному росту коэффициента α_{σ}^M .

Достоверность определения изгибных напряжений ($\sigma(x)$) на основе выражений (4) и (5) оценивалась с помощью экспериментальных исследований на тестовых и натурных шарнирных узлах.

Схема расположения тензорезисторов 2ПКП-5-100 при тестовом испытании напряженного состояния стыкующей детали, передающей момент M , показана на рис. 4, а.

Данные такого эксперимента приведены на рис. 4, б. На этом же рисунке представлены величины изгибных напряжений в стыкующей детали узла, полученные на основе выражений (4) и (5).

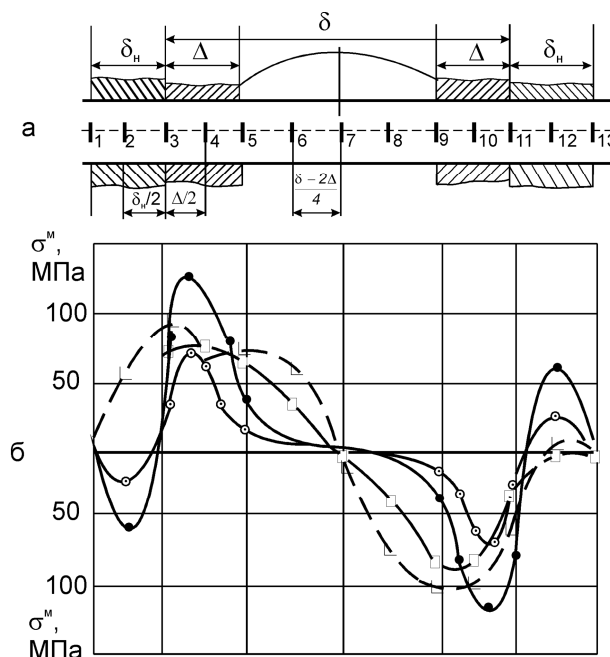


Рис. 4. Распределение изгибных напряжений в стыкующей детали шарнирного узла при моментном ее нагружении. Расчетные значения: $M = 100 \text{ кгс}\cdot\text{м}$; $M = 250 \text{ кгс}\cdot\text{м}$
Экспериментальные данные
—○—, —●—, —⊕—, —+—

Как следует из приведенных зависимостей, расчетные значения α при $M=100 \text{ кг м}$ достаточно хорошо согласуются с данными эксперимента, а по координате расположения $\sigma_{\max}$ имеются некоторые отличия. При $M = 250 \text{ кг м}$, координаты расположения $\sigma_{\max}$ по оси ox практически идентичны. По ве-

личине $\sigma_{\max}$ расчетные значения показывают несколько завышенный результат.

Замеры изгибных напряжений $\sigma(x)$ производились и на натурном узле стойки шасси (рис. 5, а). Сравнительная оценка таких замеров приведена на рис. 5, б. При этом следует отметить, что стыкующая деталь этого узла передает не только кососимметричную нагрузку – M , но и симметричную в виде усилия P .

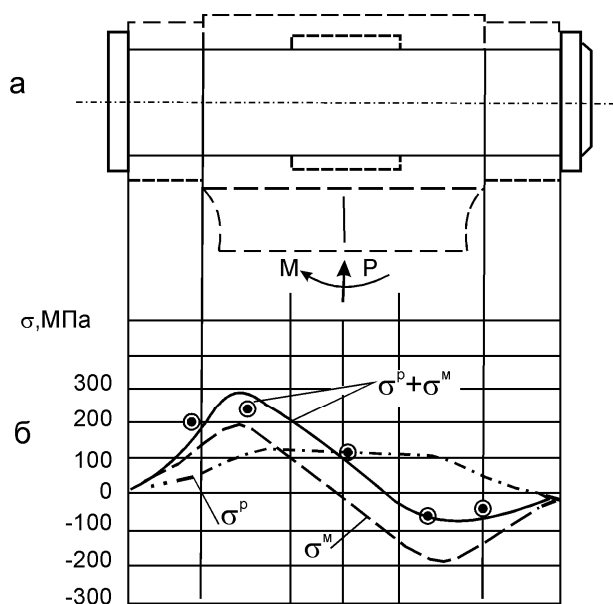
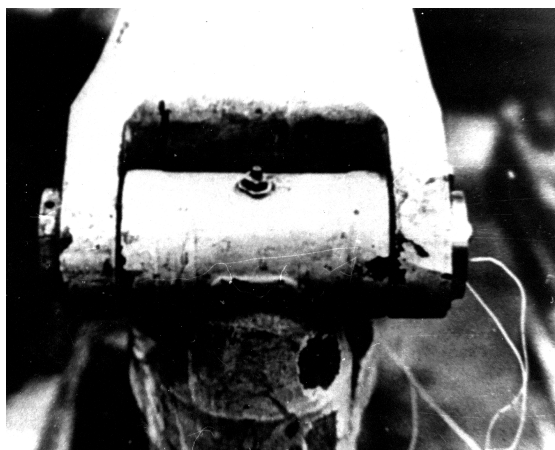


Рис. 5. Расчетные значения:

— — от усилия P , — — — от момента M ,
— · — от усилия P и момента M – $(P+M)$.

Экспериментальные данные: • — при действии
усилия момента $(P+M)$

Выводы

Исследовано напряженно-деформированное состояние стыкующих подборок в шарнирных узлах самолетных агрегатов, воспринимающих и передающих моментную нагрузку (кососимметричное нагружение).

Предложена расчетная модель определения изгибных напряжений в основной стыкующей детали узла. С помощью этой модели установлено, что при кососимметричном нагружении в стыкующей подбороке образуются две зоны, расположенные близко к плоскостям разреза, в которых уровень изгибных напряжений превышает уровень внешней нагрузки на величину коэффициента избыточности изгибных напряжений α_{σ}^M .

Исследовано влияние основных геометрических параметров и механических характеристик стыкуемых деталей на величину α_{σ}^M . Показано, что изменение указанных параметров приводит к увеличению α_{σ}^M до 95 %, что и является первопричиной их усталостного разрушения.

Проведенные экспериментальные исследования по определению изгибных напряжений в стыкующих деталях тестовых и натурных узлов подтвердили правомерность использования предложенной расчетной модели при оценке изгибных напряжений в стыкующих деталях узлов, воспринимающих и передающих кососимметричную нагрузку.

Литература

1. Лось, А. В. Анализ усталостных и износных разрушений в предельно нагруженных узлах самолетных агрегатов [Текст] / А. В. Лось // Вопросы проектирования самолетных конструкций : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Вып. 3(75). – Х., 2013. – С. 86–92.
2. Бойцов, Б. В. Комплексное исследование шасси самолета [Текст] / Б. В. Бойцов. – М. : Машиностроение, 1985. – 232 с.
3. Рябков, В. И. Исследование влияния конструктивно-технологических особенностей самолетных узлов на напряженное состояние их элементов [Текст] / В. И. Рябков, С. Е. Шеметов // Вопросы проектирования и производства самолетных конструкций : сб. науч. тр. ХАИ. – Вып. 2. – Х., 1979. – С. 52–58.
4. Лось, А. В. Основные положения метода обеспечения долговечности подвижных самолетных узлов в условиях кососимметричного нагружения [Текст] / А. В. Лось // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Вып. 62. – Х., 2013. – С. 5–12.
5. Лось, А. В. Моделирование условий взаимодействия основных элементов подвижного узла при кососимметричном его нагружении [Текст] / А. В. Лось // Вопросы проектирования самолетных конструкций : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Вып. 4(76). – Х., 2013. – С. 64–72.

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

ВПЛИВ КОСОСИМЕТРИЧНОГО НАВАНТАЖЕННЯ НА ЗГИНАЛЬНІ НАПРУЖЕННЯ В СТИКУВАЛЬНИХ ПІДБОРКАХ ШАРНІРНИХ ЛІТАКОВИХ ВУЗЛІВ

О. В. Лось

Запропоновано розрахункову модель визначення згинальних напружень в основних стиковальних деталях шарнірного вузла. Встановлено, що при кососиметричному навантаженні вузла в його стиковальній підбірці утворюються дві зони (близько до площин рознімання), в яких рівень нормальних напружень перевищує рівень зовнішнього навантаження на величину коефіцієнта надмірності α_{σ}^M . За допомогою запропонованої моделі досліджено вплив основних геометричних параметрів та механічних властивостей матеріалів на зміну величини α_{σ}^M . Встановлено, що величина α_{σ}^M в 1,5 ... 2 рази перевищує рівень моменту, що є першопричиною втомних руйнувань стикованих під зборок. Проведені експериментальні дослідження на тестових і натурних вузлах підтвердили достовірність визначення згинальних напружень в стиковальних підборках шарнірних вузлів, що сприймають і передають моментне навантаження.

Ключові слова: шарнірний вузол, стиковальні підборки, згинальні напруження, коефіцієнт надмірності.

EFFECT OF SKEW-SYMMETRICAL LOADING ON BENDING STRESSES IN JOINT SUBASSEMBLIES OF HINGE ASSEMBLIES OF AIRPLANES

A. V. Los'

A calculation model for determining the bending stresses in the main junction parts of the hinge assembly is offered. It is shown that in case of skew-symmetrical loading of an assembly two zones (close to the plane of the junction) are formed, where the level of the normal stress exceeds the level of the external load by the exceeding bending stress coefficient α_{σ}^M . With the aid of the proposed model influence of the main geometrical parameters and mechanical properties of materials on the change of the value α_{σ}^M was studied. It was found that α_{σ}^M exceeds the level of the moment acting on the assembly by the factor of 1.5 ... 2 being the prerequisite for fatigue failures of joint subassemblies. Experimental studies conducted on laboratory specimens and actual parts confirmed the accuracy of the determination of bending stresses in the joint subassemblies of hinge assemblies receiving and transmitting the skew-symmetrical load.

Key words: joint subassembly, hinge assembly, bending stresses, stress coefficient.

Лось Александр Васильевич – заместитель Главного конструктора, государственное предприятие «Антонов», Киев, Украина.

УДК 629.735.33.001.63:681.3.01

А. С. ДАНОВ

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

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИЧЕСКИХ И УСТАЛОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЕДИНЕНИЙ ИЗ СПЛАВА Д16АТ ТИТАНОВЫМИ ЗАКЛЁПКАМИ ИЗ ВТ 16 С ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ПРИ СТЕСНЁННОЙ ОСАДКЕ

Проведены статические испытания на раздачу, прочности на отрыв и срез заклёпок из титанового сплава ВТ 16. Определено влияние механических характеристик и конструктивных форм заклёпок из ВТ 16 на качество соединений из Д16АТ. Применена стеснённая осадка, реализованная конструктивно-технологическими средствами: заполненное поднутрение, шайба, втулка, пуансон. Определены рациональные параметры поднутрения в стержне заклёпки, параметры шайбы, жёсткость соединений и усталостные испытания на осевые нагрузки. Определено влияние технологических отклонений по усилию клёпки на качество соединений. Разработаны рекомендации по снижению чрезмерной раздачи соединений титановыми заклёпками.

Ключевые слова: статические испытания, титановые заклёпки, поднутрение, утонение, запрессовка, осевая циклическая нагрузка, раздача, стеснённая осадка.

Введение

Заклепки из титанового сплава ВТ 16 позволяют заменять стальные болтовые соединения, и потому их применение уменьшает вес и повышает технологичность соединений авиаконструкций [1, 2].

Заклёпки выбраны идентичными болтами и болт-заклепкам из сплава ВТ 16 для соединений с радиальным натягом. Различие состояло в форме хвостовика под клепку, и предполагало наличие поднутрения в стержне, а также ограничительного элемента. Также исследовались: форма замыкающей головки; форма и размеры поднутрения в хвостовике замыкающей, а также для закладной головок; конструктивные и технологические способы ограничения деформации в соединении; способ устранения трещинообразования при формировании замыкающей головки.

1. Описание эксперимента

Исследована возможность применения в соединениях из Д16АТ заклёпок из титанового сплава ВТ 16, полученных доработкой болтов из этого же сплава ВТ 16, а также заклёпки из сплава ВТ 30.

Проведены эксперименты по определению: механических характеристик материала, на раздачу, среза жёсткости соединений; усилию отрыва головок заклёпок; усталостные испытания при действии осевых циклических нагрузок. Исследованы технологические варианты снижения радиальной раздачи

под замыкающей головкой титановых заклёпок.

Для оценки качества соединений, полученных на основе разработанного крепежа, были проведены статистические испытания по определению усилий отрыва головок, среза и исследованию раздачи заклёпки в пакете, а также усталостные испытания на циклическую осевую силу отрыва.

2. Влияние механических характеристик материала и конструктивных форм заклёпки на качество и раздачу соединений из сплава Д16АТ

В СНГ налажено производство высадкой резьбового крепежа из сплава ВТ 16 диаметрами до 8 мм. Сплав ВТ 16 достаточно пластичный и имеет предел прочности при растяжении порядка (900...1100) МПа в отожжённом и до 1250 МПа в закаленном и состаренном состоянии.

В качестве образцов для исследования раздачи были выточены из материала Д16АТ цилиндрические бобышки диаметром $D = 25$ мм и высотой $H=16$ мм. В них сверлилось и развёртывалось отверстие до диаметра 7,95 Н9, соответствующего предварительной посадке 1% крепежа. Также обрезалась резьбовая часть болта, выполнялся заходный участок и базовое поднутрение. В образцах 3 и 4 делалось дополнительное (ступенчатое) поднутрение с параметрами 2,0х6,0; 2,5х6,0; 3х6,0 и 3,5х6,0 мм. В образцах №5 и 6 поднутрение имело параметры 4,0х14,0 мм и 4,0х9,0 мм. В образце 8 было выполнено только базовое поднутрение, в образце № 9

поднутрение: 4,0x8,0 мм было со стороны закладной головки, в образце 10 поднутрение $d_0 = 3,5$ мм выполнялось сквозным.

Для оценки влияния механических характеристик титановых сплавов на расклепываемость были изготовлены точением заклепки-стержни из прутка ВТ 16 сплошные, а также с поднутрениями цилиндрической формы, заполненными стержнями заклепок из В 65.

Для обеспечения надежного качества замыкающей головки был разработан способ клепки с использованием технологических втулок-колец, а также пуансонов со специально спрофилированными углублениями.

В процессе расклепывания, начиная с усилия 120 КН в замыкающей головке стали появляться кольцевые, в плане торца, растрескивания. С целью устранения трещинообразования усилие клепки было снижено до РКЛ = 100 КН, а для сохранения раздачи зазор по отверстию был уменьшен до 0,05 мм. При этом раздача пакета осуществлялась до глубины 1,0 d, считая от замыкающей и головки, и составляла от 0 до 1,5%. Края отверстия пакета были при этом обмяты замыкающей головкой (на глубине 0,5 мм) до величины 2,9% в варианте 2 и на глубине 1,1 мм до 4,9% в варианте 1.

Так, для заклепки диаметром 8 мм из стали 20Г2 это усилие составляет 175,0 КН, а для сплава ВТ 16 – 140,0 КН. Вместе с тем, в имеющейся практике нашли широкое применение заклепки, в том числе из высокопрочных сплавов, с поднутрением в стержне заклепки, которые рекомендовались для соединений небольших толщин и деталей из композиционных материалов.

Усилие расклепывания стержня с поднутрением для ВТ 16 в закаленном и состаренном состоянии при этом было на 20-25 % больше, чем для аналогичных заклепок из ВТ 16 отожженного. С помощью закаленных заклепок-стержней диаметрами 6,0 и 8,0 мм, из материала ВТ 16, были проведены эксперименты по исследованию раздачи пакета стержнями с целью предварительного изучения процесса запрессовки, а также влияния утонения диаметра стержня и фаски под замыкающую головку для обеспечения равномерной по толщине пакета раздачи.

Эксперименты показали, что применение заклепок с увеличением предела прочности (закалка-старение) возможно при изменении способа клепки на стесненную при помощи конструктивных или технологических средств, который может быть осуществлен и для имеющегося оборудования и импульсного инструмента типа КИМ-6С.

Дальнейшие результаты были получены для заклепок из отожженного сплава ВТ 16. Заклепки из данного материала позволили получить стабильные

результаты при исследовании качества и прочности соединений на их основе без применения специального стесненного способа клепки.

Были исследованы конструкции со сплошным, коническим, ступенчатым стержнем, стержнем, имеющим отверстие (поднутрение), заглушенное пластичной бобышкой из сплава В 65. Исследовано распределение натяга в деталях пакета из Д16АТВ с толщиной пакета $S_p = 17,0$ мм, $t_p = 2,8$ мм, для заклепок из сплава ВТ 16 диаметром 6,0 мм с центральным поднутрением $d_0 = 3,0$ мм, которое показывает удовлетворительную величину радиального натяга в пределах 0,8...1,5 %.

Механические характеристики и конструктивные формы заклепок позволяют управлять качеством и в частности радиальной раздачей отверстий в соединениях. Так, низкую пластичность высокопрочных заклепок из закаленного сплава ВТ 16 можно использовать в средней части пакета, где необходима, высокая прочность на "срез", а недостаток пластичности компенсировать кольцевыми компенсаторами в виде технологических и конструктивных шайб и формы пуансона.

Заклепки были получены точением из потайных болтов $d_b = 8,07$ мм (под натяг 1%) из титанового сплава ВТ 16. Болты обрезались до длины, соответствующей пакету $S_p = 2 d$, и со стороны замыкающего торца выполнялось поднутрение диаметром равным 0,5 d и глубиной 1,15 d.

Стесненная клепка также позволяет регулировать радиальную раздачу стержня заклепки путем соответствующего подбора шайбы ограничительно-го элемента.

В качестве наиболее эффективного конструктивного варианта выбрана непотайная заклепка с полым коническим хвостовиком, заполненным стержнем из сплава В 65 и шайбой из ВТ 16 размером $D_{ш} = 1,4...1,5 d$; толщиной $t_{ш} = (0,2...0,3) d$. При выборе вариантов было учтено, в соответствии с ранее проведенными исследованиями, что при усилии клепки заклепок с поднутрением $R_{кл} = (0,45 - 0,5) R_{норм}$, зона раздачи достигает глубины $(0,4 - 0,5) d_3$ от замыкающей головки.

Дальнейшее совершенствование конструктивных вариантов связано с оптимизацией формы поднутрения в стержне заклепки.

3. Выбор рациональных параметров поднутрения в стержне заклепки

Как уже отмечалось, одним из основных препятствий, ограничивающих широкое применение заклепок из высокопрочных сталей и титановых сплавов, является значительное усилие клепки

сплошного стержня заклепок, приводящее к чрезмерной раздаче материала пакета.

Для оптимизации формы поднутрения по его глубине для заклепок большого диаметра из сплавов ВТ 16 были проведены эксперименты по раздаче для заклепок из сплава ВТ 16 диаметром 8,0 мм, полученных высадкой.

Как показал эксперимент, величина выполнения поднутрения диаметром более $d_0 = (0,5 - 0,7) d$ приводит к образованию трещин и сколов по кольцевым цилиндрическим плоскостям, поэтому более предпочтительным является поднутрение диаметром $d_0 = 0,5 d$ глубиной $L_0 = (1,0 \dots 1,1) d$.

Все заклепки клепались специально спроектированным и изготовленным пуансоном с центральным профилированным углублением, ограничивающим чрезмерную раздачу замыкающей головки.

Эксперименты показали, что диаметр поднутрения, с учетом предполагаемой погрешности при проведении испытаний и замеров, в диапазоне 2,0-4,0 мм незначительно влияет на раздачу в заклепочном соединении, но при $d_0 = 2,0$ мм, усилие клепки уменьшается всего на 6+10%, а при $d_0 = 4,0$ мм на 35+40%.

Увеличение глубины поднутрения примерно до середины пакета вызывает увеличение раздачи по отверстию на 0,5%.

Исследовалось также влияние торцевой фаски и шайбы под замыкающей головкой на раздачу соединения. Целесообразным оказалось уменьшение угла зачеканки под фаску от 90° до 50...70°.

Экспериментальные исследования показали, что для заклепки из титанового сплава ВТ-16 можно выбрать цилиндрическое поднутрение с параметрами: $d_0 = 4,0 \times 9,0$ мм, либо оживальное поднутрение, при удовлетворительном качестве раздачи по толщине пакета. На основании проведенных экспериментов также можно сделать вывод, что наиболее оптимальной по форме, с наиболее стабильными результатами на качестве соединений при раздаче является поднутрение оживально-конической формы.

Материал образцов: Д16АчТ, анодированный с последующей фрезеровкой по контуру. Толщина пакета $S_p = 2 d$. Все испытания производились на разрывной машине ЦД 10-90. Выполнение с заполненным поднутрением в стержне заклепки из ВТ 16 в пределах точности эксперимента не сказалось на уменьшении усилия среза крепежа. Вместе с тем, сквозное заполненное поднутрение диаметром 0,5 d, уменьшило усилие среза в односрезных образцах на 15 ÷ 25%, а в двухсрезных – на 5÷8%. Установка заклепок с радиальным натягом $1 \pm 0,2\%$ увеличивала статическую прочность образцов на (5... 6)%.

Таким образом, результаты эксперимента по определению усилия среза показали возможность применения заклепок из титанового сплава ВТ 16 с заполненным поднутрением диаметром $d_0 = 0,5 d$ и $L_0 = 1,15 d$ без уменьшения статической прочности крепежа в соединении.

4. Экспериментальное определение усилия среза и отрыва заклепочного крепежа из титанового сплава ВТ 16

Испытания на срез производились на материале образцов: Д16АчТ, анодированном с последующей фрезеровкой по контуру. Толщина пакета $S_p = 2d$. Все испытания производились на разрывной машине ЦД 10-90. Выполнение с рекомендуемым заполненным поднутрением в стержне заклепки из ВТ 16 в пределах точности эксперимента сказалось на уменьшении усилия среза крепежа до 6-8%.

Результаты экспериментального определения усилия отрыва для заклепочного крепежа из титанового сплава ВТ 16 показали, что увеличение высоты выступления стержня заклепки перед клепкой с $0,8 d$ до $0,9 d$ приводит к увеличению статической прочности, а при высоте выступления стержня $h_0 \geq 0,9 d$ усилие отрыва непотайных заклепок практически не зависит от высоты выступления и составляет $R_{отр.} = 1,0 R_{р.ст.}$. Для потайных заклепок усилие отрыва колеблется от 0,65 до 0,95 $R_{р.ст.}$ и не зависит от высоты выступления стержня при $h_0 \geq 1,1 d$, составляя величину $R_{отр.} \equiv 0,95 R_{р.ст.}$

Проведенные исследования усилия отрыва замыкающих головок показали, что высоту h_0 выступления стержня заклепки над пакетом перед клепкой и параметры поднутрения $L_0 \times d_0$ целесообразно выбирать в пределах:

$$h_0 = (0,9 \div 1,0) d; L_0 \times d_0 = 1,1 d \times 0,5 d.$$

При этом, для избегания растрескивания при осадке замыкающей головки, поднутрение должно быть заполнено стержнем из В 65 либо другим пластичным материалом.

Для оценки усталостной эффективности спроектированных и изготовленных вариантов крепежа из высокопрочного титанового сплава ВТ 16 было использовано приспособление для испытаний крепежа при действии осевых циклических нагрузок. Оно позволяет испытывать выносливость крепежа в условиях, близких к реально действующим в соединении при наличии изгибных напряжений.

Вариант с оживальным поднутрением и ограничительной шайбой на уровне 0,3...0,4 от разрушающего показал близкие результаты к выносливости болтовых соединений.

Выводы

Проведенная технологическая отработка намеченных конструктивных решений: рациональной формы закладной головки и компенсаторов; предварительной запрессовки; выполнение поднутрения; использование ограничительной шайбы; варьирование геометрии стержня заклепки, показала, что данные факторы являются эффективным средством повышения качества и надежности соединений на основе заклёпок из титанового сплава ВТ 16.

Поднутрение в заклепках из сплава ВТ 16 необходимо выполнять конусно-оживальной формы со средним диаметром $d_0 = 0,5 d$ и глубиной $L_0 = (1,0 \dots 1,1) d$, а также заполнять его пластичным материалом из сплава В 65.

Эффективными средствами обеспечения заданного уровня радиальной раздачи $(0,8 \dots 1,5)\%$ является ограничительная шайба с параметрами $D_{ш} = (1,4 \dots 1,5) d$; $t_{ш} = (0,2 \dots 0,25) d$, а также возможно применение торцевой фаски по отверстию.

Спроектированные заклепки из сплава ВТ 16 для установки с предварительным натягом необходимо клепать при образовании соединений в пакетах из алюминиевого сплава Д16АТ с учетом ограничения раздачи под замыкающей головкой конструкторским (поднутрение, геометрия стержня, шайба) либо технологическим способом (клепка с технологической шайбой, с поджатием, использованием технологического хвостовика).

Литература

1. Данов, А. С. Анализ возможности применения заклёпок из титанового сплава ВТ 16 с поднутрением и ограничительной шайбой [Текст] / А. С. Данов // Проблемы створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : тез. доп. Міжнарод. наук.-техн. конф. 24-25 квітня 2007. – Х., 2007. – С. 29.
2. Данов, А. С. Определение локального НДС заклёпочных соединений, выполненных стеснённой клёпкой [Текст] / А. С. Данов // Проблемы створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : тез. доп. Міжнарод. наук.-техн. конф. 22-23 квітня 2009. – Х., 2009. – С. 25.

Поступила в редакцию 7.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. технологии производства ЛА С. И. Планковский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ СТАТИЧНИХ ТА УТОМЛЕНИХ ХАРАКТЕРИСТИК З'ЄДНАНЬ ІЗ СПЛАВА Д16АТ ТИТАНОВИМИ ЗАКЛЕПКАМИ З ВТ 16 З ОБМЕЖУВАЛЬНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ ПРИ СТИСНЕНОМУ ОСАДІ

О. С. Данов

Проведено статичні випробування на роздачу, міцності на відрив і зріз заклепок з титанового сплаву ВТ 16. Визначено вплив механічних характеристик і конструктивних форм заклепок з ВТ 16 на якість з'єднань з Д16АТ. Застосовано стиснену осадку, що реалізована конструктивно-технологічними засобами: заповнене поднутрення, шайба, втулка, пуансон. Визначено раціональні параметри поднутрення в стержні заклепки, параметри шайби, жорсткість з'єднань і утомлені випробування на осьові навантаження. Визначено вплив технологічних відхилень по зусиллю клепки на якість з'єднань. Розроблено рекомендації щодо зниження надмірної роздачі з'єднань титановими заклепками.

Ключові слова: статичні випробування, титанові заклепки, поднутрення, утонення, запресовування, осьове циклічне навантаження, роздача, стиснене осідання.

RESEARCH OF STATIC AND FATIGUE CHARACTERISTICS OF D16AT ALLOY JOINTS FROM VT 16 TITANIC RIVETS WITH RESTRICTIVE ELEMENTS AT CONSTRAINED PRESSING

A. S. Danov

Static tests are conducted on a radial pressing, axial and shear strength of VT 16 rivet joints. The influence of mechanical properties and structural forms of rivets from VT 16 to the quality of the D16AT joints research are defined. The straitened pressing is realized by structural-technological facilities: filled whole, washer, hob, punch. Rational parameters are defined in the rivet rod undercut whole, rivet connections stiffness and fatigue tests on axial loads. The influence of technological deviations from riveting press forces on quality connections are determinates. Recommendations to reduce the excessive radial pressing of connections with titanium rivets are developed.

Key words: static tests, titanium rivet, cylinder, riveting, undercut whole, thinning, axial pressing, axial cyclic tense, cramped rivet pressing.

Данов Александр Сергеевич – старший преподаватель каф. конструкции самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: danovas5@gmail.com.

УДК 620.19; 004.942

И. В. БИБЛИК*Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Украина***КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РОСТА ОСТАТОЧНОЙ ДЕФЕКТНОСТИ
В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ**

В рамках специального расчетно-экспериментального метода, основанного на компьютерном моделировании процесса разрушения материалов и элементов конструкций, проведено статистическое моделирование роста остаточной дефектности для определения показателей надежности элементов конструкций в процессе их эксплуатации. Разработан алгоритм для оценки влияния остаточной дефектности на вероятность разрушения элементов конструкций. Показано, что вероятностная методика моделирования повреждаемости элементов конструкций, состоящая из восстановления исходной дефектности, с учетом эффективности выявления дефектов средствами неразрушающего контроля, позволяет моделировать процессы зарождения новых трещин, их докритического подрастания, а также критического развития в процессе эксплуатации.

Ключевые слова: исходная дефектность, остаточная дефектность, компьютерное моделирование, вероятность разрушения, показатели надежности.

1. Введение и постановка задачи

Эксплуатация целого ряда металлических конструкций недопустима при наличии в них макроскопических трещин. Ресурс таких конструкций будет лимитироваться временем развития малых трещин до образования одной или нескольких макротрещин длиной, достаточной для их надежной идентификации методами неразрушающего контроля (НК).

В соответствии с существующей практикой в современной технике проводится НК ответственных изделий после изготовления, перед началом эксплуатации и во время эксплуатации. При этом предполагается, что в результате НК выявляются все дефекты, доступные для данного метода контроля. Все несплошности, неоднородности и т.п., если они превышают допустимые размеры, классифицируются как дефекты и устраняются ремонтом. При этом подразумевается, что после НК и ремонта выявленных дефектов других дефектов в изделии нет [1].

В то же время известно [2], что практически во всех случаях НК имеется существенная вероятность пропуска дефекта больших размеров, превышающих допустимые.

Совокупность дефектов, не обнаруженных в материале конструкции после изготовления, контроля и ремонта, определяется термином - остаточная дефектность. Именно эти дефекты в конечном итоге оказывают влияние на надежность и работоспособность изделия.

Вероятность пропустить в эксплуатацию изделие с дефектом сплошности металла допускает возможность достижения этим дефектом критических размеров и, как следствие, возможность внезапного

разрушения всей конструкции или её элемента. Следовательно, проблема получения информации о характеристиках остаточной дефектности является принципиально важной, т.к. это дает возможность определить фактический уровень надежности и безопасности изделия до того, как оно разрушится или повредится в эксплуатации.

Обеспечение безопасной эксплуатации ответственных элементов конструкций основано на применении средств технической диагностики, которые позволяют с достаточной точностью выявлять расположение, тип и размер имеющихся дефектов. Однако вопросы, связанные с определением реальной опасности обнаруженных дефектов, пока разработаны не в полной мере.

Все проектные расчеты прочности проводятся для бездефектного оборудования. Возникновение аварий по причине трещинообразования объясняется вероятностной природой зарождения и развития трещин из-за существенной пространственной неоднородности механических характеристик [3]. Поэтому при моделировании процессов накопления повреждений и роста макротрещин в элементах конструкций представляется целесообразным использовать не только детерминированные представления о развитии дефекта, но и вероятностные модели, учитывающие неоднородность исходных данных, погрешность средств и методов НК.

Вследствие этого исследование вероятностных закономерностей достижения предельных состояний элементами оборудования является актуальной задачей, прежде всего в связи с возможным повышением их безопасности во время эксплуатации.

2. Алгоритм расчета

Для оценки фактического уровня надежности элементов конструкций на заданном сроке эксплуатации применялось статистическое моделирование случайного процесса роста остаточной дефектности.

В рамках специального расчетно-экспериментального метода (РЭМ) [4], основанного на компьютерном моделировании процесса разрушения конструктивных материалов, проводился вероятностный анализ роста трещин в элементах конструкций до достижения ими предельного состояния.

Как и в традиционной модели прочностной надежности [5], в разработанном методе также используются четыре частные модели (модель материала, формы, нагружения и разрушения). При этом, если раньше модель материала в РЭМ рассматривалась как бездефектная, то для целей настоящей работы был применен подход [6], предполагающий наличие в материале конструкции остаточной (технологической) дефектности.

При компьютерном моделировании роста остаточной дефектности проводится анализ работы элемента конструкции, определяются действующие напряжения в различных сечениях, по которым выявляются наиболее вероятные места возникновения дефектов (сварные швы, места максимальных эксплуатационных воздействий и т.п.).

При создании компьютерной модели материала используются функции исходной и остаточной дефектности. Функция исходной дефектности $N_{исх}(a)$ определяется как отношение количества обнаруженных применяемым методом НК дефектов к вероятности их обнаружения [7]:

$$N_{исх}(a) = \frac{N_{обн}(a)}{W(a)}, \quad (1)$$

где a – размер дефекта;

$N_{обн}(a)$ – функция распределения выявляемых в результате контроля дефектов;

$W(a)$ – функция вероятности обнаружения дефектов.

Как правило, для функции выявляемости дефектов обычно используется следующее уравнение:

$$W(a) = 1 - \exp \lambda(a - a_0), \quad (2)$$

где a_0 – граничный наименьший размер выявляемого дефекта, зависящий от чувствительности метода НК;

λ – постоянная.

Функция остаточной дефектности, $N_{ост}(a)$, определяется как разность между исходной дефектностью и количеством обнаруженных дефектов:

$$N_{ост}(a) = N_{исх}(a) - N_{обн}(a), \quad (3)$$

$$\text{или} \quad N_{ост}(a) = N_{исх}(a)[1 - W(a)]. \quad (4)$$

Разработанный в рамках РЭМ алгоритм для оценки влияния остаточной дефектности на вероятность разрушения элементов конструкций выглядит следующим образом:

- создается бездефектная (традиционная) модель материала;
- генерируется некоторая последовательность дефектов с заданным распределением (используется функция остаточной дефектности), дефекты в модели материала располагаются случайным образом, с использованием генератора случайных чисел;
- предполагается, что рост начальных дефектов происходит независимо;
- принимается модель эксплуатационного нагружения и производится компьютерное «нагружение» модели материала;
- через определенное число шагов, выбранных в соответствии с моделью нагружения, осуществляется имитация каждого i -го контроля, в результате чего определяется функция остаточной дефектности $N_{ост}(a)$;
- исходными распределениями размеров и количества дефектов для $N_{ост}(a)$ являются распределения размеров и количества дефектов, определенные после $(i-1)$ -го контроля с учетом зарождения и роста дефектов к моменту проведения i -го контроля;
- после каждого контроля осуществляется сравнение результатов, полученных применяемыми методами НК, с результатами компьютерного моделирования.

В результате расчета получается набор «растущих» дефектов за определенный временной интервал эксплуатации элемента оборудования, на основании которого могут быть определены его показатели надежности. В частности, остаточный ресурс элемента конструкции может быть определен как продолжительность эксплуатации после очередного контроля, в течение которого размер дефекта увеличивается до размера, недопустимого в эксплуатации, или до критического значения.

Критические размеры дефектов и предельно допустимые в эксплуатации дефекты для данного изделия определяют по действующим нормативным документам.

3. Результаты и их обсуждение

Настоящая работа является первым этапом развития приведенной выше методологии для оценки вероятности достижения предельных состояний элементами оборудования с учетом роста остаточной дефектности.

Целью работы является применение компьютерного моделирования для оценки изменения характеристик остаточной дефектности во время эксплуатации элемента конструкции.

Рассмотрим результаты применения разрабо-

танного алгоритма для статистического моделирования роста поверхностных трещин в трубопроводе аварийной питательной воды к парогенератору ВВЭР-1000 [8].

Рабочие параметры:

- давление – 8 МПа;
- температура – 300 °С;
- материал – сталь 20.

Диаметр трубопровода – 108 мм, толщина стенки – 8 мм. Допустимое число циклов нагружения – 13200.

Эффективность контроля (вероятность выявления дефекта, размер которого равен толщине стенки трубопровода) принималась равной 0,999, граничный размер выявляемого дефекта – 0,5 мм.

На рисунке 1 приведены зависимости изменения текущих размеров дефектов от начального размера и относительного количества циклов нагружения N^* (отношения текущего числа циклов к допустимому числу циклов нагружения трубопровода).

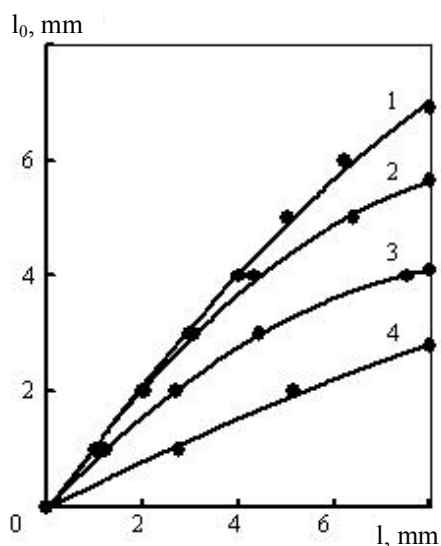


Рис. 1. Зависимости текущих размеров дефектов от начального размера для различных N^* : 1 – $N^*=0,2$; 2 – $N^*=0,4$; 3 – $N^*=0,6$; 4 – $N^*=0,8$.

Из приведенных на рис. 1 результатов видно, что для любого начального размера трещины (в зависимости от количества циклов нагружения до очередного контроля) может быть получен ее размер на момент контроля. Так, например, при $l_0=3$ мм и $N^*=0,6$, получим $l(N^*)=5$ мм.

Таким образом, на основании начального размера дефекта и с учетом роста дефекта в процессе нагружения с помощью компьютерного моделирования могут быть определены текущие размеры дефектов.

Результаты, приведенные на рис. 1, могут быть использованы для определения показателей надежности рассматриваемого трубопровода по критериям разрушения, течи или существования дефектов недопустимого размера.

Для этого рассмотрим процесс распространения исходной трещины длиной l_0 . Обозначим размер трещины в момент времени t через $l(t)$. С учетом стохастического характера механических характеристик материала конструкции и действующей нагрузки процесс развития трещины является случайным процессом.

Определим вероятность отказа трубопровода по критерию образования течи при условии, что исходная трещина не была обнаружена средствами НК перед эксплуатацией и при последующих контролях.

В случае трубопровода течь образуется тогда, когда линейный размер дефекта $l(t)$ становится равным толщине стенки s трубопровода, то есть вероятность отказа за время t или за число циклов нагружения (N^*) по критерию течи из трубопровода определяется из условия

$$Q(t) = Q(l \geq s; t),$$

где l – размер дефекта в направлении толщины стенки;

s – толщина стенки трубопровода.

Предположим, что в любой момент времени t размер трещины есть случайная величина с нормальным законом распределения и для полного ее описания достаточно знать математическое ожидание $\bar{l}(t)$ и дисперсию $D_{l(t)}$.

Тогда выражение для вероятности отказа трубопровода по критерию возникновения течи за время t можно записать в виде

$$Q(t) = 1 - \Phi\left(\frac{s - \bar{l}(t)}{\sqrt{D_{l(t)}}}\right), \quad (5)$$

где $\Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x e^{-z^2/2} dz$ – функция Лапласа;

$\bar{l}(t)$ – математическое ожидание длины трещины в момент времени t ;

$D_{l(t)}$ – дисперсия текущей длины трещины.

Неопределенность оценки остаточной дефектности – это вероятностная характеристика, зависящая не только от особенностей физических методов неразрушающего контроля, но и от материала, в котором находится дефект, в частности от разброса механических и прочностных характеристик для разных участков объема материала изделия.

В связи с этим для определения математического ожидания и дисперсии длины растущей трещины в каждый момент времени при компьютерном моделировании исходную трещину помещали поочередно в различные сечения модели материала и в результате компьютерного «нагружения» в соответствии с принятой моделью эксплуатационного нагружения получали набор случайных величин $l(t)$ или $l(N^*)$.

Для каждой из вероятных длин исходных трещин определяли математическое ожидание и дисперсию по формулам:

$$\bar{l}(t) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n l_i(t); D_{l(t)} = \frac{\sum_{i=1}^n [l_i(t) - \bar{l}(t)]^2}{n},$$

где n – число расчетов.

На рисунке 2 приведены зависимости вероятности отказа трубопровода по критерию течи при наличии в нем дефектов, оставшихся невыявленными методами НК, с начальными размерами от 1 до 4 мм. Вероятность отказа определялась в соответствии с формулой (5).

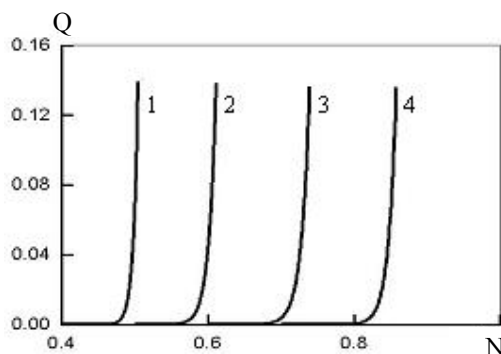


Рис. 2. Вероятность отказа трубопровода по критерию течи для различных значений длин исходных трещин: 1 – $l_0 = 4$ мм; 2 – $l_0 = 3$ мм; 3 – $l_0 = 2$ мм; 4 – $l_0 = 1$ мм

Как видно из рис. 2, при нормативной вероятности отказа $Q_n = 0,05$ для различных длин исходных трещин можно определить время, в течение которого возможна безопасная эксплуатация трубопровода даже при вероятности пропуска дефекта соответствующего размера методами НК.

Кроме того, зависимости, приведенные на рис. 2, могут быть использованы также и для определения времени проведения очередного контроля, чтобы исключить возможный отказ в межконтрольный период. Другими словами, с помощью компьютерного моделирования возможно для заданного интервала контроля при известном количестве циклов нагружения определить предельный размер дефектов, которые за время между контролями не успеют вырасти до критических размеров. В рассматриваемом случае критическим размером является толщина стенки трубопровода.

Из рисунка 2 также следует, что полученные закономерности требуют обеспечения высокой надежности дефектоскопических методов в области больших дефектов.

Верификация приведенной выше методологии была проведена путем сравнения численных значений вероятностей отказа рассматриваемого трубопровода, полученных с помощью компьютерного

моделирования, с результатами, приведенными в работе [8].

На рисунке 3 приведена зависимость вероятности отказа трубопровода по критерию возникновения течи при различном количестве циклов нагружения в течение интервала между проведением контроля (при различных значениях N^*).

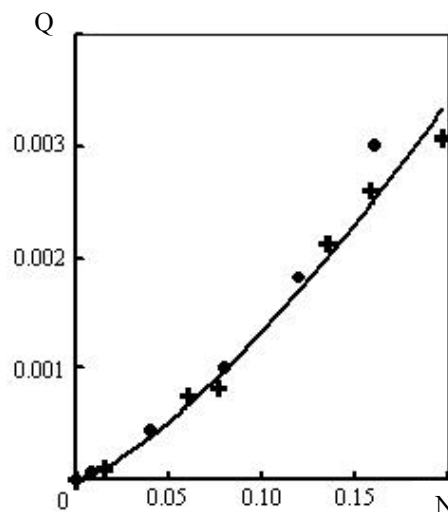


Рис. 3. Вероятность отказа трубопровода в период между контролями при различных N^* : + – значения вероятности отказа, полученные с помощью РЭМ; • – результаты, приведенные в работе [8]

Видно, что наблюдается хорошее совпадение с данными, приведенными в работе [8]. По значениям вероятности отказа трубопровода, которые определяют категории отказа [8] как высокую ($1 \cdot 10^{-3}$), среднюю ($1 \cdot 10^{-4}$) и низкую ($1 \cdot 10^{-5}$), могут быть найдены соответствующие граничные значения параметра N^* , которые будут определять необходимость в проведении контроля.

Выводы

На основе специального расчетно-экспериментального метода разработан алгоритм для оценки влияния остаточной дефектности на вероятность разрушения элементов конструкций.

Получены зависимости текущих размеров дефектов от начального размера и времени эксплуатации трубопровода аварийной питательной воды к парогенератору ВВЭР-1000. Показано, что разработанный подход позволяет получить функции распределения размеров трещин в любой момент времени эксплуатации трубопровода, в том числе и за интервал времени между проведением НК.

Знание размеров дефектов, существующих в изделии (после контроля и ремонта выявленных дефектов), позволит более точно оценить его реальное состояние, фактический уровень надежности и воз-

возможность безопасной эксплуатации.

Разработанный подход может быть использован для оценки оптимальной периодичности эксплуатационного контроля металла оборудования путем сравнения полученных показателей надежности с допускаемыми, обеспечивающими безопасную работу оборудования, определенными на основе требований нормативной и конструкторской документации.

Литература

1 Оборудование и трубопроводы атомных энергетических установок. Сварные соединения и наплавки. Правила контроля (ПНАЭГ-7-010-89) [Текст] / Госатомнадзор России. – М. : Энергоатомиздат, 1991. – 73 с.

2 Гурвич, Н. К. Надежность дефектоскопического контроля как надежность комплекса “Дефектоскоп - оператор - среда” [Текст] / Н. К. Гурвич // Дефектоскопия. – 1992. – № 3. – С. 5-13.

3 Аркадов, Г. В. Надежность оборудования и трубопроводов АЭС и оптимизация их жизненного цикла (вероятностные методы) [Текст] / Г. В. Ар-

кадов. – М. : Энергоатомиздат, 2010. – 424 с.

4 Милешкин, М. Б. Применение специального расчетно-экспериментального метода для оценки остаточного ресурса элементов конструкций по фактическому состоянию материала [Текст] / М. Б. Милешкин, И. В. Библик // Надежность и долговечность машин и сооружений : Междунар. науч.-техн. сб. ИПП НАНУ. – 2006. – Вып. 27. – С. 304-310.

5 Биргер, И. А. Сопротивление материалов [Текст] / И. А. Биргер, Р. Р. Мавлютов. – М. : Наука, 1986. – 560 с.

6 Гетман, А. Ф. Неразрушающий контроль и безопасность эксплуатации сосудов и трубопроводов давления [Текст] / А. Ф. Гетман, Ю. Н. Козин. – М. : Энергоатомиздат, 1997. – 288 с.

7 Гетман, А. Ф. Ресурс эксплуатации сосудов и трубопроводов АЭС [Текст] / А. Ф. Гетман. – М. : Энергоатомиздат, 2000. – 427 с.

8 Оптимизация плановых ремонтов энергоблоков атомных электростанций с ВВЭР [Текст] : моногр. / В. И. Скалозубов, Ю. Л. Коврижский, В. Н. Колыханов и др. – Чернобыль : Ин-т проблем безопасности АЭС, 2008. – 496 с.

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. отделом нестационарных механических процессов Ю. С. Воробьев, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЗРОСТАННЯ ЗАЛИШКОВОЇ ДЕФЕКТНОСТІ В ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ

І. В. Біблік

У рамках спеціального розрахунково-експериментального методу, заснованого на комп'ютерному моделюванні процесу руйнування матеріалів і елементів конструкцій, проведено статистичне моделювання зростання залишкової дефектності для визначення показників надійності елементів конструкцій в процесі їх експлуатації. З використанням характеристик методу неруйнуючого контролю дефектів розроблено алгоритм для оцінки впливу залишкової дефектності на імовірність руйнування елементів конструкцій. Показано, що розроблена імовірнісна методика моделювання пошкоджуваності елементів конструкцій, що складається з відновлення вихідної дефектності, з урахуванням ефективності виявлення дефектів засобами неруйнуючого контролю, дозволяє моделювати процеси зародження нових тріщин, докритичного їх підростання, а також критичного розвитку в процесі експлуатації.

Ключові слова: вихідна дефектність, залишкова дефектність, комп'ютерне моделювання, імовірність руйнування, показники надійності.

COMPUTER SIMULATION OF RESIDUAL DEFECTIVENESS GROWTH DURING OPERATION OF DESIGN ELEMENTS

I. V. Biblik

Within the framework of a special design-experimental method based on computer simulation of the fracture processes of materials and structural elements, a statistical simulation of residual defectiveness growth to determine a reliability characteristics of structural elements during their operation is carried out. Using the characteristics of NDT method an algorithm to estimate the effect of residual defectiveness on the probability of failure of structural elements is developed. It is shown that the developed probabilistic modeling technique of structural elements damaging consisting of restoration of the initial defectiveness, based on the NDT method performance, allows to simulate the nucleation of new cracks, subcritical crack growth, as well as the development of critical defects in service.

Key words: initial defectiveness, residual defectiveness, computer simulation, probability of fracture, reliability.

Библик Ирина Валентиновна – Главный инженер-исследователь отдела материаловедения, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: miles@ipmach.kharkov.ua.

УДК 621.45.02.024:05.054

В. В. ЛОГИНОВ¹, Е. А. УКРАИНЕЦ¹, И. Ф. КРАВЧЕНКО², А. В. ЕЛАНСКИЙ²¹ Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков² ГП “Ивченко-Прогресс”, Запорожье

АНАЛИЗ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЛЕГКОГО РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА С АВИАЦИОННЫМ ДИЗЕЛЬНЫМ И ГАЗОТУРБИННЫМ ДВИГАТЕЛЯМИ

Исследованы летно-технические и экономические характеристики самолетов местных воздушных линий с дизельными и газотурбинными двигателями. Приняты типовые полеты общей протяженностью одноплечевого $L_{\text{п}} \approx 1500$ км и двухплечевого маршрутов $L_{\text{п}} \approx 1000$ км с учетом ограничений по продолженному взлету с бетонной и грунтовой взлетно-посадочных полос длиной 800 метров. Показана целесообразность применения авиационных дизельных двигателей на маломестных (до 5-6 человек) региональных пассажирских самолетах. Расчетным путем установлено, что основными факторами, влияющими на стоимость жизненного цикла самолета, являются ресурсные характеристики двигателя и затраты на его техническое обслуживание и ремонт.

Ключевые слова: параметрический облик, легкий региональный самолет, пассажирский самолет, местные воздушные линии, авиационный дизельный двигатель, турбовинтовой двигатель, газотурбинный двигатель, авиационная силовая установка, технико-экономические характеристики, эксплуатационные характеристики, интегративные свойства.

Введение

В настоящее время региональная авиация находится в кризисном состоянии по причине отсутствия качественных современных легких самолетов, которые были бы доступными по цене [1-3]. Около 90 % парка малой авиации постсоветских стран составляют устаревшие самолеты Ан-2, L-410 и Ан-28. По некоторым прогнозированным исследованиям к 2025 году будет списано приблизительно 90 % воздушных судов коммерческой авиации и 80 % авиации общего назначения [1-3].

Постановка задачи. Целесообразно провести исследование летно-технических и экономических характеристик самолетов местных воздушных линий с дизельными и газотурбинными двигателями для обоснования стоимости их жизненного цикла.

Анализ последних исследований и публикаций. В настоящее время интенсивно проводятся исследования перспективных местных и региональных авиатранспортных систем. В работах [4-6] показано, что легкий многоцелевой самолет должен обеспечивать полеты на расстояние до 2,5 тысяч километров. При этом состав оборудования и конструкция самолета должны обеспечивать бесперебойную работу при температурах окружающего воздуха от -55 до +40 °С, обязательно должна быть реализована возможность взлета и посадки с грунтовых, снежных и ледовых площадок.

Актуальным является оценивание стоимости самолета и его технического обслуживания. Экономика данного сегмента авиаперевозок отличается сложностью, как следствие, реализовать на практике прибыльные проекты без существенной государственной поддержки затруднительно. Так, средняя стоимость нового самолета на 9 мест составляет 2,5 млн. долларов [7, 8], стоимость четырехместного двухмоторного австрийского самолета DA 42 в зависимости от комплектации составляет 660-840 тыс. долларов, стоимость турбовинтового Ан-3 – 1,5 млн. долларов, минимальная стоимость 19-местного канадского самолета Twin Otter – 6 млн. долларов, чешского EV-55 Outback на 14 мест – 2,3 млн. долларов. Стремление снизить стоимость 19-местного самолета до 3,7 млн. долларов обуславливает необходимость поиска рационального сочетания его летно-технических и экономических характеристик, во многом определяемых характеристиками двигателей силовой установки.

Многие иностранные авиационные фирмы предлагают для эксплуатации на местных авиалиниях самолеты с дизельными двигателями, что обусловлено большей топливной эффективностью дизельных двигателей в сравнении с газотурбинными [9, 10]. Следует отметить, однако, что производство дизельных двигателей затратное (сравнимо с затратами на производство турбовальных двигателей). Кроме того, многие эксперты отмечают недостаточ-

ную надежность авиационных дизельных двигателей [7, 8].

Целью статьи является проведение сравнительного анализа авиационного дизельного и газотурбинного двигателей в системе легкого регионального самолета.

Основная часть исследований

Исследования характеристик пассажирского самолета местных воздушных линий проводились с помощью разработанной методики, изложенной в работе [11], с двумя типами двигателей для двух типовых профилей полета:

а) полет общей протяженностью двухплечевого маршрута $L_n \approx 1000$ км с учетом ограничения по продолженному взлету с бетонной и грунтовой ВПП длиной 800 метров;

б) полет общей протяженностью маршрута $L_n \approx 1500$ км с учетом ограничения по продолженному взлету с бетонной ВПП длиной 800 метров.

При пассажироместимости от 5 до 9 человек в состав экипажа входил 1 пилот, при пассажироместимости от 10 до 20 человек – 2 пилота.

Следует подчеркнуть, что данные исследования носят предварительный характер, поскольку в расчетах будут использоваться прогнозируемые характеристики дизельных двигателей, полученные обработкой статистических данных [12-15].

Для формирования 5-9 местных модификаций самолетов в качестве прототипа взят самолет Diamond DA42 [16], с расположением пассажиров без прохода между рядами, состав экипажа 1 человек. Увеличение взлетной массы проводилось в соответствии с увеличением количества пассажиров (в Diamond пилот также полагается пассажиром, а в нашем случае экипаж и пассажиры считаются отдельно). Силовая установка состоит из двух двигателей.

Для формирования 10-20 местных модификаций самолетов в качестве прототипов взяты самолеты EV-55 [17] и L-410UVP [18, 19]. Состав экипажа 2 человека, между пассажирами в ряду оставлен проход, что увеличило диаметр фюзеляжа, принят полный состав авиационного оборудования. Силовая установка состоит из двух двигателей. В совокупности это привело к существенному увеличению взлетной массы, и, как следствие, к росту аэродинамического сопротивления, потребной мощности двигателей.

Расчет экономических характеристик модификаций самолетов с разными двигателями проводился при следующих исходных данных:

- назначенный ресурс планера самолета – 20000 часов;
- межремонтный ресурс самолета – 4000 часов;

- коэффициент загрузки самолета – 1,0;
- среднегодовой налет самолета – 1600 часов;
- начальная цена самолета (5 пассажиров, без двигателей) $\approx 0,34$ млн. долларов.

Исходные данные для газотурбинных двигателей:

- назначенный ресурс – 12000 часов;
- межремонтный ресурс – 3000 часов;
- средняя наработка на 1 отказ по всем причинам, которая привела к досрочному съему двигателя – 3000 часов;
- стоимость 1 кг топлива – 1,3 долларов/кг;
- стоимость 1 кг масла – 14,2 долларов/кг;
- начальная цена 1 двигателя $\approx 0,3$ млн. долларов.

Исходные данные для дизельных двигателей:

- назначенный ресурс – 5000 часов;
- межремонтный ресурс – 1500 часов;
- средняя наработка на 1 отказ по всем причинам, которая привела к досрочному съему двигателя – 1500 часов;
- стоимость 1 кг топлива – 1,3 долларов/кг;
- стоимость 1 кг масла – 20 долларов/кг;
- начальная цена 1 двигателя $\approx 0,1$ млн. долларов.

Следует отметить, что в проведенных исследованиях принято условие: на модификацию самолета с пассажироместимостью 5...9 и 10...20 человек предполагается устанавливать разные по диапазону мощности двигатели. Условные двигатели отличаются по цене, но имеют одинаковые ресурсные характеристики.

Модификация самолета проведена по условию общей протяженности двухплечевого маршрута $L_n \approx 1000$ км с учетом ограничения по продолженному взлету с грунтовой ВПП длиной 800 метров и без учета (для дизельных двигателей, что обусловлено отсутствием у них чрезвычайного режима). Потребные мощности двигателей определялись подбором по заданному ограничению дистанции продолженного взлета. Поскольку взлетно-посадочные дистанции весьма чувствительны к взлетной мощности двигателей, дискретность значений мощности при подборе приводит к незначительному разбросу результатов.

Данные по модификации самолета с газотурбинными двигателями сведены в табл. 1, а результаты модификации самолета с дизельным двигателем сведены в табл. 2. Учитывая необходимость формирования параметрического облика двигателя для модифицированного самолета, принято решение о модификации устанавливаемого двигателя путем увеличения (или уменьшения) мощности и массы пропорционально существующим турбовинтовым двигателям АИ-450С и АИ-450С2.

Таблица 1

Модификации самолета с газотурбинными двигателями

$N_{\text{пасс}}$, чел.	$M_{\text{ДЛ взл}}$, кг	$M_{\text{пл}}$, кг	$M_{\text{СУ}}$, кг	$S_{\text{кр}}$, м ²	CAX , м	$L_{\text{фюз}}$, м	$D_{\text{фюз}}$, м	$F_{\text{мид фюз}}$, м ²	$L_{\text{МГ}}$, м	$D_{\text{мид}}$, м	Тяга винта на чрезвычайном режиме, кг	$N_{\text{потр}}$ на чрезвычайном режиме, кВт	$N_{\text{взл}}$, кВт	$N_{\text{МКР}}$, кВт	Режим "МП+Ревверс", кВт
5	2000	790	425	17,00	1,25	9,00	1,20	1,15	3,28	0,71	270	159	144	90	189
6	2260	900	430	18,20	1,28	9,80	1,20	1,15	3,28	0,71	300	176	160	100	211
7	2520	1010	435	19,40	1,32	9,80	1,20	1,15	3,28	0,71	335	197	178	112	235
8	2780	1120	440	20,60	1,35	10,60	1,20	1,15	3,28	0,71	370	218	197	123	260
9	3040	1230	445	21,80	1,38	10,60	1,20	1,15	3,28	0,71	405	238	216	135	284
10	4600	2600	510	25,30	1,42	10,60	1,77	2,50	3,28	0,71	560	329	298	187	393
15	5400	3000	535	31,30	1,58	12,00	1,77	2,50	3,28	0,71	680	400	362	227	477
20	6200	3400	560	37,30	1,75	13,60	1,77	2,50	3,28	0,71	780	520	471	295	620

Таблица 2

Модификации самолета с дизельными двигателями

$N_{\text{пасс}}$, чел.	$M_{\text{ДЛ взл}}$, кг	$M_{\text{СУ}}$, кг	$L_{\text{фюз}}$, м	$D_{\text{фюз}}$, м	$F_{\text{мид фюз}}$, м ²	$L_{\text{МГ}}$, м	$D_{\text{мид}}$, м	Тяга винта на чрезвычайном режиме, кг	$N_{\text{потр}}$ на чрезвычайном режиме, кВт	$N_{\text{взл}}$, кВт	$N_{\text{МКР}}$, кВт	Режим "МП+Ревверс", кВт	Тяга винта на взлетном режиме, кг	Тяга винта на взлетном режиме для проложенного взлета на 800 м, кг
5	2000	521	9,00	1,20	1,15	3,28	0,85	280	156	141	88	186	245	296
6	2396	692	9,80	1,20	1,15	3,28	0,90	310	207	187	117	247	280	340
7	2892	759	9,80	1,20	1,15	3,28	0,95	340	227	205	129	270	306	360
8	3072	930	10,60	1,20	1,15	3,28	1,0	370	247	223	140	294		
9	3444	1048	10,60	1,20	1,15	3,28	1,05	425	283	283	178	374		
10	5100	1480	10,60	1,77	2,5	3,28	1,05	600	400	400	251	527		
15	5400	1727	12,00	1,77	2,5	3,28	1,1	700	467	467	292	615		

Прирост (или убывание) мощности и массы модифицируемого двигателя выбран по взлетному режиму этих двух двигателей. В дальнейшем установлено, что мощностные характеристики

модифицированных двигателей близки к мощностным характеристикам существующих двигателей.

Анализ летно-технических характеристик само-

летов типа Diamond DA42 показал, что в маломестных самолетах с дизельными двигателями сложно обеспечить продолженный взлет при отказе одного двигателя, поскольку отсутствует чрезвычайный режим работы. Для выполнения требования по обеспечению продолженного взлета самолета мощность дизельных двигателей вынужденно увеличена методом подбора на взлетном режиме на $\approx 14\%$. В дальнейших расчетах показано два варианта модификаций дизельных двигателей. Первый вариант двигателя (Дизель-1) имеет мощностные данные для нормального взлета самолета без обеспечения заданной дистанции продолженного взлета при отказе одного двигателя. Второй вариант двигателя (Дизель-2) имеет повышенные мощностные характеристики для обеспечения заданной дистанции продолженного взлета самолета.

Результаты исследований технико-экономических характеристик самолетов с ТВД представлены в табл. 3, самолетов с дизельным двигателем ($L_{\text{прод взлет}} > 800$ м) – в табл. 4, самолетов с дизельным двигателем ($L_{\text{прод взлет}} \leq 800$ м) – в табл. 5. Технико-экономические характеристики самолетов с газотурбинными двигателями приведены в табл. 6, а для самолетов с дизельными двигателями – в табл. 7.

На рисунке 1 показаны полученные и аппроксимированные полиномами зависимости среднего километрового расхода топлива силовой установки на крейсерском режиме от количества пассажиров в модификации самолета. На рис. 2 представлены зависимости часового расхода топлива силовой установки на крейсерском режиме полета от количества пассажиров в модификации самолета.

Представленные зависимости позволяют сделать вывод о преимуществе расходных характеристик по топливу силовой установки с дизельными двигателями. Однако видно, что часовой расход топлива на крейсерском режиме полета самолета с дизельными двигателями ($N_{\text{пасс}} > 16$) становится больше, чем часовой расход топлива самолета с газотурбинными двигателями (рис. 2). Такое перераспределение расходов вызвано значительным возрастанием массы и размеров дизельного двигателя, что вызывает существенное увеличение коэффициента лобового сопротивления, а, следовательно, расхода топлива.

Основные экономические характеристики модификаций самолета с различными типами двигателей представлены на рис. 3-6. Анализ результатов позволяет сделать вывод о том, что стоимость жизненного цикла самолета с дизельными двигателями

Таблица 3

Характеристики самолета с газотурбинными двигателями

$N_{\text{пасс, чел.}}$	Взлетная масса ЛА, кг	Общая протяженность маршрута, км	Средний километровый расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/км	Часовой расход топлива СУ ЛА, кг/час	Часовой расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/час	Потребная дистанция разбега (на втором плече), м	Дистанция продолженного взлета, м	Относительная масса топлива	Относительная масса коммерческой нагрузки
5	2000	1001	0,1521	51,47	33,54	754	804	0,1525	0,2000
6	2260	1002	0,1768	67,20	44,00	651	801	0,1628	0,2124
7	2520	1001	0,1982	69,95	50,60	758	792	0,1429	0,2222
8	2780	1002	0,2017	75,90	51,50	750	781	0,1388	0,2302
9	3040	1002	0,2138	81,97	54,58	744	771	0,1359	0,2368
10	4600	1001	0,3573	127,35	99,51	791	803	0,1272	0,1739
15	5400	1001	0,3949	145,87	109,97	768	788	0,1226	0,2222
20	6200	1002	0,4321	165,95	120,32	669	791	0,1205	0,2581

Таблица 4

Характеристики самолета с дизельными двигателями ($L_{\text{прод взлет}} > 800$ м)

$N_{\text{пасс}}$, чел.	Взлетная масса ЛА, кг	Общая протяженность маршрута, км	Средний километровой расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/км	Часовой расход топлива СУ ЛА, кг/час	Часовой расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/час	Потребная дистанция разбега, м	Дистанция продолженного взлета, м	Относительная масса топлива	Относительная масса коммерческой нагрузки
5	2000	1000,4	0,1375	35,36	30,32	794,12	950,71	0,1140	0,2000
6	2396	1000,5	0,1327	42,88	33,87	712,76	968,43	0,1031	0,2003
7	2892	1000,8	0,1569	50,03	40,97	702,75	913,51	0,0958	0,1936
8	3072	1000,3	0,1713	55,26	45,71	646,80	851,15	0,0967	0,2083
9	3502	1000,4	0,1825	67,13	48,72	634,05	849,40	0,0999	0,2056
10	5134	1000,4	0,2650	89,30	70,73	696,21	915,13	0,0875	0,1558
15	5900	1000,4	0,3370	114,76	105,59	739,89	908,03	0,0873	0,2373

Таблица 5

Характеристики самолета с дизельными двигателями ($L_{\text{прод взлет}} \leq 800$ м)

$N_{\text{пасс}}$, чел.	Взлетная масса ЛА, кг	Общая протяженность маршрута, км	Средний километровой расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/км	Часовой расход топлива СУ ЛА, кг/час	Часовой расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/час	Потребная дистанция разбега, м	Дистанция продолженного взлета, м	Относительная масса топлива	Относительная масса коммерческой нагрузки
5	2219	1000,4	0,1440	41,03	31,74	630,73	800,05	0,1158	0,1803
6	2613	1000,4	0,1381	47,00	35,26	617,26	800,64	0,1018	0,1837
7	2939	1000,4	0,1544	51,08	39,41	611,12	795,93	0,0970	0,1912

имеет меньшее значение для модификации самолета с 5-6 пассажирами. Стоимость жизненного цикла самолета с большим количеством пассажиров становится меньше у модификаций с газотурбинными двигателями (рис. 5). Такое перераспределение обусловлено затратами на техническое обслуживание и ремонт дизельных двигателей за весь жизненный цикл. Поскольку межремонтный ресурс дизельных двигателей существенно меньше межремонтного ресурса газотурбинных двигателей, то затраты на все виды ремонта дизелей будут существенно выше.

Средняя стоимость фактически отработанного часа ресурса парка двигателей представлена на рис. 6.

Таким образом, проведенное исследование модификаций самолета с разными типами двигателей позволяет сделать следующие выводы:

1. Для принятых условий полета в 5-тиместных самолетах (без учета ограничения по продолженному взлету) рост массы силовой установки с дизельными двигателями полностью компенсируется снижением потребной массы топлива из-за большей экономичности дизельных двигателей.

Таблица 6

Технико-экономические характеристики самолетов с газотурбинными двигателями

$N_{\text{пас}}$, чел.	$M_{\text{ЛА взл}}$, кг	Цена планера ЛА (без СУ), тыс. \$	Цена двигателя, тыс. \$	Стоимость летного часа силовой установки ЛА, \$(/л.час)	Показатель качества ЛА, (км·кг)/\$	Стоимость летного часа ЛА, \$/час	Средняя стоимость фактически отработанного часа ресурса парка двигателей, \$	Стоимость ЖЦ силовой установки одного ЛА, тыс. \$	Цена ГСМ за весь ЖЦ, тыс. \$	Затраты на ТОиР за весь ЖЦ, тыс. \$	Себестоимость эксплуатации, \$/пасс-км
5	2000	338,3	132,1	128,6	92,12	301,8	106,0	4313,8	1407,9	89,9	0,29912
6	2260	448,3	146,8	155,2	114,67	345,0	123,9	5042,0	1816,5	95,9	0,26004
7	2520	554,7	163,3	166,1	134,65	372,0	134,6	5477,3	1892,3	102,7	0,23050
8	2780	659,2	180,7	181,4	147,97	403,0	147,7	6012,4	2047,9	109,8	0,21849
9	3040	764,4	198,0	196,6	160,36	433,9	160,7	6543,2	2207,1	116,8	0,20909
10	4600	1254,8	197,1	255,7	174,09	575,3	189,8	7726,0	3403,7	116,6	0,23070
15	5400	1916,0	239,5	298,1	218,86	776,3	224,4	9133,4	3889,3	133,9	0,20757
20	6200	2518,1	311,3	355,1	260,96	901,1	275,7	11222,5	4414,2	163,4	0,18066

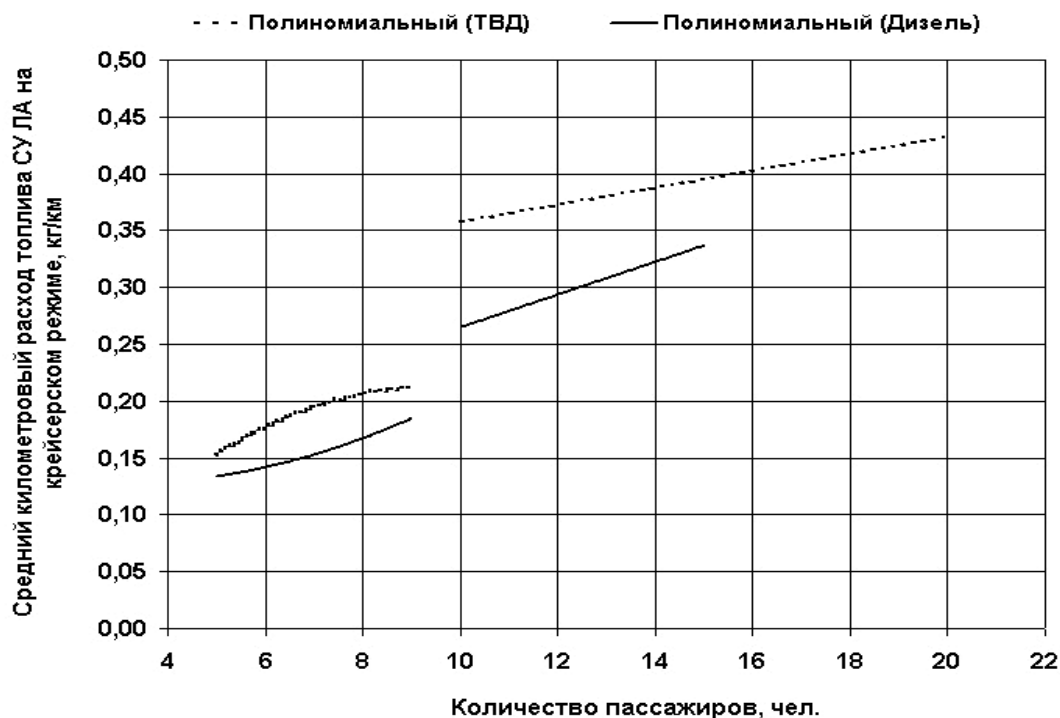


Рис. 1. Изменение среднего километрового расхода топлива силовой установки на крейсерском режиме полета самолета

Таблица 7

Технико-экономические характеристики самолетов с дизельными двигателями

$N_{\text{пасс}}$, чел.	$M_{\text{ЛА взл}} \text{ кг}$	Цена планера ЛА (без СУ), тыс. \$	Цена двигателя, тыс. \$	Стоимость летного часа силовой установки ЛА, \$/л. час	Показатель качества ЛА, (км·кг)/\$	Стоимость летного часа ЛА, \$/час	Средняя стоимость фактически отработанного часа ресурса парка двигателей, \$	Стоимость ЖЦ силовой установки одного ЛА, тыс. \$	Цена ГСМ за весь ЖЦ, тыс. \$	Затраты на ТОиР за весь ЖЦ, тыс. \$	Себестоимость эксплуатации, \$/пасс-км
Самолет с дизельными двигателями ($L_{\text{прод взлет}} > 800 \text{ м}$)											
5	2000	398,1	102,2	167,1	92,52	345,0	102,1	4154,1	1089	164,36	0,3419
6	2396	551,9	131,5	206,8	117,45	409,3	127,5	5187,9	1286,1	164,37	0,2958
7	2892	764,6	157,7	242,9	130,23	477,0	150,5	6125,5	1470,7	164,37	0,2894
8	3072	817,8	179,7	272,3	145,25	515,5	169,3	6892,9	1610,6	164,38	0,2684
9	3502	996,1	205,8	314,5	153,00	583,6	195,3	7951,5	1921,2	164,38	0,3039
10	5134	1740,1	271,2	410,4	144,90	781,4	255,7	10407,7	2505,4	164,38	0,4069
15	5900	2111,9	290,5	463,4	272,90	880,4	285,7	11630,8	3173,8	164,39	0,3972
Самолет с дизельными двигателями ($L_{\text{прод взлет}} \leq 800 \text{ м}$)											
5	2219	451 198,8	134,37	207,4	86,38	396,7	128,3	5222,2	1237,2	164,3	0,39318
6	2613	611 537,9	159,8	241,2	111,02	455,2	150,0	6106,9	1393,9	164,4	0,32903
7	2939	746 517,8	179,6	266,7	123,53	500,8	166,6	6780,8	1498,6	164,4	0,31030

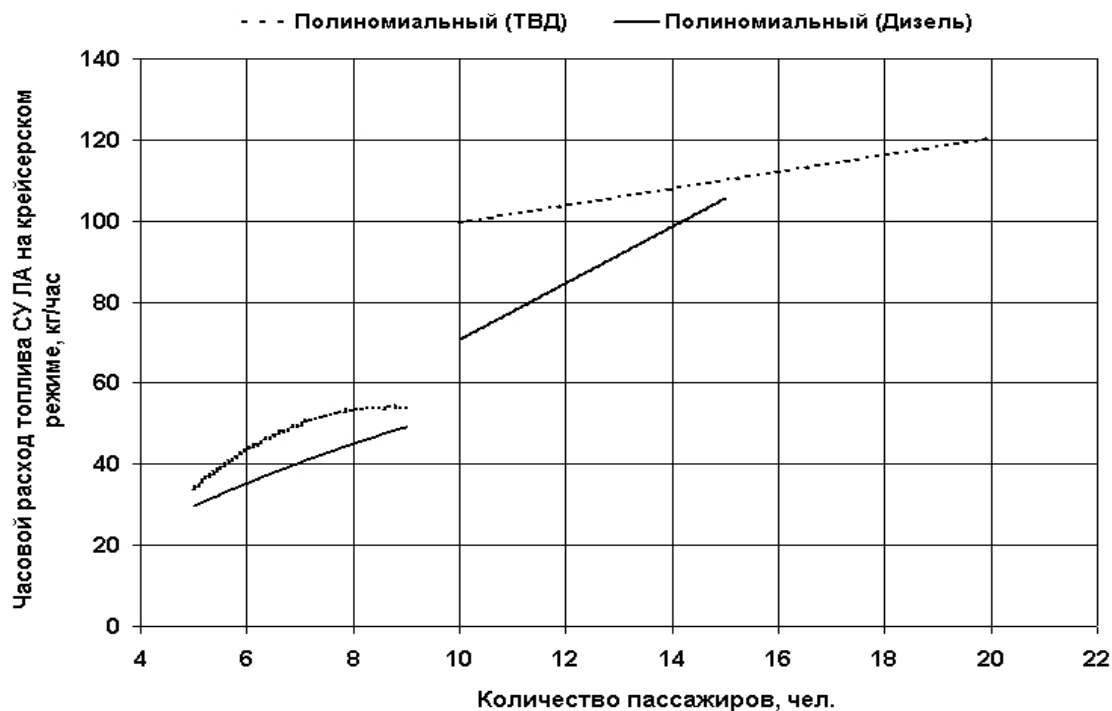


Рис. 2. Изменение часового расхода топлива силовой установки на крейсерском режиме полета самолета

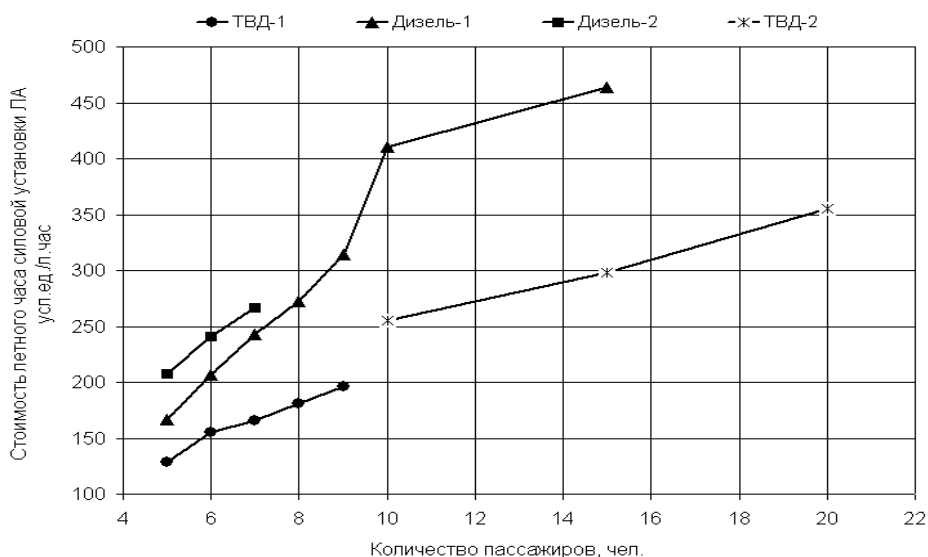


Рис. 3. Зависимость стоимости летного часа силовой установки самолета от количества пассажиров

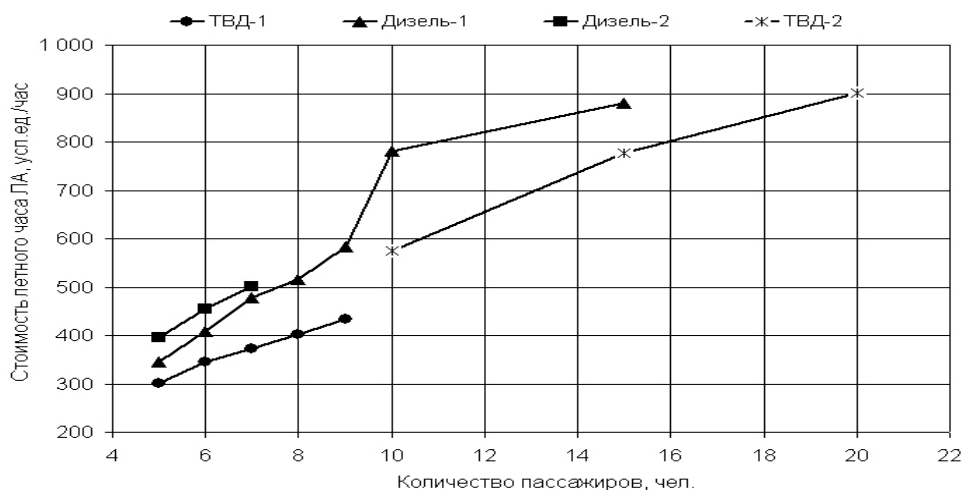


Рис. 4. Зависимость стоимости летного часа самолета от количества пассажиров

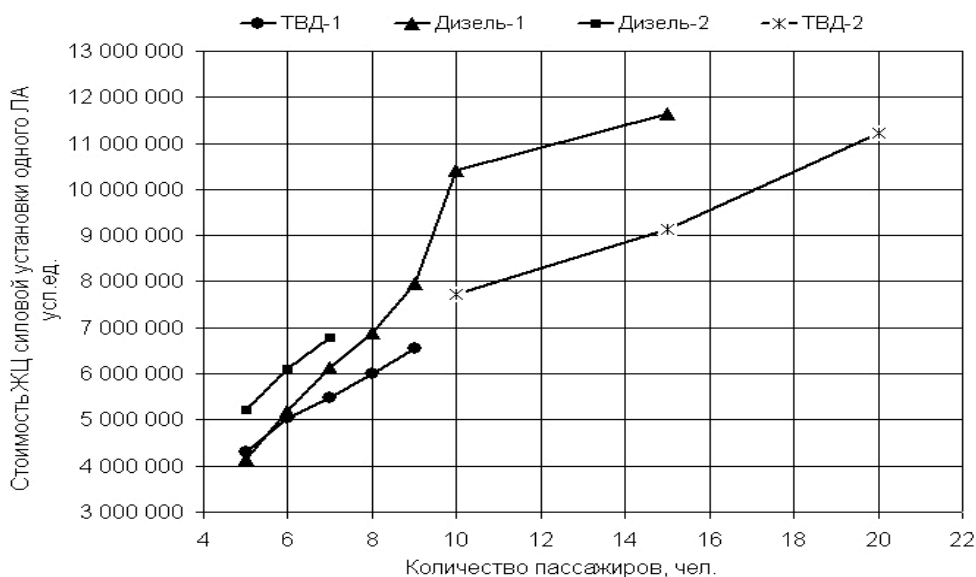


Рис. 5. Зависимость стоимости жизненного цикла силовой установки самолета от количества пассажиров

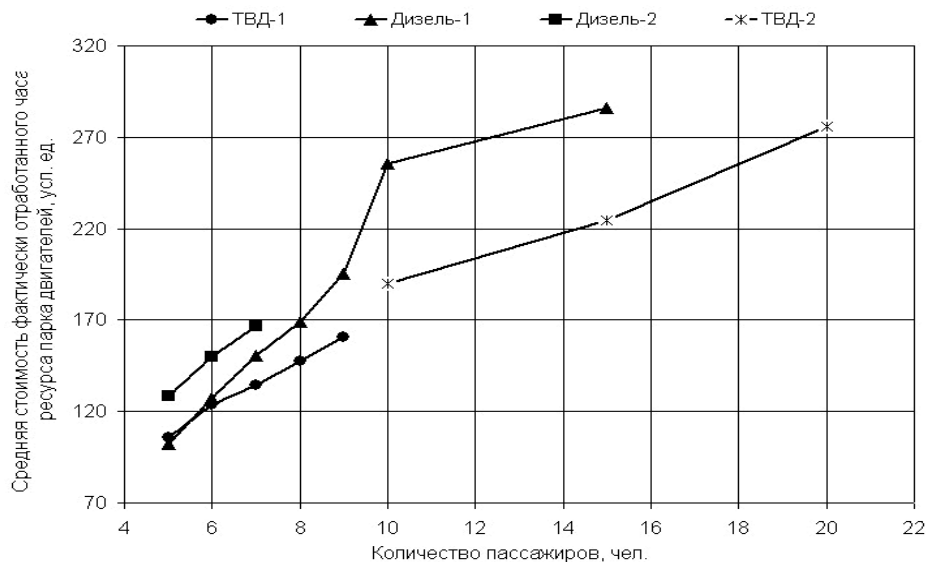


Рис. 6. Зависимость средней стоимости фактически отработанного часа ресурса парка двигателей от количества пассажиров

Иными словами, взлетные массы для выполнения дальности двухплечевого полета на 1000 км этих модификаций практически одинаковы (см. табл. 1, 2). В модификациях с большим количеством пассажиров взлетная масса самолетов с дизельными двигателями существенно возрастает по сравнению с самолетами с газотурбинными двигателями.

2. В самолетах с дизельными двигателями сложнее обеспечить продолженный взлет при отказе одного двигателя (а иногда и невозможно), поскольку отсутствует чрезвычайный режим работы двигателя. Это является серьезным недостатком самолетов с дизельными двигателями.

3. Выбор режима полета (скорости, высоты) весьма существенно влияет на экономичность силовой установки. Поэтому многовариантные проработки с целью “подбора” двигателя сталкиваются с необходимостью оптимизировать не только аэродинамическую компоновку элементов самолета, но и необходимость оптимизации всех режимов полета. При этом влияние выбора режима полета может превалировать над другими влияниями.

4. Дизельные двигатели имеют большую массу и меньший ресурс по сравнению с газотурбинными двигателями. Ввиду наличия большой площади трущихся пар, применяются особенные масла.

Из-за низких ресурсных характеристик дизельных двигателей выигрыш в топливной экономичности за весь жизненный цикл не всегда приводит к достаточной эффективности в эксплуатации.

Силовая установка с дизельным двигателем для маломестных модификаций хороша только своей топливной экономичностью и возможностью использования более тяжелого дизельного топлива.

5. Часовой расход топлива на крейсерском

режиме полета самолета с дизельными двигателями ($N_{\text{пасс}} > 16$) становится больше, чем часовой расход топлива самолета с газотурбинными двигателями. Такое перераспределение расходов вызвано значительным возрастанием массы и размеров мотогондолы дизельного двигателя, что вызывает существенное увеличение коэффициента лобового сопротивления, а следовательно, расхода топлива.

6. Следует отметить минимальное значение себестоимости эксплуатации самолета с дизельными двигателями при $N_{\text{пасс}} = 8$, а потом стремительное ее возрастание.

Проведенное комплексное исследование позволило разработать следующие рекомендации:

- на модификациях самолетов с 6...10 пассажирами целесообразно применение двигателя с мощностью на взлетном режиме до 330 кВт;
- на модификациях самолетов с 11...20 пассажирами целесообразно применение двигателя с мощностью на взлетном режиме до 520 кВт;
- применение дизельного двигателя целесообразно на модификациях самолетов с количеством пассажиров менее 6 человек, в противном случае, на самолете устанавливать дизельные двигатели с повышенным ресурсом и малой стоимостью.

Выполнение условия общей протяженности двухплечевого маршрута $L_{\text{п}} \approx 1000$ км с учетом ограничения по продолженному взлету с бетонной и грунтовой ВПП длиной 800 метров не меняет радикально диапазоны рационального применения газотурбинных и дизельных двигателей, однако, несколько корректирует количественную оценку основных параметров модифицированных самолетов и их силовых установок.

Проведено исследование летно-технических и

эксплуатационных характеристик модификаций самолетов с различными двигателями по условию общей протяженности одноплечевого маршрута $L_{\text{п}} \approx 1500$ км. Модификация самолетов заключалась в незначительном увеличении взлетной массы на величину “недостающего” топлива для полета на заданное расстояние. Для 5...9-ти местных модификаций прибавлялось 30...50 кг, для 10...20-ти местных модификаций – 90...100 кг топлива (табл. 8, 9). Такое незначительное изменение взлетной массы обуславливает незначительное отличие результатов исследования от предыдущих.

Наибольший интерес представляют зависимости среднего километрового расхода и часового расхода топлива силовой установки на крейсерском режиме в разных модификациях самолета (рис. 1, 2).

Видно, что часовой расход топлива силовой установки с дизельными двигателями становится равным расходу топлива силовой установки с газотурбинными двигателями, при $N_{\text{пасс}} = 16$.

Исследование экономических и эксплуатационных показателей самолетов с различными двигателями проводился при прежних исходных данных. Результаты расчета летно-технических характеристик самолетов представлены в табл. 8, 9. Графические зависимости основных экономических характеристик самолетов представлены на рис. 7-10.

Выводы по исследованию

Анализ представленных результатов позволяет сделать вывод о том, что использование дизельных двигателей на самолетах с дальностью полета 1000 км и 1500 км целесообразно на маломестных самолетах (до 5-6 человек). Стоимость жизненного цикла самолета с большим количеством пассажиров становится меньше у модификаций с газотурбинными двигателями, следовательно, использование этого типа двигателей целесообразно на самолетах с большей пассажировместимостью.

Исходя из анализа результатов исследований, следует выделить следующие преимущества газотурбинных двигателей по сравнению с дизельными:

- небольшие масса и габаритные размеры;
- простота конструкции и системы смазки;
- хорошая механическая уравновешенность;
- многотопливность и низкое рабочее давление;
- быстрый запуск в любых климатических условиях;
- проще эксплуатация и техническое обслуживание;
- наличие чрезвычайного режима.

Недостатки газотурбинных двигателей по сравнению с дизельными двигателями: повышенный расход топлива, большая стоимость.

Преимущества дизельных двигателей по сравнению с газотурбинными двигателями: низкий расход топлива, низкая стоимость закупки, возможность использования топлива с большей плотностью (дизельного топлива).

Недостатки дизельных двигателей по сравнению с газотурбинными двигателями:

- худшие массогабаритные характеристики, что приводит к ухудшению ЛТХ;
- дорогое техническое обслуживание;
- сложность запуска в зимних условиях;
- сложность механического уравнивания;
- отсутствие чрезвычайного режима;
- применение масла двух типов (отдельно для редуктора) и охлаждающей жидкости;
- недостаточно развитая инфраструктура аэропортов.

В дальнейших исследованиях предполагается учет конструктивно-компоновочных схем самолета, эксплуатационных характеристик двигателей, маршрута полета.

Литература

1. Анализ рынка самолетов малой авиации пассажироместимостью 9-19 человек, 2011-2013 гг. Прогноз до 2030 года. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.asmarketing.ru/marketingovye-issledovaniya/marketingovoe-issledovanie-ryinka-legkoy-maloy-aviatsii-statistika-i-perspektivy-razvitiya.html>. –15.06.2014.
2. Формирование облика семейства легких многоцелевых самолетов для местных воздушных линий России [Текст] / С. Л. Чернышев, А. И. Дунаевский, А. В. Редькин, Ю. С. Михайлов // Полет. – 2013. – № 8. – С. 72-79.
3. Маркетинговое исследование рынка легких самолетов, 2009-2011 гг. Прогноз развития до 2020 года [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.asmarketing.ru/marketingovye-issledovaniya/marketingovoe-issledovanie-ryinka-legkih-samoletov-v-rf-2009-2011-gg.-prognoz-razvitiya-do-2020-goda.html>. –15.06.2014.
4. Концепция создания самолета для местных воздушных линий [Текст] / Ю. Н. Геремес, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. Ф. Иванько, А. И. Костенко и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – 2010. – № 47. – С. 20-33.
5. Региональные авиоперевозки [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/category/rubric/regionalnye-aviaperevozki>. –15.06.2014.

6. На замену Ан-2 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://vz.ru/economy/2013/10/15/655009.html>. – 15.06.2014.

7. Малые самолеты поднимут в воздух австрийские технологии и 10 млрд руб. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://top.rbc.ru/economics/15/10/2013/882304.shtml>. – 15.06.2014.

8. <http://www.cnews.ru/topnews/2002/06/03/content4.shtml>. – 11.03.2011.

9. http://www.aviationnow.com/avnow/news/channel_busav.jsp?view=story&id=news/bfuel0530.xml. – 10.02.2012.

10. Методика оценки технико-экономических характеристик турбовинтового двигателя в системе легкого регионального пассажирского самолета [Текст] / В. В. Логинов, Е. А. Украинец, И. Ф. Кравченко, А. В. Еланский / Системи озброєння і військова техніка. – 2014. – № 1(37). – С. 150-160.

11. Diamond DA42 Серии (Austro Engine). Maintenance Treining Division. – 2010. – 228 p.

12. AE 300 Austro Engine. Technical data. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.austroengine.at>. – 15.06.2014.

13. Flight engine E8. Austro Engine AE 440. Engine Data Sheet. – 2011. – 120 p.

14. Авиационный дизельный двигатель TAE125. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.cnews.ru/topnews/2002/06/03/content4.shtml>. – 15.06.2014.

15. Руководство по летной эксплуатации Diamond DA42. – 2000. – 145 с.

16. Aircraft EV-55 Outback [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.evektor.cz/en/outback/specification.aspx>. – 15.06.2014.

17. Ковалев, А. И. Самолет Л-410УВП: Конструкция и летная эксплуатация [Текст] / А. И. Ковалев. – М. : Транспорт, 1988. – 86 с.

18. Белогузов, В. С. Практическая аэродинамика самолета Л-410УВП [Текст] : учеб. пособие / В. С. Белогузов. – Кировоград : ГЛАУ, 2001. – 108 с.

Таблица 8

Характеристики самолета с газотурбинными двигателями

Кол-во пассажиров, чел.	Взлетная масса ЛА, кг	Общая протяженность маршрута, км	Средний километровый расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/км	Часовой расход топлива СУ ЛА, кг/час	Часовой расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/час	Потребная дистанция разбега, м	Дистанция продолженного взлета, м	Относительная масса топлива	Относительная масса коммерческой нагрузки
5	2033	1500	0,1575	40,77	34,73	722	815	0,1663	0,1968
6	2283	1500	0,1818	52,67	44,30	723	810	0,1713	0,2102
7	2570	1500	0,2037	58,56	52,00	725	801	0,1595	0,2179
8	2821	1500	0,2075	61,33	52,99	712	784	0,1514	0,2269
9	3080	1500	0,2202	65,58	56,21	706	773	0,1471	0,2338
10	4703	1500	0,3692	112,15	102,83	755	809	0,1463	0,1701
15	5502	1500	0,4072	125,63	113,41	729	790	0,1389	0,2181
20	6298	1500	0,4450	139,70	123,94	633	790	0,1342	0,2540

Таблица 9

Характеристики самолета с дизельными двигателями

Кол-во пассажиров, чел.	Взлетная масса ЛА, кг	Общая протяженность маршрута, км	Средний километровый расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/км	Часовой расход топлива СУ ЛА, кг/час	Часовой расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/час	Потребная дистанция разбега, м	Дистанция продолженного взлета, м	Относительная масса топлива	Относительная масса коммерческой нагрузки
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
5	2052	1500	0,1402	32,6	30,9	750,2	952,7	0,1365	0,1949

Окончание табл. 9

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
6	2433	1500	0,1348	37,6	34,4	663,7	955,3	0,1167	0,1973
7	2937	1500	0,1585	44,6	41,4	652,9	897,3	0,1096	0,1907
8	3123	1500	0,1741	49,8	46,5	602,5	837,6	0,1114	0,2049
9	3539	1500	0,1858	56,2	49,6	588,7	832,7	0,1094	0,2034
10	5207	1500	0,2711	78,8	72,4	646,1	895,5	0,1002	0,1536
15	6012	1500	0,3431	110,5	107,5	710,4	944,9	0,1043	0,2329

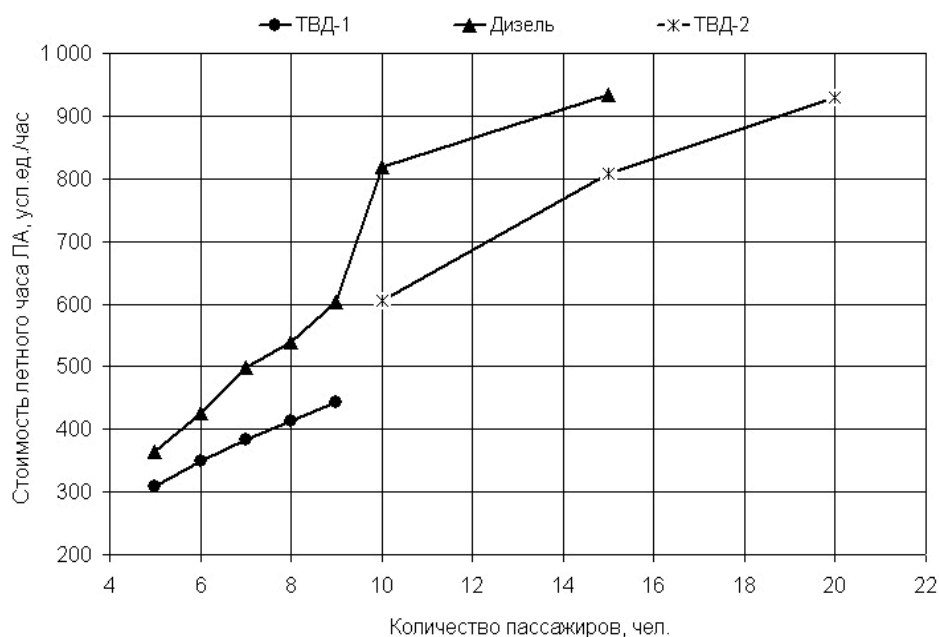


Рис. 7. Зависимость стоимости летного часа самолета от количества пассажиров

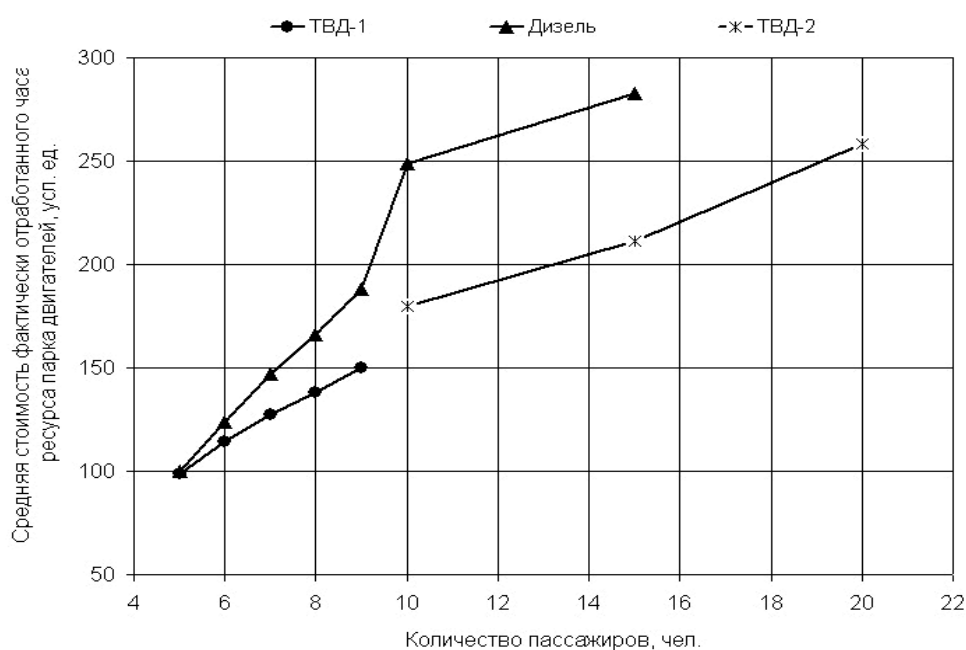


Рис. 8. Зависимость средней стоимости фактически отработанного часа ресурса парка двигателей от количества пассажиров

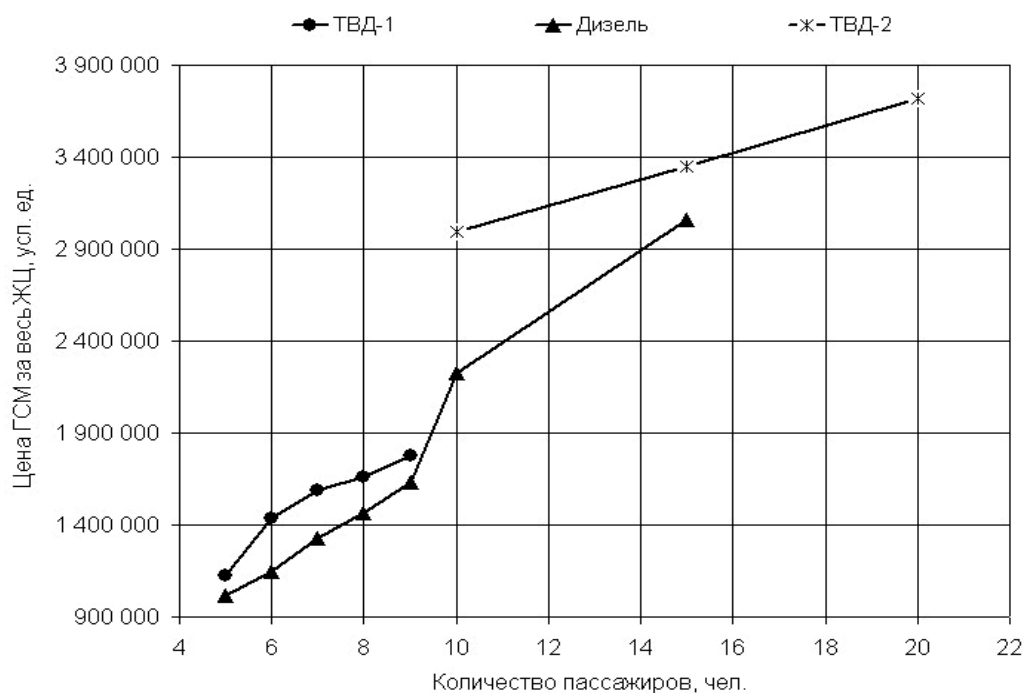


Рис. 9. Зависимость цены ГСМ за весь жизненный цикл самолета от количества пассажиров на борту

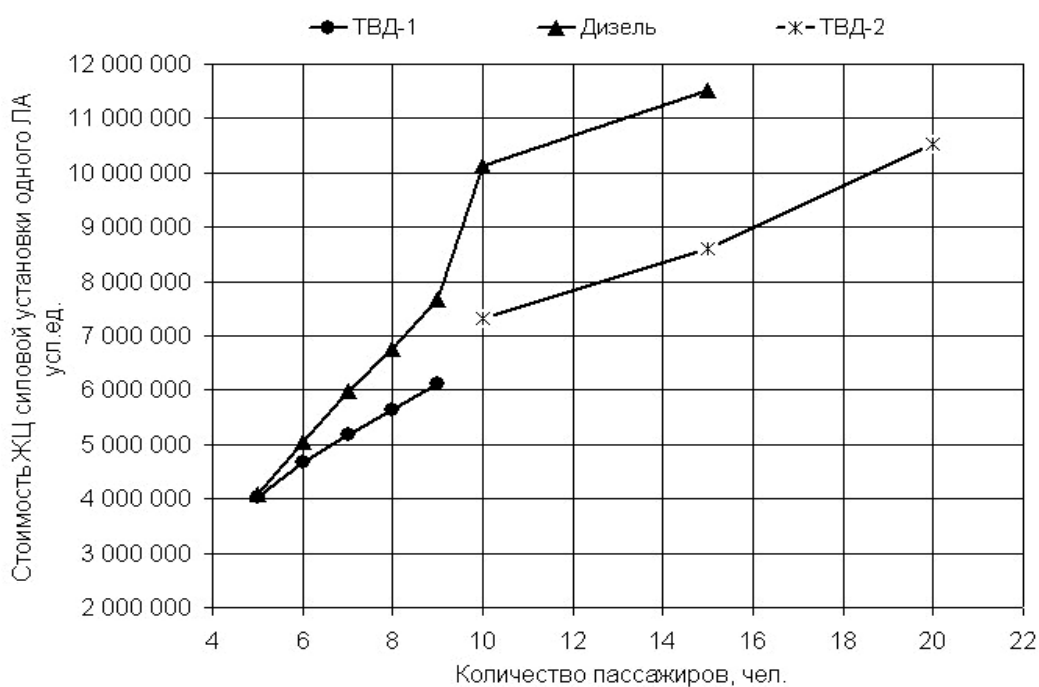


Рис. 10. Зависимость стоимости жизненного цикла силовой установки одного самолета от количества пассажиров

Поступила в редакцию 15.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

АНАЛІЗ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК І ЕКОНОМІЧНИХ ПОКАЗНИКІВ ЛЕГКОГО РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА З АВІАЦІЙНИМ ДИЗЕЛЬНИМ І ГАЗОТУРБІННИМ ДВИГУНАМИ

В. В. Логінов, Є. О. Українець, І. Ф. Кравченко, О. В. Єланський

Досліджено льотно-технічні і економічні характеристики літаків місцевих повітряних ліній з дизельними і газотурбінними двигунами. Прийнято типові польоти загальною протяжністю одноплечового $L_{\text{п}} \approx 1500$ км і двоплечового маршрутів $L_{\text{п}} \approx 1000$ км з урахуванням обмежень по продовженому зльоту з бетонної і ґрунтової злітно-посадочних смуг завдовжки 800 метрів. Показано доцільність застосування авіаційних дизельних двигунів на маломісних (до 5-6 чоловік) регіональних пасажирських літаках. Розрахунковим шляхом встановлено, що основними чинниками, що впливають на вартість життєвого циклу літака, є ресурсні характеристики двигуна і витрати на його технічне обслуговування і ремонт.

Ключові слова: параметричний обрис, легкий регіональний літак, пасажирський літак, місцеві повітряні лінії, авіаційний дизельний двигун, турбогвинтовий двигун, газотурбінний двигун, авіаційна силова установка, техніко-економічні характеристики, експлуатаційні характеристики, інтеграційні властивості.

AIRCRAFT PERFORMANCES AND ECONOMICAL RATIO ANALYSIS FOR A LIGHT REGIONAL AIRCRAFT WITH AVIA DIESEL AND GAS TURBINE ENGINES

V. V. Loginov, E. A. Ukrainets, I. F. Kravchenko, A. V. Yelanskiy

Paper addresses the urgent issue of flight and economical characteristics of airplanes of local airlines, which are powered by diesel and gas-turbine engines. The research was carried out for typical non-stop flight of 1500 km length and for typical flight with stopover of 1000 km length. The limitations made for continued take off run from concrete and ground runways of 800 m length were considered in the analysis. The analysis proved diesel engines to be expedient for small (less than 5 or 6 passengers) passenger aircrafts of local airlines. Numerical analysis also revealed that major expenses of aircraft life are formed by long-term engine performances ensuring and expenses for maintenance and overhaul.

Keywords: parametric form, light regional aircraft, passenger aircraft, local airlines, diesel engine of aircraft, turboprop engine, gas turbine engine, the power plant of aircraft, technical and economic characteristics, operational characteristics, integrative properties.

Логінов Василь Васильович – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., доцент кафедри інженерно-авіаційного факультета, Харківський університет Воздушних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків, e-mail: astravek@mail.ru.

Українець Євгеній Александрович – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., проф. каф. інженерно-авіаційного факультета, Харківський університет Воздушних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків, e-mail: eukrainez@mail.ru.

Кравченко Ігорь Федорович – канд. техн. наук, доцент, Генеральний конструктор, ГП “Івченко-прогрес”, Запоріжжя.

Єланський Александр Витальович – начальник бригади, заступник начальника отдела перспективних розробок, ГП “Івченко-прогрес”, Запоріжжя, e-mail: a.elanskiy@ivchenko-progress.com.

УДК [536. 46:533.7]:662.613.12.001.57

Ф. А. ХАМИДУЛЛИН, Ф. М. ВАЛИЕВ, В. А. ЩУКИН, О. В. ДУНАЙ

*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)*

НЕКОТОРЫЕ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРЕНИЯ ДИЗЕЛЬНОГО ТОПЛИВА

Представлены результаты экспериментального исследования некоторых характеристик горения дизельного топлива марки ДЛ в воздухе при атмосферном давлении, скорости набегающего потока $W=50$ м/с, начальной температуре $T_n=600$ К, общем коэффициенте избытка воздуха $\alpha=0,6...1,5$. Отмечено, что для организации процесса горения в жаровой трубе камеры сгорания важно знать такие горючие свойства применяемого топлива, как пространственно-временные характеристики (скорость распространения пламени, время горения, протяженность зоны горения), определяющие положение факела пламени в объеме жаровой трубы камеры сгорания. Экспериментально определены нормальная (U_n) и турбулентная (U_T) скорости распространения пламени однородной гомогенной смеси испаренного дизельного топлива.

Ключевые слова: горение, однородная топливовоздушная смесь, ламинарное пламя, турбулентное однородное пламя; нормальная скорость распространения пламени, турбулентная скорость распространения пламени.

Широкое применение в наземных условиях находят отработавшие летные ресурсы газотурбинные двигатели (ГТД). Для этих двигателей, с точки зрения эксплуатации и экономики, выгодно использовать топлива типа соляровой фракции, применяемые для создаваемых транспортных (тепловозы, автомобили) и стационарных ГТД. Работа ГТД на более тяжелом топливе, чем авиакеросины, имеет свои особенности и требует некоторой доработки как топливной системы, так и изменения организации процессов горения в камере сгорания. С точки зрения организации процесса горения в камере сгорания важно знать такие горючие свойства применяемого топлива, как пространственно-временные характеристики, главным образом определяющие положение факела пламени в объеме жаровой трубы камеры сгорания.

Основными пространственно-временными характеристиками процесса горения являются: ($U_{пл}$) - скорость распространения пламени, (τ_r) - время горения и ($L_{зг}$) - протяженность зоны горения. Эти пространственно-временные характеристики процесса горения относятся ко всем типам пламен.

В реальных камерах сгорания газотурбинных двигателей в настоящее время в основном реализуется сжигание распыленного жидкого топлива в потоке воздуха. В зависимости от характеристик распыливания, испарения, смешения и параметров смеси, возможна реализация самых различных условий горения, начиная от горения предварительно подго-

товленных топливовоздушных смесей (ТВС) и кончая горением отдельных капель. Поэтому целесообразно исследовать отдельно каждое из условий горения в камере сгорания на модельных установках.

Составной частью процесса горения в камере сгорания является горение гомогенной топливовоздушной смеси.

В работе были экспериментально определены нормальная (U_n) и турбулентная (U_T) скорости распространения пламени однородной гомогенной смеси испаренного дизельного топлива марки ДЛ (межгосударственный стандарт ГОСТ 305-82 «Топливо дизельное. Технические условия») с воздухом.

Гомогенность топливовоздушной смеси оценивалась по степени испаренности топлива методом улавливания капель на твердую среду (пластина диаметром 5 мм, покрытая слоем сажи и слоем окиси магния) каплеуловителем специальной конструкции [1] с последующим фотографированием пластины и обработкой фотографий по методике [2]. Конечным результатом обработки по этой методике являлась доля неиспарившегося топлива. Оценка гомогенности топливовоздушной смеси проводилась без горения на входе в камеру сгорания во всем диапазоне изменения режимных параметров. Эксперименты показали, что доля неиспарившегося топлива не превышает 0,03% от общего расхода топлива.

Определение нормальной скорости распространения пламени (U_n) проводилось методом го-

релки.

Схема рабочего участка установки для определения нормальной скорости распространения пламени (U_n) приведена на рис. 1 и представляет собой горелку 3 с двумя коаксиальными цилиндрическими трубками, расположенными вертикально.

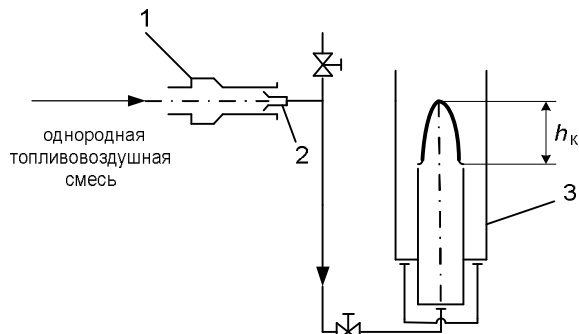


Рис. 1. Схема рабочего участка

Наружная трубка имеет прозрачное окно для измерения высоты конуса пламени (h_k). Топливо-воздушная смесь любого состава в исследуемом диапазоне подготавливалась на установке турбулентного горения однородной топливовоздушной смеси 1 отбиралась проботборником 2 и под скоростным напором по обогреваемой магистрали поступала в горелку 3. При поджигании горючей смеси на выходе из горелки образуется стационарный неподвижный конус пламени.

При определении U_n этим методом используют принцип Гуи-Михельсона, согласно которому объемный расход горючей смеси через горелку равен объемному расходу через поверхность фронта воспламенения:

$$Q_{см.гор.} = Q_{см.фр.} \quad (1)$$

Откуда нормальная скорость распространения пламени в соответствии с уравнением неразрывности находится как

$$U_n = w_{см} \cdot \frac{F_{гор.}}{S_{фр.}}, \quad (2)$$

где $w_{см}$ – скорость горючей смеси на выходе из горелки;

$F_{гор.}$ – площадь проходного сечения трубки;

$S_{фр.}$ – боковая поверхность фронта воспламенения (боковая поверхность конуса пламени).

Таким образом, для определения U_n методом горелки необходимо определить каким-либо способом скорость топливовоздушной смеси – $w_{см}$, измерить диаметр трубки – d_c , для определения площади проходного сечения трубки – $F_{гор.}$ и измерить высоту конуса пламени – h_k , для определения боковой поверхности фронта воспламенения – $S_{фр.}$ по формулам геометрии:

$$U_n = w_{см} \cdot \frac{\frac{d_c}{2}}{\sqrt{\frac{d_c^2}{4} + (h_k \cdot 10^{-3})^2}}, \quad \frac{м}{с} \quad (3)$$

где d_c – диаметр сопла горелки, м.

Величина диаметра сопла горелки (d_c) и скорость потока смеси ($w_{см}$) выбираются таким образом, чтобы обеспечить ламинарный режим течения.

На рисунке 2 представлены результаты экспериментального определения нормальной скорости распространения пламени при горении гомогенной однородной смеси испаренного дизельного топлива марки ДЛ с воздухом при атмосферном давлении и начальной температуре $T_n = 573$ К при различных значениях коэффициента избытка воздуха.

На этом же рисунке для сопоставления представлены полученные ранее зависимости нормальной скорости распространения пламени от коэффициента избытка воздуха для керосиновоздушной и бензиновоздушной смесей.

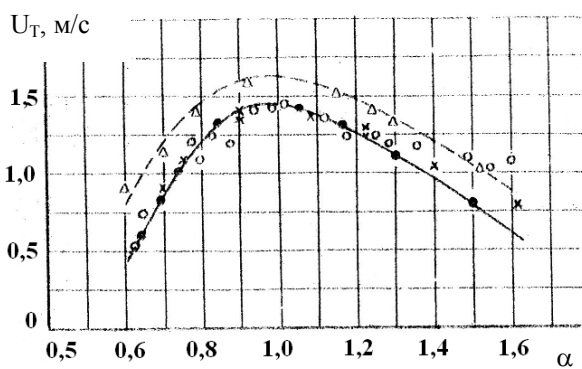


Рис. 2. $U_n = f(\alpha)$; $T_n = 573$ К:

● – ДЛ; Δ – ТС-1; $\times$ – Б-70 [3]; $\circ$ – Б-70 [4]

Из сопоставления (см. рис. 2) видно, что положение максимума нормальной скорости распространения пламени по коэффициенту избытка воздуха для всех исследуемых топливовоздушных смесей совпадают; абсолютное значение нормальной скорости несколько больше у керосино-воздушной смеси.

Турбулентная скорость распространения пламени (U_t) определялась методом прямого конуса. Существует модификация метода прямого конуса – метод прямого плоского факела пламени (рис. 3).

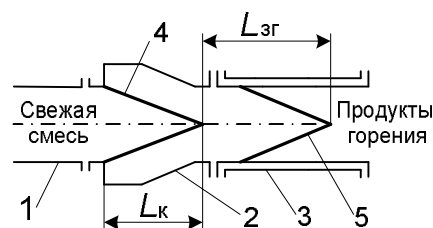


Рис. 3. Прямоточная камера сгорания

Устройством для реализации этого метода является проточная камера сгорания квадратного сечения 1 с двумя противоположно расположенными нишевыми стабилизаторами пламени 2. В такой камере сгорания после поджигания горючей смеси источниками зажигания, установленными в нишевых стабилизаторах, образуется стационарный факел пламени. Поверхность фронта воспламенения представляет собой две плоские смыкающиеся поверхности. При выполнении передней стенки камеры и охлаждаемых проставок 3 прозрачными (например, из термостойкого кварцевого стекла), линия смыкания поверхностей воспламенения, высота 4 образующегося треугольника (L_k) и задняя граница 5 факела пламени хорошо просматриваются благодаря отсутствию горения с боковых сторон и могут фиксироваться как визуально, так и фотографированием. При работе камеры сгорания непрерывное воспламенение набегающей горючей смеси (после отключения источников зажигания) происходит горячими продуктами горения зоны рециркуляции в нишах 2 камеры. Достоинством нишевых стабилизаторов является то, что они не искажают течение горючей смеси и имеют минимальные гидравлические сопротивления.

Турбулентная скорость распространения пламени определялась по передней границе факела пламени.

По аналогии с определением нормальной скорости распространения пламени U_n , в соответствии с принципом Гуи-Михельсона, средняя величина U_T будет

$$U_T = w_{см} \cdot \frac{h_k/2}{\sqrt{\frac{h_k^2}{4} + (L_k \cdot 10^{-3})^2}}, \frac{м}{с} \quad (4)$$

где h_k - высота камеры сгорания, м,

L_k - высота видимого треугольника, образованного плоскими фронтами воспламенения.

Результаты экспериментального определения турбулентной скорости распространения пламени U_T однородной гомогенной смеси испаренного дизельного топлива и бензина марки Б-70 с воздухом при атмосферном давлении, начальной температуре $T_n = 600$ К, скорости набегающего потока смеси $w = 50$ м/с при различных значениях коэффициента избытка воздуха представлены на рис. 4.

Экспериментальные результаты свидетельствуют о практически полном совпадении значений турбулентной скорости распространения пламени U_T дизельного топлива и авиационного бензина.

По результатам исследования определено, что при сжигании испаренного дизельного топлива в жаровой трубе основной камеры сгорания ГТД диапазон устойчивого горения по границам срыва будет

таким же, как и при сжигании керосиновоздушной смеси.

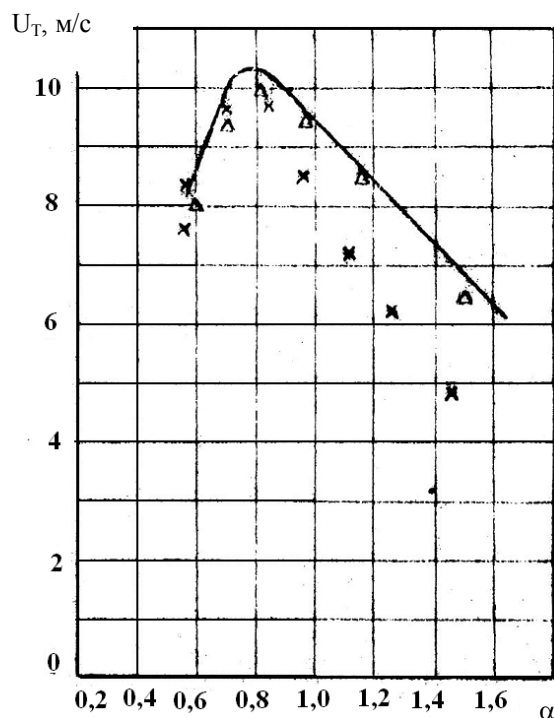


Рис. 4. $U_T = f(\alpha)$, $T_n = 600$ К, $W = 50$ м/с:
- ДЛ, Δ - Б-70 [6], $\times$ - Б-70 [5]

Литература

1. Мингазов, Б. Г. Исследование мелкости распыливания в факеле топливоздушной форсунки [Текст] / Б. Г. Мингазов, С. И. Морозов, И. Н. Дятлов // Горение в потоке : межвуз. сб. - Казань : КАИ, 1978. - Вып. 2. - С. 35-38.
2. Измерение степени испаренности топлива в предкамерах камер сгорания ГТД [Текст] / И. А. Образцов, И. Н. Дятлов, В. М. Янковский и др. // Вопросы теории и расчета рабочих процессов тепловых двигателей : межвуз. сб. - Уфа : УАИ, 1983. - Вып. 7. - С. 118-127.
3. Нормальная скорость распространения пламени при двухстадийном процессе горения [Текст] / В. А. Щукин, А. В. Мосин, А. Ф. Кузин, и др. // Горение в потоке : тр. КАИ. - Казань, 1970. - Вып. 124. - 170 с.
4. Иноземцев, Н. Н. Влияние начальной температуры и давления на нормальную скорость распространения пламени различных углеводородовоздушных пламен [Текст] / Н. Н. Иноземцев // ИФЖ. - 1959. - Т. 2, № 10. - С. 70-92.
5. Кузин, А. Ф. Влияние начальной температуры на основные характеристики горения в турбулентном потоке однородной смеси [Текст] : дис. ... канд. техн. наук / Кузин А. Ф. - КАИ, 1978. - 98 с.

6. Щукин, В. А. Экспериментальное исследование скорости распространения пламени при двухстадийном процессе горения [Текст] / В.А. Щукин,

А. В. Мосин, А. В. Талантов // Горение в потоке : тр. КАИ. – Казань, 1970. – Вып. 124. – 170 с.

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой "Реактивные двигатели и энергетические установки" Б. Г. Мингазов, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ), Казань, Республика Татарстан.

ДЕЯКІ ПРОСТОРОВО-ЧАСОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРІННЯ ДИЗЕЛЬНОГО ПАЛЬНОГО

Ф. А. Хамідулін, Ф. М. Валієв, В. А. Щукін, О. В. Дунай

Представлено результати експериментального дослідження деяких характеристик горіння дизельного палива марки ДЛ в повітрі при атмосферному тиску, швидкості потоку, що набігає $W = 50$ м / с, початкової температури $T_n = 600$ К, загальному коефіцієнті надлишку повітря $\alpha = 0,6 \dots 1,5$. Відзначено, що для організації процесу горіння в жаровій трубі камери згорання важливо знати такі горючі властивості застосовуваного палива, як просторово-часові характеристики (швидкість розповсюдження полум'я, час горіння, протяжність зони горіння), що визначають положення факела полум'я в обсязі жарової труби камери згорання. Експериментально визначено нормальну (U_n) і турбулентну (U_t) швидкості поширення полум'я однорідної гомогенної суміші випарованого дизельного палива.

Ключові слова: горіння, однорідна топливовітряна суміш, ламінарне полум'я, турбулентне однорідне полум'я; нормальна швидкість поширення полум'я, турбулентна швидкість поширення полум'я.

SOME SPACE - TIME CHARACTERISTICS OF BURNING DIESEL FUEL

F. A. Chamidulin, V. A. Shchukin, F. M. Valiev, O. V. Dunay

An experimental study of some characteristics of the combustion of diesel fuel in air at atmospheric pressure, flow velocity $W = 50$ m / s, initial temperature $T_s = 600$ K, the total excess air coefficient $\alpha = 0,6 \dots 1,5$. Noted that the organization of the combustion process in the combustion chamber flame tube is important to know the properties of such combustible fuel used as spatial and temporal characteristics (flame spread, burning time, the length of the combustion zone), which determine the position of the flame in the flame tube volume of the combustion chamber. Experimentally determined normal (U_n) and turbulent (U_t) flame spread rate a uniform homogeneous mixture of vaporized diesel fuel.

Key words: burning, homogeneous air-fuel mixture, laminar flames, turbulent flame homogeneity, normal flame propagation velocity, turbulent velocity flame propagation.

Хамидулін Фаршат Абдуллович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри «Реактивные двигатели и энергетические установки», Казанский государственный технический университет им. А. Н. Туполева, Казань, Республика Татарстан, e-mail: adeu@adeu.kstu-kai.ru.

Валиєв Фарид Максимович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри «Реактивные двигатели и энергетические установки», Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева, Казань, Республика Татарстан, e-mail: ValievFM@mail.ru.

Щукін Владимир Андреевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри «Реактивные двигатели и энергетические установки», Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева "КНИТУ-КАИ", Казань, Республика Татарстан, e-mail: adeu@adeu.kstu-kai.ru.

Дунай Олег Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри «Реактивные двигатели и энергетические установки», Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева, Казань, Республика Татарстан, e-mail: adeu@adeu.kstu-kai.ru.

УДК 621.452:62-253.5

Д. В. ПАВЛЕНКО¹, Г. И. ПЕЙЧЕВ², В. Ю. КОЦЮБА³,
Я. Е. БЕЙГЕЛЬЗИМЕР⁴, Э. В. КОНДРАТЮК², Д. В. ТКАЧ¹,
С. Д. ЗИЛИЧИХИС², М. А. ГРЕБЕННИКОВ², С. А. УЛАНОВ¹

¹ Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина

² Государственное предприятие "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина

³ Акционерное общество "Мотор Сич", Запорожье, Украина

⁴ Донецкий физико-технический институт им. А.А Галкина, Донецк, Украина

ПОВЫШЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ИЗ СПЛАВА ЭП718-ИД

Представлены результаты экспериментальных исследований качества лопаток компрессора высокого давления из сплава ЭП718-ИД, изготавливаемых по технологическому процессу, основанному на формообразовании пера высокоскоростным фрезерованием. Установлено снижение прочности при переменных нагрузках, что является следствием значительной разнотекстурности материала. Предложен перспективный метод формирования благоприятной, с точки зрения прочности при переменных нагрузках, структуры материала, основанный на интенсивной пластической деформации исходных заготовок.

Ключевые слова: структура, остаточные напряжения, разнотекстурность, прочность, интенсивная пластическая деформация.

Введение

Современные тенденции производства авиационной техники направлены на сокращение технологического цикла изготовления изделий, повышения уровня их технико-экономических характеристик и снижение себестоимости [1]. Реализация указанных тенденций возможна за счет применения новых материалов, технологических решений, развития систем автоматизированного проектирования и моделирования. В тоже время применение новых конструкторско-технологических решений для деталей, которые в настоящее время находятся в серийном производстве, могут приводить к снижению эксплуатационных характеристик.

В последнее время в авиадвигателестроении находят широкое применение методы формообразования сложнопрофильных поверхностей путем высокоскоростного фрезерования (ВСФ) на обрабатываемых центрах. Их применение позволяет получать поверхности деталей практически любой конфигурации при высокой точности и качестве обрабатываемых поверхностей. Существенными преимуществами технологических процессов, основанных на применении ВСФ, является их гибкость, что позволяет быстро менять объект производства без существенных вложений в техническое оснащение производства. Последнее особенно важно при выпуске изделий малыми партиями, например, в опыт-

ном производстве [2, 3].

В процессе проведения контрольных испытаний на усталость партий лопаток компрессора высокого давления, изготовленных по новому технологическому процессу, наблюдалось снижение предела выносливости в сравнении с лопатками, изготовленными по серийной технологии. Анализ условий изготовления лопаток показал, что с учетом изменения масштаба производства, внесен ряд существенных изменений в технологический процесс получения заготовки лопаток и механической обработки.

В связи с этим, целью настоящей работы являлась оценка путей повышения эксплуатационных свойств лопаток компрессора высокого давления из сплава ЭП718-ИД, изготавливаемых по технологии, основанной на формообразовании аэродинамических поверхностей высокоскоростным строчным фрезерованием. Для достижения указанной цели поставлены задачи последовательной оценки качества лопаток на всех этапах технологического процесса производства.

Методика проведения исследований

Объектом исследования служил технологический процесс изготовления лопаток компрессора высокого давления (КВД) двухконтурного турбореактивного двигателя, изготовленные по технологии формообразования пера высокоскоростным строч-

ным фрезерованием. Материал лопаток – сплав ЭП718-ИД (ХН45МВТЮБР).

С целью сохранения истинной картины распределения остаточных напряжений в образцах, вырезка из лопаток проводилась на электроэрозионном станке. Для проведения металлографических исследований и параметров наклепа поверхностного слоя материала использовались образцы, вырезанные из пера лопатки и переходной зоны (рис. 1). Металлографические исследования проводили по стандартной технологии [5].

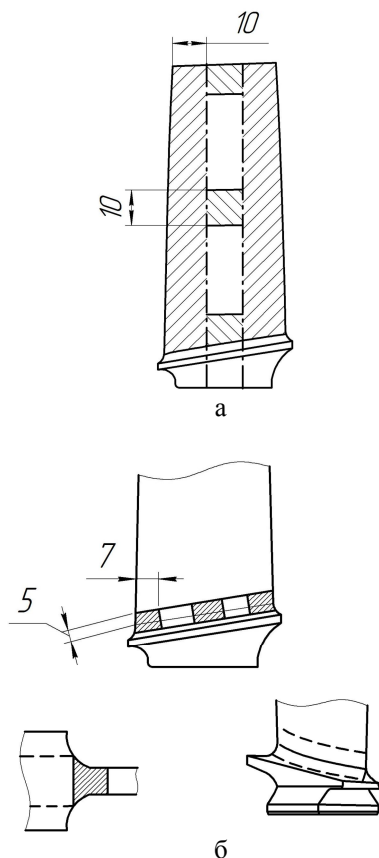


Рис. 1. Схема вырезки образцов из пера лопаток КВД:
а – для исследования остаточных напряжений;
б – для исследования микроструктуры в переходной зоне

Для металлографических исследований использовались образцы, вырезанные из пера лопатки и переходной зоны. При этом чтобы получить более полную картину, исследовали как сечение лопатки, так и поверхностный слой. Для уточнения влияния технологических операций на поверхностный слой лопатки изготавливали косые шлифы. Образцы, вырезанные из пера лопатки КВД, металлографический шлиф и рентгеновский снимок образца, подготовленного для исследования поверхностного слоя, показаны на рис. 2.

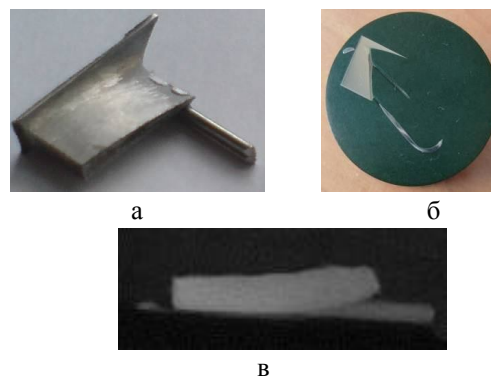


Рис. 2. Общий вид образцов из лопатки КВД (а) и металлографического шлифа (б), рентгеновский снимок образца для исследования поверхностного слоя (в)

Микротвердость поверхностного слоя исследовали методом вдавливания алмазной пирамидки на приборе ПМТ-3М [6], оснащенный приставкой для автоматического нагружения и контроля размеров отпечатков.

Исследование структуры лопаток после различных видов обработки проводили на оптическом универсальном микроскопе CarlZeiss Jena NU-2 при увеличении 200-500 крат. В процессе исследования изучали влияние технологических операций на изменение микроструктуры сплава. Оценку размеров структурных составляющих проводили по методу случайно секущей с использованием программного обеспечения IMAGE PRO PLUS. Статистическую обработку результатов измерений структурных составляющих выполняли в системе STATISTICA 7.0.

Распределение остаточных напряжений в поверхностном слое пера лопаток выполняли методом послойного удаления тонких слоев металла на приборе ПИОН-2 [4] при консольном закреплении образцов (рис. 3).

Результаты исследований и их анализ

Новый технологический процесс получения лопаток базируется на изготовлении индивидуальных заготовок из круглого проката, последующего формообразования пера и хвостовика на высокоскоростном обрабатывающем центре Starrag-051B/C, и упрочняющей обработки на ультразвуковой установке стальными шариками.



Рис. 3. Общий вид образца для исследования остаточных напряжений

На рисунке 4. представлена микроструктура поверхности лопаток КВД после полного цикла технологического процесса по новой (а) и серийной (б) технологии, основанной на формообразовании пера лопаток вальцеванием.

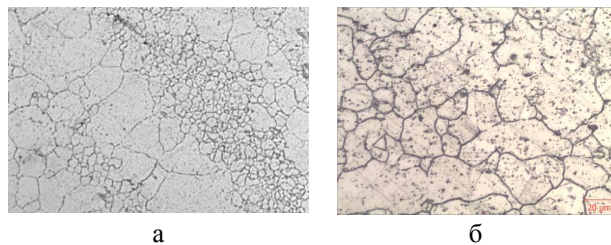


Рис. 4. Микроструктура лопаток КВД, изготовленных по перспективной (а) и серийной (б) технологиям (x200)

В процессе анализа микроструктуры на заключительном этапе изготовления установлено, что в лопатках, полученных по перспективной технологии наблюдается значительная разнотернистость материала в поверхностном слое. Это может быть вызвано рядом причин, как на этапе получения заготовки, так и в процессе изготовления лопаток.

Для определения причин появления разнотернистости материала поверхностного слоя выполняли комплекс исследований материала после каждого из этапов технологического процесса: заготовка-пруток, штамповка, термическая обработка (закалка-старение), высокоскоростное фрезерование, ручное полирование и ультразвуковое упрочнение пера.

Для исследуемых заготовок проведен анализ химического состава материала на энергодисперсионном рентгенофлуоресцентном анализаторе. Установлено, что химический состав заготовок лопаток находится в пределах технических условий, предъявляемых к железоникелевому сплаву ЭП718-ИД.

В результате исследования микроструктуры в различных сечениях пера лопаток установлено, что уже после операции штамповки формируется неоднородная микроструктура, характеризующаяся значительной разнотернистостью (рис. 5, 6). При этом величина и расположение участков неоднородности несколько различались, наблюдалась как строчечная, так и зональная разнотернистость. В процессе дальнейшей термической обработки структуру исправить не удастся, поскольку данный сплав не претерпевает фазовых превращений, с повышением температуры происходит лишь растворение упрочняющих фаз.

Таким образом, неравномерная деформация заготовки лопаток приводит к возникновению неоднородной структуры, вследствие неоднородности деформации по сечению заготовки, т.к. в процессе го-

рячей деформации и дальнейшего нагрева рекристаллизация проходит неравномерно, что приводит к значительной разнотернистости.

На степень разнотернистости также может влиять наличие дисперсных фаз, тормозящих рост зерен. Проведение дальнейших технологических операций не позволило снизить уровень разнотернистости, и уже на заключительных операциях наблюдалась полосовая структура.

Исследование микроструктуры исходного прутка как в продольном, так и в поперечном сечениях позволило установить, что структура представляет собой твердый γ -раствор и упрочняющие фазы. Размер зерен по сечению не изменялся и находился в пределах 5,5...12 мкм, наблюдались карбиды со средним размером 1,8 мкм (рис. 5а). Таким образом, исходная заготовка имела удовлетворительную структуру для дальнейшей обработки.

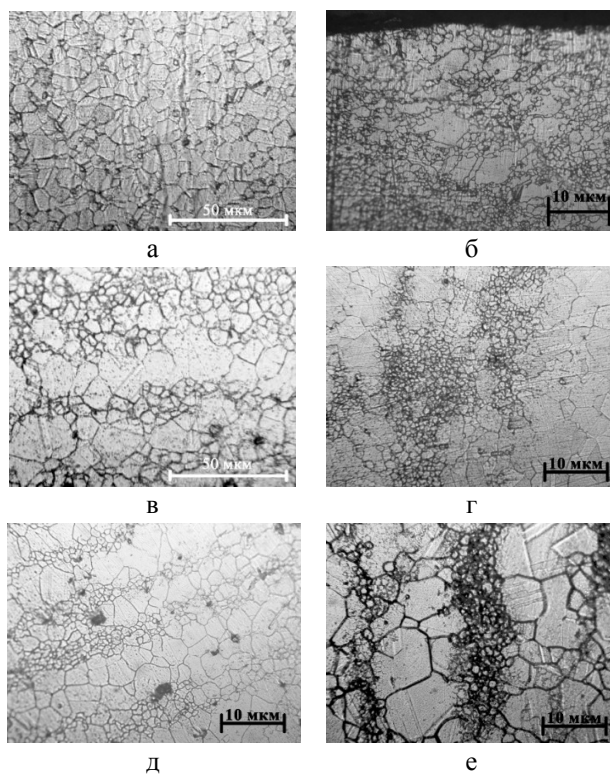


Рис. 5. Микроструктура поверхности лопаток после основных этапов изготовления по новому технологическому процессу: а - заготовка (пруток); б - заготовка (штамповка) без термической обработки; в - заготовка (штамповка) закалка и старение; г - высокоскоростное фрезерование; д - термическая обработка; е - ультразвуковое упрочнение

Исследования микроструктуры заготовки лопаток позволили установить, что в процессе предварительной прокатки и вырубки индивидуальных заготовок происходит неравномерный рост зерна, что сопровождается возникновением разнотернистой

структуры во всех сечениях заготовок лопаток (рис. 5б). В структуре материала заготовки наблюдались зерна размером как 15...20 мкм, так и 2...5 мкм.

Зоны с различным размером зерен имели некоторую полосчатость, что, возможно, связано с неоднородной деформацией по сечению заготовки. В зонах, в которых в процессе деформации заготовки критическая величина деформации не была достигнута, наблюдались достаточно крупные зерна.

Таким образом, на этапе изготовления заготовок лопаток КВД по перспективному технологическому процессу штамповки, формировалась неоднородная структура: наблюдалась значительная разнотернистость как в пера, так и в хвостовике лопаток (рис. 6), неравномерное распределение карбидов по сечению лопатки и увеличение их размеров.

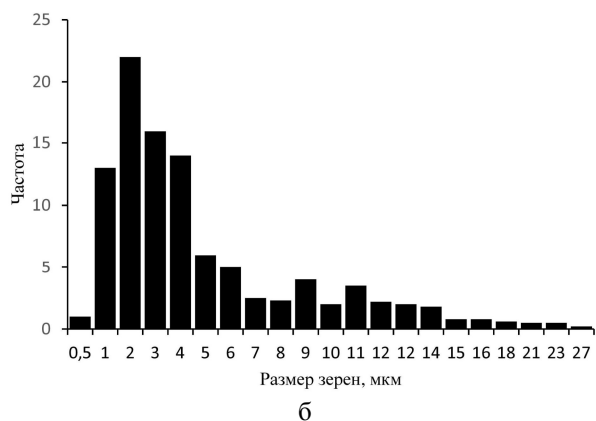
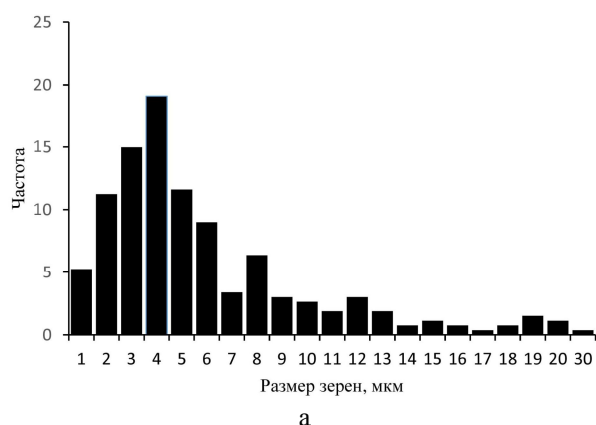


Рис. 6. Гистограмма распределение зерен в заготовке-штамповке (а) и лопатке КВД (б)

Микроструктура сечения пера лопатки после штамповки и термической обработки достаточно неоднородна, наблюдались как равноосные зерна, так и вытянутые зерна неправильной формы. Распределение карбиды достаточно равномерно, но они сильно различались по размеру (на данном этапе, величина упрочняющих фаз не является определяющим параметром, т.к. некоторое "перестаривание" сплава может в дальнейшем облегчать механи-

ческую обработку). Размер равноосных зерен находился в пределах 6...12 мкм. Размер вытянутых зерен колебался в пределах 2...20 мкм. Такие различия в размере зерен, вероятно, свидетельствуют о неоднородности деформации по сечению заготовки, вследствие чего неоднородно развиваются процессы рекристаллизации, что приводит к различию в размерах зерен.

Поверхность пера лопатки характеризовалась также неравномерным распределением в размерах зерен от 2 до 15 мкм. Карбиды распределялись также неравномерно. Также наблюдалась неоднородная микроструктура хвостовика лопаток: у поверхности наблюдались очень мелкие зерна, а в сечении как равноосные, так и вытянутые размером 2...20 мкм. Исследования микроструктуры поверхности пера и хвостовика лопаток позволили установить, что значительная разнотернистость формируется на заготовительном этапе технологического процесса и наследуется при последующих операциях.

На этапе формообразования пера лопаток исследовали лопатки после высокоскоростного строчного фрезерования (ВСФ) и термической обработки (рис. 7).



Рис. 7. Заготовки лопаток КВД после высокоскоростного фрезерования пера

На аэродинамических поверхностях пера лопаток после фрезерования наблюдался регулярный микрорельеф в виде поперечных строчек. Ширина строчек фрезерования составляла 0,7 мм. Термическая обработка лопаток после высокоскоростного фрезерования не приводила к изменению топографии аэродинамических поверхностей пера (рис. 8).

Выявлено, что ручное полирование способствовало устранению выступов на границе строчек от предшествующего фрезерования (рис. 9).

В результате исследования поверхности радиуса перехода от хвостовика к перу для трех различных лопаток установлено, что состояние поверхности переходной зоны для исследованных лопаток различается – на ряде лопаток наблюдаются поперечные риски. Особенности морфологии наблюдаемых рисков свидетельствуют об их образовании в процессе ручного полирования.

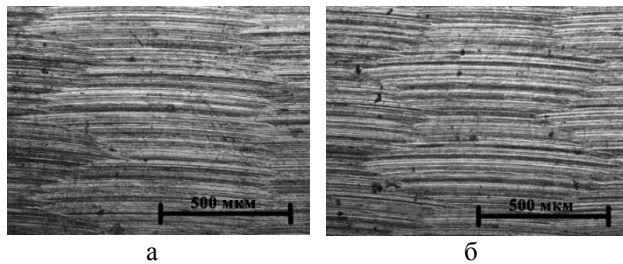


Рис. 8. Аэродинамические поверхности пера лопатки после высокоскоростного фрезерования:
а – спинка; б – корыто

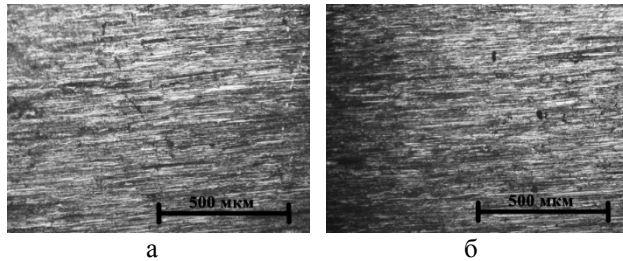


Рис. 9. Аэродинамические поверхности пера лопатки после высокоскоростного фрезерования, термической обработки и ручного полирования:
а – спинка; б – корыто

Различия в топографии поверхности переходной зоны исследуемых лопаток свидетельствуют о нестабильности процесса ручного полирования.

Последующая упрочняющая обработка поверхностного слоя аэродинамических поверхностей стальными шариками приводила к смятию выступов микронеровностей (рис. 10).

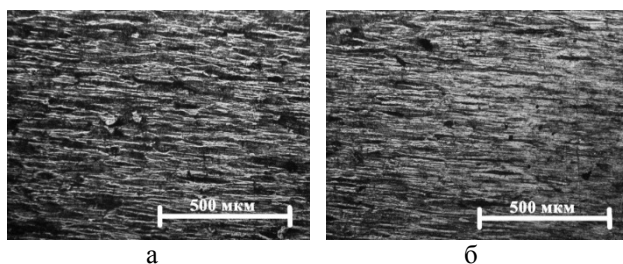


Рис. 10. Аэродинамические поверхности пера лопатки после высокоскоростного фрезерования, термической обработки, ручного полирования и ультразвукового упрочнения стальными шариками: а – спинка; б – корыто

Исследования остаточных напряжений формируемых в поверхностном слое пера лопаток КВД после различных технологических операций позволили установить, что после высокоскоростного строчного фрезерования на поверхности наблюдались растягивающие напряжения, величина которых не превышала 100 МПа. В поверхностном слое пера после ВСФ наблюдались сжимающие остаточные напряжения,

максимальная величина которых достигает 150 МПа при глубине залегания 125 мкм (рис. 11а).

В переходной зоне лопатки, формообразование которой выполнялось при линейном контакте режущей кромки фрезы и обрабатываемой поверхности, формировались сжимающие остаточные напряжения, величина которых составляла 300...330 МПа при глубине залегания более 125 мкм (рис. 11б).

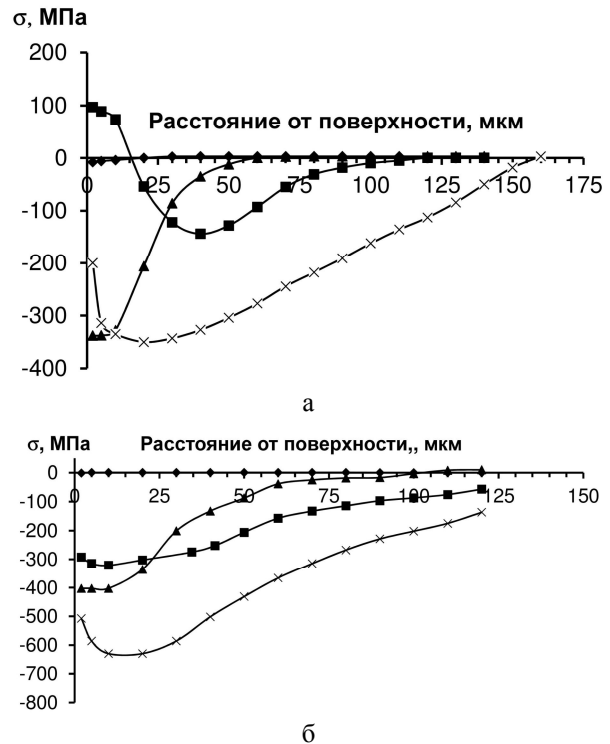


Рис. 11. Эпюры остаточных напряжений на поверхности спинки лопаток (а) и в переходной зоне (б): ♦ – термическая обработка после ВСФ; ■ – ВСФ; ▲ – полирование; х – УЗУ

Термическая обработка способствовала практически полной релаксации остаточных напряжений после фрезерования. Величина остаточных напряжений после старения не превышала 8...10 МПа (рис. 11а, б).

В процессе ручного полирования как пера лопатки (рис. 11а), так и переходной зоны (рис. 11б) в поверхностном слое формировались остаточные напряжения сжатия. При этом величина напряжений и глубина залегания максимума в переходной зоне несколько больше, чем аналогичное значение для пера. Наблюдаемая закономерность может объясняться большим удельным давлением при полировании переходной зоны.

Упрочняющая обработка поверхности стальными шариками в ультразвуковом поле формировала как в пера лопатки (рис. 11а), так и в переходной зоне (рис. 11б) напряжения сжатия. Максимальная

величина напряжений сжатия достигала 350 МПа и 600 МПа, соответственно, для пера и переходной зоны. Глубина залегания напряжений в обоих случаях превышала 150 мкм.

Таким образом, исследования остаточного напряженного состояния поверхностного слоя лопаток КВД на различных этапах технологического процесса изготовления показали, что на финишных этапах технологического процесса в нем формируются значительные по величине и глубине залегания напряжения сжатия.

На основании рентгенодифрактометрических исследований установлено, что на различных этапах технологического процесса фазовый состав материала лопатки не изменялся (рис. 12). Термическая обработка приводила к значительному уменьшению уширения пиков, что свидетельствовало о снятии внутренних напряжений в сплаве. Наблюдаемое перераспределение интенсивностей дифракционных максимумов (рис. 12), свидетельствует о наличии текстуры. Интенсивность дифракционных максимумов после термической обработки отличалась от их интенсивности от образцов, вырезанных из прутка, и лопаток после фрезерования, что связано с формированием текстуры поверхностного слоя.

После полирования и УЗУ интенсивность дифракционных максимумов вновь перераспределялась, что, вероятно, также являлось следствием формирования некоторой текстуры в поверхностном слое вследствие пластической деформации.

Наблюдаемая неоднородность размеров зерен в лопатках и возможное формирование неблагоприятной текстуры в поверхностном слое материала являются основными причинами снижения эксплуатационных свойств лопаток при периодическом нагружении.

Перспективным методом формирования благоприятной, с точки зрения прочности при переменных нагрузках, структуры материала, является интенсивная пластическая деформация (ИПД) [6-8]. В процессе ИПД заготовок происходит фрагментация структурных элементов сплава (рис. 13), формируется мелкодисперсная структура с размером зерен порядка 100...300 нм. Интенсивная пластическая деформация заготовок также способствует гомогенизации легирующих элементов по всему сечению заготовки, что сказывается на снижении рассеяния прочностных характеристик материалов [9].

Мелкодисперсная структура, предварительно сформированная в заготовках из сплава ЭП718-ИД используемых для изготовления лопаток КВД, позволяет выполнять дальнейшую обработку давлением (например, штамповку или вальцевание пера), которая не сопровождается ростом зерен.

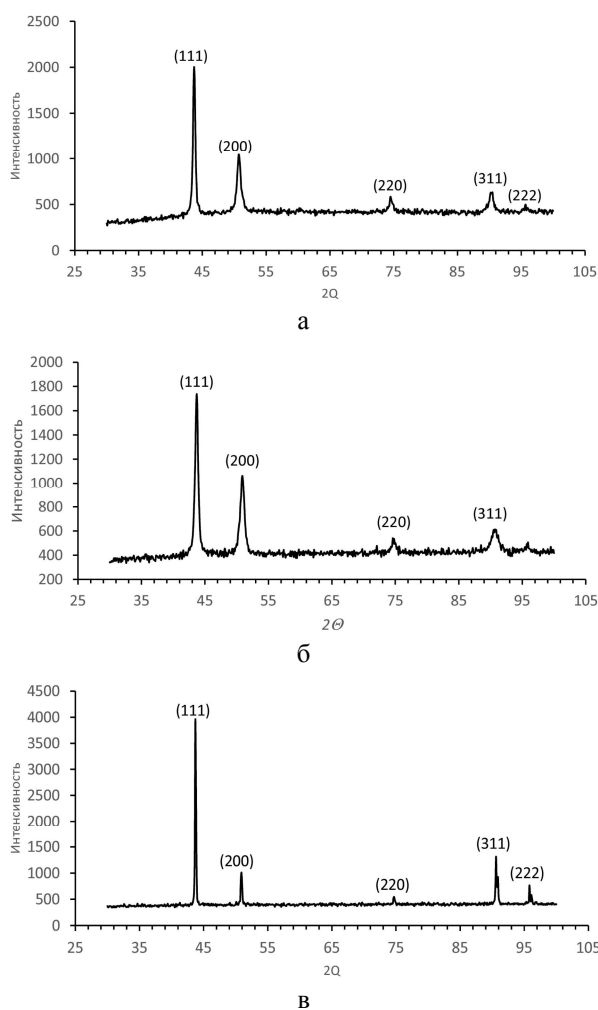


Рис. 12. Дифрактограмма поверхности лопаток после основных этапов изготовления: а – исходная заготовка; б – высокоскоростное фрезерование; в – термическая обработка

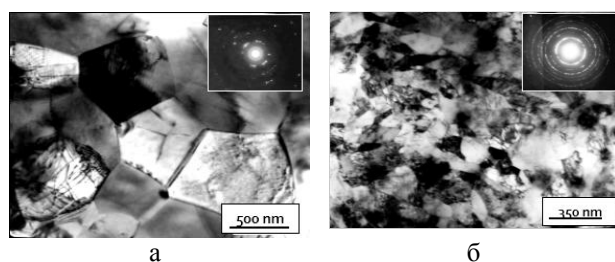


Рис. 13. Микроструктура заготовки в исходном состоянии (а) и после интенсивной пластической деформации винтовой экструзией (б)

Результаты экспериментов по ИПД методом винтовой экструзии призматических образцов, полученные на образцах из сплава аналога ЭП718-ИД – Inkonel 718 в Донецком национальном техническом университете им. А.А. Галкина, показали значительное снижение разнорзернистости. В исходных заготовках наблюдались зерна в диапазоне

4... 52 мкм (рис. 14а), в то время как в заготовках подвергнутых ИПД наблюдались зерна в диапазоне 1...15 мкм (рис. 14б). При этом после ИПД 72...73% зерен в заготовке имеют размер менее 1 мкм. При термической обработке лопаток, за счет протекания процесса собирательной рекристаллизации, при наблюдаемом распределении зерен по размеру возможно получение регламентированной для лопаток компрессора структуры при минимальной величине разнотерности.

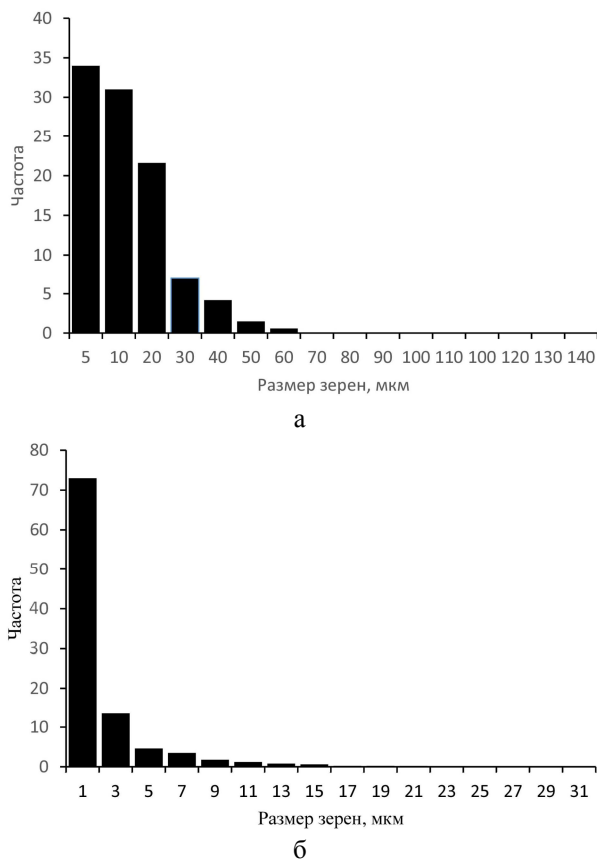


Рис. 14. Распределение размеров зерен в сплаве Inkonel 718 в исходном состоянии (а) и после интенсивной пластической деформации винтовой экструзией (б)

Также установлено, что ИПД способствует дроблению карбидов, которые являются значительными концентраторами напряжений, и, учитывая малую толщину сечения пера лопаток, являются существенными факторами в снижении прочностных характеристик при переменных нагрузках.

Принимая во внимание, что при ИПД степень деформации составляет 7...10 в зависимости от конструкции матрицы и числа циклов деформации образца, она превышает некоторую пороговую величину, являющуюся критической для данного сплава. Установлено, что при повторной деформации сплава, размер зерна практически не изменяется (рис. 15).

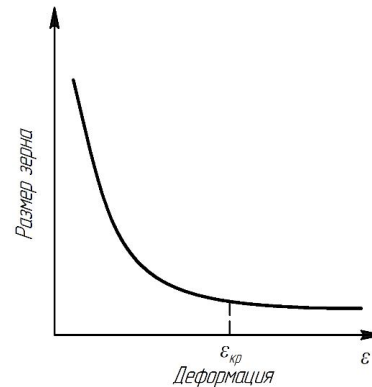


Рис. 15. Зависимость размера зерен от степени деформации

Выводы

Таким образом, для формирования мелкозернистой однородной структуры необходимо проведение "холодной" деформации исходных заготовок лопаток КВД для получения степеней деформации выше критических, например, с использованием методов интенсивной пластической деформации. В процессе последующей штамповки заготовок размер зерен не претерпевает существенных изменений как в пера, так и в хвостовике лопатки. Реализация ИПД и последующей термической обработки для заготовок лопаток позволяет обеспечить во всех сечениях пера и хвостовика регламентированную структуру, отличающуюся низким значением коэффициента разнотерности, что способствует повышению комплекса эксплуатационных характеристик лопаток компрессора.

Литература

1. Проблемы и перспективы развития рынка пассажирских авиационных перевозок в Украине [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://icps.com.ua/pub/files/40/Aviation_policy_RUS.pdf. – 05.06.2014.
2. Сахнюк, Н. В. Технологические особенности изготовления лопаток компрессора методом высокоскоростного фрезерования [Текст] / Н. В. Сахнюк, В. К. Яценко, С. Д. Зиличихис // Надійність інструменту та оптимізація технологічних систем. – Краматорськ : ДДМА. – 2004. – № 16. – С. 126-131.
3. Отделочно-упрочняющая обработка деталей ГТД [Текст] : моногр. / В. А. Богуслаев, В. К. Яценко, П. Д. Жеманюк и др. – Запорожье : Мотор Сич, 2005. – 559 с.
4. Биргер, И. А. Остаточные напряжения. [Текст] / И. А. Биргер. – М. : Машгиз, 1963. – 232 с.
5. Брандон, Д. Микроструктура материалов.

Методы исследования и контроля [Текст] / Д. Брандон, У. Каплан. – М. : Техносфера, 2004. – 384с.

6. Винтовая экструзия – процесс накопления деформации [Текст] / Я. Е. Бейгельзимер, В. Н. Варюхин, Д. В. Орлов и др. – Донецк : Фирма ТЕАН, 2003. – 87 с.

7. Валиев, Р. З. Наноструктурные материалы, полученные методом интенсивной пластической деформации [Текст] / Р. З. Валиев, И. В. Александров. – М. : Логос, 2000. – 272 с.

8. Валиев, Р. З. Создание наноструктурных металлов и сплавов с уникальными свойствами, используя интенсивные пластические деформации [Текст] / Р. З. Валиев // Российские нанотехнологии. – 2006. – Т. 1, № 1-2. – С. 208-216.

9. Применение винтовой экструзии для получения субмикроструктурной структуры и гомогенизации титанового сплава ВТ3-1 [Текст] / Д. В. Павленко, А. В. Овчинников, А. Я. Качан и др. // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 2. – С. 185-188.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологий производства авиационных двигателей А. И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", Харьков.

ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ЛОПАТОК КОМПРЕСОРУ ВИСОКОГО ТИСКУ ЗІ СПЛАВУ ЕП718-ІД

*Д. В. Павленко, Г. І. Пейчев, В. Ю. Коцюба, Я. Ю. Бейгельзимер, Е. В. Кондратюк, Д. В. Ткач,
С. Д. Зілічхіс, М. О. Гребенников, С. О. Уланов*

Представлено результати експериментальних досліджень якості лопаток компресора високого тиску зі сплавом ЕП 718-ІД, що виготовляють за технологічним процесом заснованому на формоутворенні пера високошвидкісним фрезеруванням. Встановлено, що для лопаток спостерігається зниження міцності при змінних навантаженнях, що є наслідком значної різнозеренності матеріалу. Запропоновано перспективний метод формування сприятливої, з погляду міцності при змінних навантаженнях, структури матеріалу, заснований на інтенсивній пластичній деформації вихідних заготовок.

Ключові слова: структура, залишкові напруження, різнозеренність, міцність, інтенсивна пластична деформація.

INCREASE OF OPERATING CHARACTERISTICS THE HIGH-PRESSURE COMPRESSORS BLADES FROM ALLOY EP718-ID

*D. V. Pavlenko, G. I. Pejchev, V. Ju. Kocjuba, Ja. Ju. Bejgel'zimer, E. V. Kondratjuk, D. V. Tkach,
S. D. Zilichihis, M. O. Grebennikov, S. O. Ulanov*

Results of experimental researches of quality of shovels of the high-pressure compressor from alloy EP718-ID, made on a process based on morphogenesis feather are presented by high-speed milling. It is shown, that for blades strength decrease is observed at variable loads that is a consequence considerable inequigranular of a material. The perspective method of formation favorable, from the point of view of strength is offered at variable loads, the material structures, based on severe plastic deformation of billet.

Keywords: structure, residual stresses, inequigranular, strength, severe plastic deformation.

Павленко Дмитрий Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии авиационных двигателей, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина, e-mail: dvp_zntu@mail.ru.

Пейчев Георгий Иванович – технический директор, ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина.

Коцюба Виктор Юрьевич – заместитель технического директора, ПАО "Мотор Сич", Запорожье, Украина.

Бейгельзимер Ян Ефимович – д-р техн. наук, проф., начальник отдела, Донецкий физико-технический институт им. А. А. Галкина, Донецк, Украина.

Кондратюк Эдуард Васильевич – канд. техн. наук, главный технолог, ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина.

Ткач Дарья Владимировна – канд. техн. наук, доцент кафедры физического материаловедения, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

Зиличихис Сергей Давыдович – начальник бюро, ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина.

Гребенников Михаил Александрович – ведущий инженер, ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина.

Уланов Сергей Александрович – студент, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

УДК 629.7.036:539.4

А. В. ШЕРЕМЕТЬЕВ, Т. И. ПРИБОРА, Р. П. ПРИДОРЖНЫЙ, В. В. ТИХОМИРОВ

ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Приведены результаты обеспечения прочностной надёжности, достигнутые для семейства двухконтурных ГТД с большой степенью двухконтурности на основании использования концепции конструктивного подобия. Результаты эксплуатации подтверждают целесообразность и правомерность использования концепции конструктивного подобия, что позволяет существенно сокращать сроки и значительно снижать затраты на создание двигателя и установление ресурсов (более чем на 10 лет). Приведен критерий, позволяющий определять достаточность измельчения конечноэлементной сетки при использовании субмоделирования.

Ключевые слова: прочностная надёжность, концепция конструктивного подобия, эксплуатация, долговечность, повреждаемость, ресурс, охлаждаемая лопатка.

Введение

Одним из основных показателей надежности авиационных ГТД является наработка на отказ в полете.

Наиболее опасными являются отказы, связанные с недостаточной прочностью – прочностные отказы [1].

В основу обеспечения прочностной надежности в настоящее время положена система выдерживания запасов прочности и долговечности при выборе соответствующих методов определения напряженно-деформированного состояния (НДС) и долговечности деталей.

Методы определения НДС и долговечности деталей делятся на экспериментальные, расчетные и расчетно – экспериментальные.

По мере накопления опыта создания, доводки и эксплуатации двигателей уменьшается количество экспериментальных и возрастает число расчетно – экспериментальных работ. Это связано с возможностью использования конструктивного подобия двигателей и их деталей для обеспечения прочностной надежности.

Запасы прочности деталей являются своеобразными критериями подобия и, поэтому, соблюдая величины запасов прочности, мы обеспечиваем требуемый уровень напряженности деталей.

Долговечность деталей определяется НДС в их критических зонах – зонах концентрации напряжений. Поэтому сравнение НДС деталей в критических зонах позволяет судить о сравнительной долговечности рассматриваемых деталей.

Для количественного сравнения долговечности

деталей используется понятие повреждаемости деталей в критических зонах при заданных полетных циклах.

Повреждаемость детали в ее критических зонах может быть определена по формуле (1):

$$P_i = \frac{1}{N_{\text{раз},i}}, \quad (1)$$

где $N_{\text{раз},i}$ – число циклов до разрушения детали в i – той зоне при выбранных значениях напряжений и температур в расчетной точке полетного цикла.

Величина $N_{\text{раз},i}$ может быть определена различными методами (по уравнению Мэнсона, по кривым малоциклового усталости и др.)

На базовом двигателе семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности проводится значительное количество экспериментальных работ и расчетно – экспериментальных исследований. Эти работы включают в себя также эквивалентно – циклические испытания двигателя и его основных деталей, экспериментальные специальные проверки в соответствии с требованиями сертификационного базиса.

Последующие модели двигателя целесообразно разрабатывать, доводить и сертифицировать с использованием опыта и проведенных работ на базовом двигателе.

1. Формулирование проблемы

Из изложенного выше вытекает формулировка проблемы при создании, доводке и установлении ресурсов семейства двигателей с высокой степенью

двухконтурности:

- сокращение сроков и снижение материальных расходов с обеспечением прочностной надёжности при создании новых двигателей на основе использования опыта эксплуатации и расчётно-экспериментальных работ, проведенных на двигателях-прототипах.

2. Решение проблемы

Проблема решается с использованием конструктивного подобия деталей вновь создаваемого двигателя и двигателя-прототипа [2, 3]. Как убедительно показывает практика успешной эксплуатации семейства двигателей с большой степенью двухконтурности разработки ГП «Ивченко-Прогресс», сформулированная выше проблема решена.

На сегодняшний день наработка парка двигателей, созданных на основании концепции конструктивного подобия, достигает 2 млн. часов. Нарботка отдельных экземпляров превышает 23000 часов.

Использование метода конструктивного подобия позволило в короткие сроки достичь двигателям разработки ГП «Ивченко-Прогресс» уровня величин ресурсов зарубежных авиационных ГТД (см. табл. 1).

Таблица 1
Ресурсы основных деталей двигателей CF6-50
и ТРДД ГП «Ивченко-Прогресс»

Деталь	CF6-50, цикл	ТРДД1 ГП «Ивченко-Прогресс», цикл	ТРДД2 ГП «Ивченко-Прогресс», цикл
Диск вентилятора	20800	>10000	30000...40000
Лопатка вентилятора	25000	>10000	20000...40000
Диски КВД	11500... 20000	7540... 20000	15000...40000
Диски (Диск) ТВД	6750... 15000	>10000	14000...16000
Диски ТНД (ТВ)	25000	11000... 20000	30000...40000
Валы ротора ВД	18000	>6500	15000...23000
Валы ротора НД	11500... 30000	>20000	20000...26000

Экономический эффект от использования конструктивного подобия при установлении ресурсов деталей двигателя по сравнению с традиционным методом эквивалентно-циклических испытаний составляет десятки миллионов долларов США.

Применение принципа конструктивного подобия позволило в короткие сроки и с минимальными затратами обеспечить статическую и динамическую прочность элементов конструкции авиационных ГТД (рис. 1).

Учитывая существующие тенденции развития АГТД с большой степенью двухконтурности, без преувеличения можно сказать, что возможность разработки современного газотурбинного двигателя, характеризующегося высокими технико-экономическими показателями, во многом определяется ресурсом и надёжностью рабочих лопаток турбин высокого давления.

Широкое применение на двигателях ГП «Ивченко-Прогресс» с большой степенью двухконтурности получила схема рабочего колеса ТВД с попарным бандажированием охлаждаемых лопаток и составным елочным хвостовиком. При этом современные охлаждаемые лопатки обладают развитой многоканальной системой охлаждения с различными элементами, интенсифицирующими охлаждение внутренней полости пера и создающими охлаждающую воздушную пленку на его внешней поверхности, имеют сложную геометрическую форму. Поэтому в некоторых зонах лопатки наблюдается значительная неравномерность распределения температур и высокий уровень напряжений, что требует проведения комплекса как расчетных, так и экспериментальных работ по обеспечению их динамической и статической прочности.

Эквивалентно-циклические испытания базового двигателя и его основных деталей, а также значительное количество экспериментальных работ и расчетно-экспериментальных исследований согласно рис. 2 позволили увеличить ресурс охлаждаемых рабочих лопаток турбин на базовом двигателе с тягой $R=6500$ кгс до ресурса 24000 часов.

Последующие поколения охлаждаемых рабочих лопаток современных двигателей с большой степенью двухконтурности разрабатывают и доводят на основании накопленного опыта и проведенных работ на базовом двигателе. Возможность увеличения ресурса современной лопатки оценивается на основании результатов расчетов, а также эквивалентно-циклических испытаний и результатов эксплуатации лопаток, являющихся прототипом вновь создаваемых лопаток. Анализ проводится на основании сопоставления по следующим характеристикам: температурное и напряженное состояния, уровень переменных напряжений, характеристики прочности, состояние детали после наработки в эксплуатации. В качестве критерия прочности и подобия рабочих лопаток турбин выступают запасы прочности, поэтому придерживаясь установленной величины запаса прочности, нами обеспечивалась

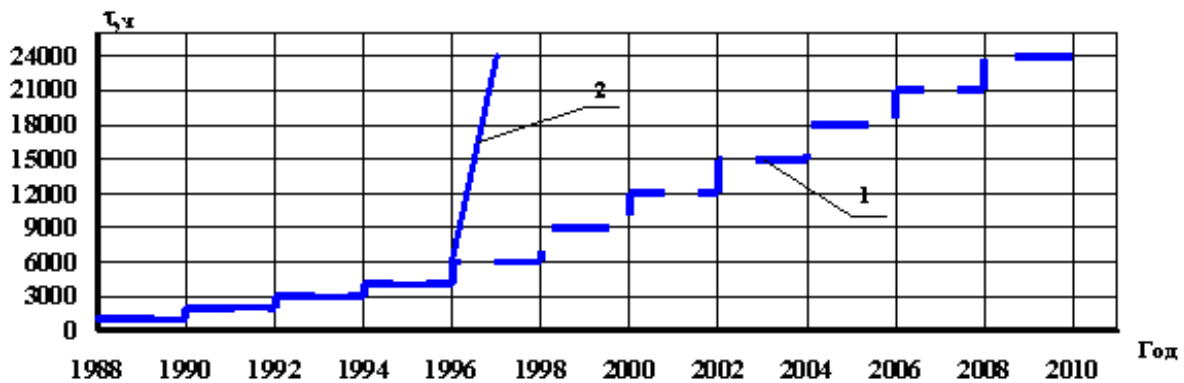


Рис. 1. Динамика увеличения назначенного ресурса основных деталей двигателя с большой степенью двухконтурности:

1 - на основании метода ЭЦИ (планировавшийся);

2 - установленный на основании концепции конструктивного подобия [4]

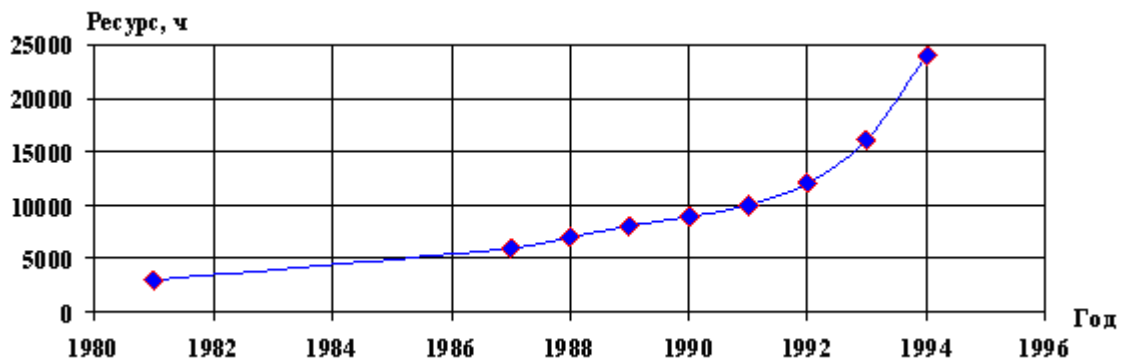


Рис. 2. Динамика повышения ресурса охлаждаемых рабочих лопаток ТВД на базовом двигателе с тягой $R=6500$ кгс семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности

работоспособность и надежность рассматриваемых лопаток.

Такой подход позволил значительно сократить объем экспериментальных работ при создании, доводки и эксплуатации последующих поколений охлаждаемых рабочих лопаток турбин высокого давления. При этом существенно повысился объем расчетных исследований.

Обеспечение требуемых запасов прочности позволило на базовом двигателе увеличить ресурс рабочих лопаток за счет устранения дефектов и внедрения мероприятий по оптимизации температурного и напряженного состояний.

В дальнейшем, используя опыт и проведенные работы на базовом двигателе, на двигателе с тягой $R=23430$ кгс семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности ресурс охлаждаемых рабочих лопаток ТВД, как показано из рис. 3, был существенно повышен за счет применения новейших литейных жаропрочных никелевых сплавов, а также развития новых технологических процессов литья лопаток турбин и их ускоренного внедрения в производство. Кроме того, дальнейшее развитие

авиационных ГТД потребовало повышения температуры газа перед турбиной. На основании расчетно-экспериментальных исследований на двигателях - прототипах было проведено повышение эффективности и совершенствование конструкции охлаждаемых рабочих лопаток ТВД.

Это позволило существенно повысить температуру газа перед турбиной (рис 4) на современных авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности при соблюдении необходимых величин запасов прочности.

На базовом двигателе семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности проводилось значительное количество экспериментальных работ по обеспечению запасов динамической прочности охлаждаемых рабочих лопаток ТВД. Поэтому, несмотря на усложнение конструкции и увеличение напряженности лопаток, с ростом параметров рассматриваемых двигателей, как следует из табл. 2, были обеспечены высокие значения пределов выносливости σ_{-1} и уменьшен уровень переменных напряжений σ_{vmax} в рабочем диапазоне частот вращения.

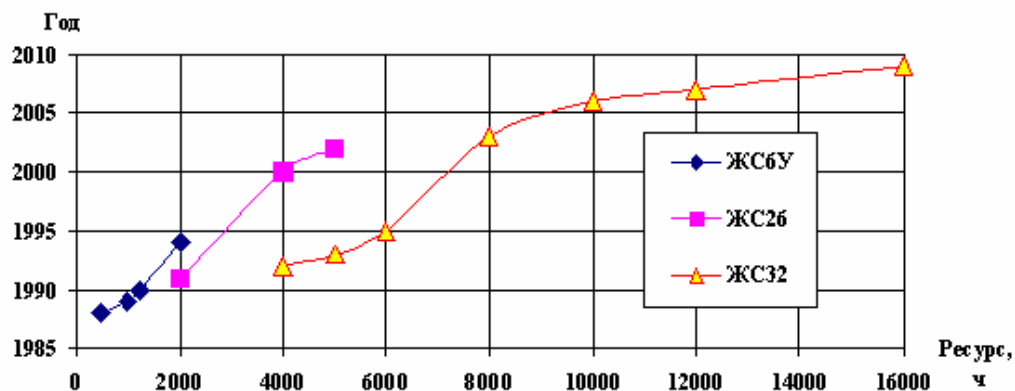


Рис. 3 Динамика повышения ресурса охлаждаемых лопаток ТВД на двигателе с тягой $R=23430$ кгс семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности

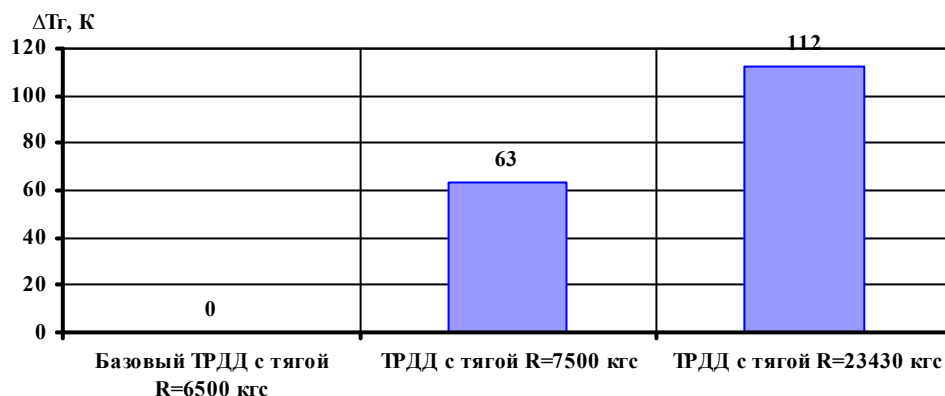


Рис. 4 Динамика повышения температуры газа перед турбиной на двигателях семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности

Таблица 2
Улучшение динамических характеристик охлаждаемых рабочих лопаток турбин двигателей семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности

п/п	Двигатель	σ_{-1} , МПа	σ_{vmax} , МПа
1	Базовый ТРДД с тягой $R=6500$ кгс	230	28
2	ТРДД с тягой $R=23430$ кгс	234	21
3	ТРДД с тягой $R=7500$ кгс	234	26

Таким образом, возможность использования конструктивного подобия двигателей и их деталей позволило повысить температуру газа на входе в турбину и одновременно увеличить ресурс рабочих лопаток, при этом сократив сроки создания и затраты на этапах от проектирования и доводки до эксплуатации.

Для проектирования, доводки и сертификации авиационного ГТД сегодня, как заявляют представители разработчиков коммерческих самолетов Вое-

ing «...цель состоит в том, чтобы перейти от 60-месячного цикла создания изделия к 12-месячному и сделать за 1 млрд долларов то, что мы сделали последний раз за 6 или 7 млрд долларов» [5].

Использование концепции конструктивного подобия для обеспечения прочностной надёжности в течение значительных ресурсов, как показывает практика, является правильным направлением. Этот путь с успехом используется в ГП «Ивченко-Прогресс» при создании новых и модификации серийных двигателей.

Использование концепции конструктивного подобия деталей для обеспечения прочностной надёжности вновь создаваемых двигателей может быть показано на примере создания семейства двухконтурных двигателей с большой степенью двухконтурности.

Родоначалником этого семейства является двигатель с тягой $R=6500$ кгс.

На рисунках 5 и 6 показаны последние, (5...7) ступени ротора КВД, температурное поле и распределение эквивалентных напряжений. В рассматриваемом компрессоре диск пятой ступени – титановый, диски шестой и седьмой ступеней – сплав

ЭИ698-ВД. Данная конструкция успешно работает в профиле двигателя. При этом температура титанового фланца диска пятой ступени имеет величину, близкую к предельной для титана

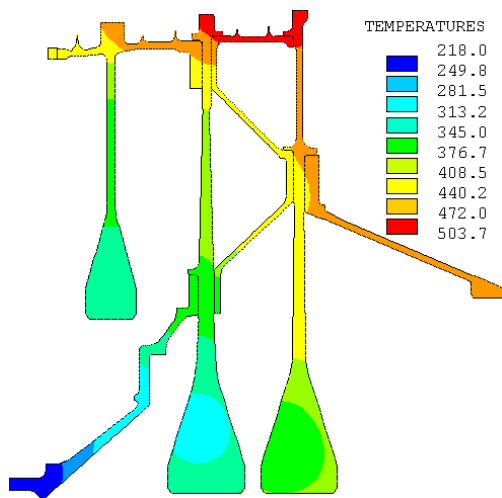


Рис. 5. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой $R=6500$ кгс, последние ступени. Температурное поле

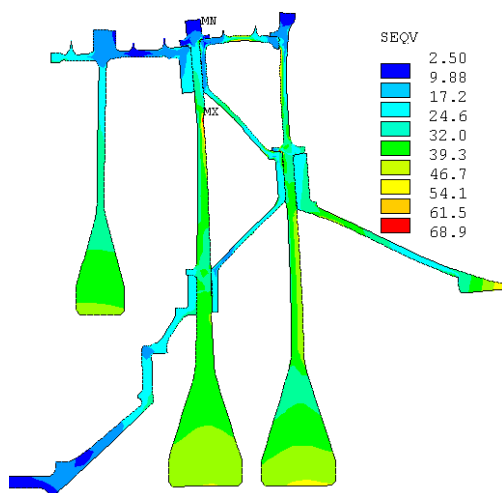


Рис. 6. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой $R=6500$ кгс, последние ступени. Эквивалентные напряжения

Создание двигателя с тягой $R=23430$ кгс базировалось на конструктивном подобии с прототипом, двигателем с тягой $R=6500$ кгс. Более высокие параметры создаваемого двигателя, опыт эксплуатации прототипа, продиктовали вносимые изменения для повышения прочностной надёжности в профиль роторов, в частности в профиль последних ступеней КВД. Диск пятой ступени изготовлен из сплава ЭИ698-ВД, диски шестой и седьмой ступеней - из сплава ЭП742-ИД. Это вызвано более высоким уровнем рабочих температур и соответственно более высоким уровнем напряжений в деталях ротора.

На коническом участке заднего вала введен дисковый элемент, назначение которого стабилизация деформации (устранение изгиба полотна) диска седьмой ступени, на диске седьмой ступени над фланцем убран лабиринт, что привело к снижению температуры в этой зоне. При этом в профиле ротора КВД диски последних ступеней связаны проставками в жесткую конструкцию, унаследовав опыт работы прототипа (рис. 7 и 8).

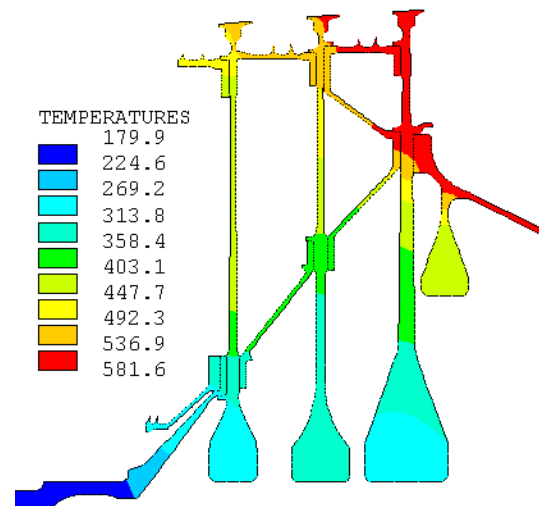


Рис. 7. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой $R=23430$ кгс, последние ступени. Температурное поле

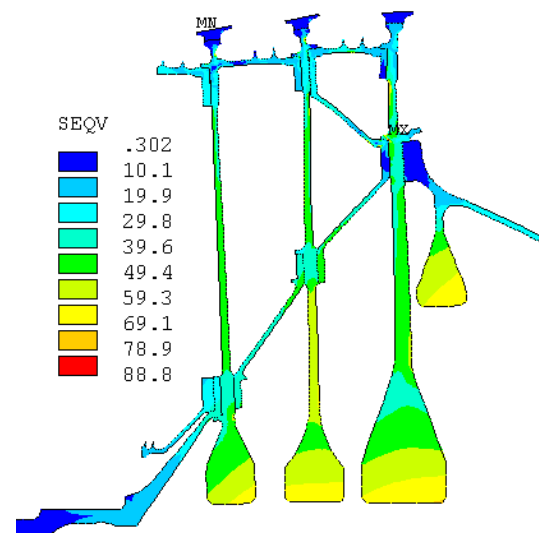


Рис. 8. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой $R=23430$ кгс, последние ступени. Эквивалентные напряжения

В роторе КВД двигателей семейства с тягой $R=7500$ кгс, максимально учтены все положительные, с точки зрения прочностной надёжности, конструктивные изменения, проверенные на ранее созданных двигателях.

Накопленный опыт доводки и эксплуатации, проведенные расчётно-экспериментальные исследования с использованием конечноэлементных моделей высокого уровня позволили внести важные изменения в конструкцию ротора КВД.

Численная оценка прочности и долговечности разрабатываемого ротора была выполнена на КЭ сетке модели, имеющей динаковые характеристики с КЭ сетками прототипов (одинаковый КЭ второго порядка).

В роторе КВД двигателя с тягой $R=7500$ кгс осуществлен переход на другой тип замкового соединения – «ручейковый», то есть, окружной.

Такой тип замкового соединения в принятой конструкции ротора КВД обеспечил повышение ресурса и прочностной надёжности при практически одинаковых весовых характеристиках узла

Диски последних ступеней в конструкции ротора КВД двигателя с тягой $R=7500$ кгс свободны от соединения с роторными проставками (рис. 9 и 10), которые в данном варианте конструкции вообще отсутствуют. Это явное преимущество перед «замкнутой коробкой» дисков последних ступеней КВД двигателей - прототипов. Материал дисков – сплав ЭП742-ИД.

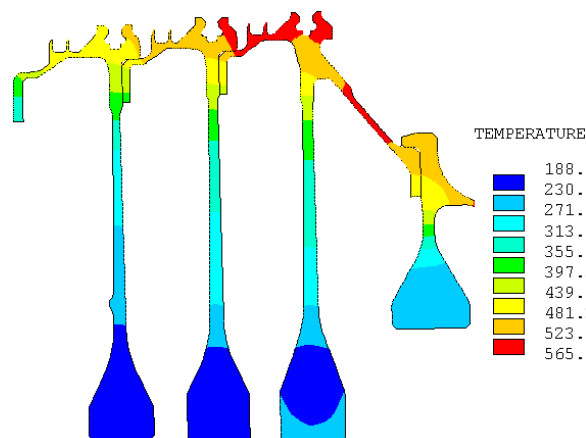


Рис. 9. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой $R=7500$ кгс, последние ступени. Температурное поле

Критериями прочностной надёжности выступают коэффициенты запасов прочности и коэффициенты повреждаемости деталей по циклической долговечности и длительной прочности. Для определения коэффициентов повреждаемости по длительной прочности может быть использован параметр Ларсена-Миллера (2):

$$P_{\text{ЛМ}} = T(\lg t + 20), \quad (2)$$

где T – температура детали, К;
 t – время, ч.

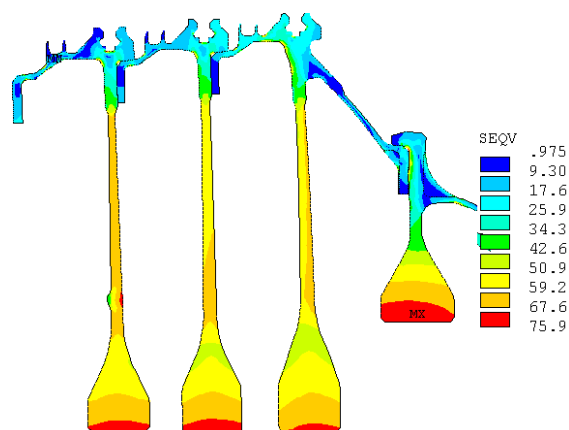


Рис. 10. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой $R=7500$ кгс, последние ступени. Эквивалентные напряжения

Результаты данного анализа могут быть представлены в виде диаграммы (рис. 11).

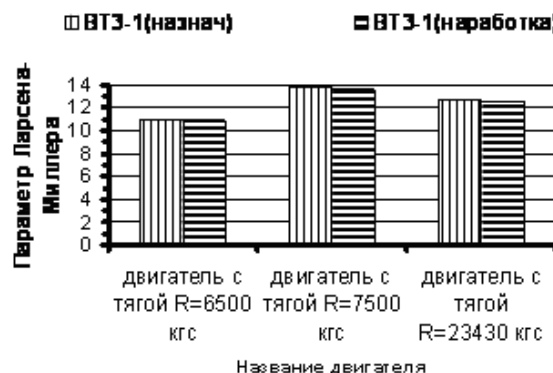


Рис. 11. Параметр Ларсена-Миллера для дисков КНД (КСД) из титанового сплава BT3-1

Сравнение повреждаемости по длительной прочности проводится с учетом длительности максимального режима в пределах назначенного ресурса и в пределах имеющейся на текущий день максимальной наработки

Проведенный анализ по параметру Ларсена-Миллера показывает надежную длительную работу титанового сплава BT3-1 в двигателе с тягой $R=23430$ кгс, учитывая также успешное применение этого сплава в дисках двигателей-прототипов с тягой $R=6500$ кгс и с тягой $R=7500$ кгс..

Важным этапом при использовании концепции конструктивного подобию является определение напряженно-деформированного состояния (НДС) при помощи моделей высокого уровня и расчетно-экспериментальных температурных полей на стационарных и переменных режимах работы двигателя. При определении НДС основных деталей в настоящее время широко используются численные методы, реализуемые в виде пакетов прикладных

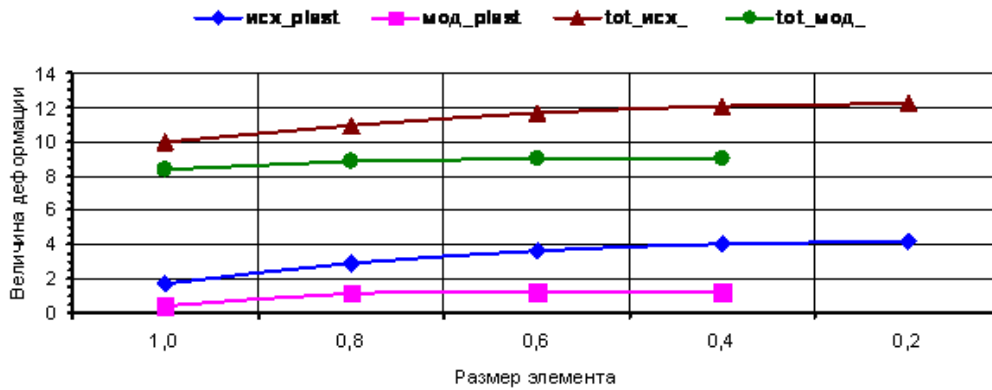


Рис. 12. Характер изменения величины деформации от размера элемента сетки для диска 1 ступени КСД

программ, (ANSYS, NASTRAN и др.) Специалисты работают над методами усовершенствования расчетов для получения более достоверных и стабильных результатов расчетов, уровня НДС деталей.

К таким методам относится ступенчатый подход к решению НДС в критической зоне диска. Использование субмоделирования с постепенным измельчением конечно-элементной сетки дает уверенность в стабильности полученного результата. Достаточность измельчения конечно-элементной сетки хорошо визуализируется на графиках зависимости величин полученной пластической и суммарной деформации от размера КЭ в критической зоне субмодели.

На графиках рисунка 12 видно, что на последних субмоделях кривизна уменьшается, и кривые идут вдоль оси X. Далее уже нецелесообразно измельчать сетку, результат будет практически неизменным.

Определение НДС деталей с использованием субмоделирования позволяет более точно получать уровень напряжений в критических зонах деталей и, как следствие, более точно определять относительную повреждаемость деталей вновь создаваемого двигателя и двигателя-прототипа. Это очень важно с точки зрения уточнения циклической долговечности деталей.

Выводы

Представленные в статье материалы подтверждают правомерность и целесообразность использования принципа конструктивного подобия деталей для обеспечения требуемого уровня прочностной надёжности.

Использование принципа конструктивного подобия позволяет не только обеспечивать требуемый уровень прочностной надёжности, но и в существ-

венной степени сокращать сроки создания и уменьшать материальные затраты при создании новых двигателей.

Использование субмоделирования позволяет более точно получать уровень напряжений в критических зонах деталей.

Литература

1. Ресурсное проектирование авиационных ГТД [Текст] / Балашов Б. Ф., Биргер И. А., Бычков Н. Г. и др.; под ред. И. А. Биргера. – М.: ЦИАМ, 1990.- 208с.-(Руководство для конструкторов, вып.1.- ТрудыЦИАМ №1253).
2. Муравченко, Ф. М. Использование конструктивного и физического подобия для установления ресурсов двигателя [Текст] / Ф. М. Муравченко, Д. Ф. Симбирский, А. В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология : сб. научн. тр. Харьковского Гос. аэрокосмич. ун-та. – 2001. – Вып. 23. – С. 113-115.
3. Колесников, В. И. Прогнозирование надёжности на основе расчетно-экспериментального анализа термонапряженного состояния узлов авиационных ГТД [Текст] / В. И. Колесников, А. В. Шереметьев // Сборник трудов «Прогресс, качество, технология» Института Машин и Систем Минпромпол и НАН Украины. - Киев – Харьков – Рыбачье, 1997. – С. 282-286.
4. Муравченко, Ф. М. Актуальные проблемы динамики, прочности и надёжности современных авиадвигателей [Текст] / Ф. М. Муравченко, А. В. Шереметьев // Вибрации в технике и технологиях. – 2001. – № 4(20). – С. 2-5.
5. Виртуальная разработка изделий – технологии XXI века [Текст]. - М. : The MSC Software Corporation, 2004. – 84 с.

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры конструкции авиационных двигателей и энергоустановок С. В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МІЦНОСТНОЇ НАДІЙНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ГТД ВЕЛИКОГО СТУПЕНЯ ДВОХКОНТУРНОСТІ

О. В. Шереметьев, Т. І. Прибора, Р. П. Придорожний, В. В. Тихоміров

Наведено результати забезпечення міцностної надійності, досягнуті для родини двохконтурних ГТД з великим ступенем двохконтурності на підставі використання концепції конструктивної подібності. Підсумки експлуатації підтверджують доцільність та правомірність використання концепції конструктивної подібності, що дозволяє суттєво скоротити строки та значно знизити витрати на створення двигуна та встановлення ресурсів (більш ніж на 10 років). Наведено критерій, що дозволяє визначати достатність дискретизації скінченно-елементної сітки за використання субмоделювання.

Ключові слова: міцностна надійність, концепція конструктивної подібності, експлуатація, довговічність, двигун, ресурс, охолоджувальна лопатка.

ENSURING OF STRENGTH RELIABILITY OF AIRCRAFT HIGH-BYPASS RATIO GTE's

A. B. Sheremetev, T. I. Pribora, R. P. Pridorozhnyj, V. V. Tikhomirov

Results of strength reliability ensuring, achieved for high-bypass ratio GTE's family on the basis of use the concept of constructive similarity are presented. Results of operation confirm expediency and legitimacy of use the concept of constructive similarity that allows to essentially reduce terms and considerably reduce costs for creation of the engine and service life determining (more than for 10 years). The criterion which allow to defining sufficiency of finite element mesh discretization at submodelling use is presented.

Key words: strength reliability, concept of constructive similarity, service, durability, engine, service life, cooling blade.

Шереметьев Александр Викторович – кан. техн. наук, начальник отдела прочности, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина, e-mail: 03530 ivchenko-progress.com.

Прибора Татьяна Ивановна - инженер-конструктор 1 категории, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина, e-mail: 03530 ivchenko-progress.com.

Придорожный Роман Петрович – канд. техн. наук, ведущий инженер, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина, e-mail: 03530 ivchenko-progress.com.

Тихомиров Виктор Васильевич – ведущий конструктор, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина, e-mail: 03530 ivchenko-progress.com.

УДК 539.3

Т. Ф. МЕДВЕДОВСКАЯ¹, И. Е. РЖЕВСКАЯ¹, Е. Л. МЕДВЕДЕВА¹,
В. Н. ЕФИМЕНКО², О. Н. ЗЕЛЕНСКАЯ²

¹ *Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, Украина,*

² *Открытое акционерное общество «ТУРБОАТОМ», Украина*

РЕСУРС КРЫШКИ И СИЛОВОЙ ШПИЛЬКИ ОБРАТИМОЙ ГИДРОМАШИНЫ

Разработаны методики и пакеты прикладных программ для численного анализа динамической прочности и ресурса крышки гидроагрегата и силовой шпильки крепления фланца крышки к статору. Крышка гидроагрегата воспринимает нагрузки от гидродинамического давления, действующего на ее контактирующую с водой поверхность. Шпильки воспринимают суммарную нагрузку от действия осевой гидравлической силы и усилия затяжки. Полученные численные результаты позволяют оценить прочность и ресурс элементов конструкций обратимой гидромашины высоконапорной ГАЭС с учетом различных режимов эксплуатации.

Ключевые слова: крышка, силовая шпилька, гидроагрегат, ГАЭС, обратимая гидромашин, математические модели, динамическое напряженно-деформированное состояние, ресурс.

Введение

В последние годы, в связи с возросшей конкуренцией на рынке энергетического оборудования, резко повысился уровень требований к его эффективности и надежности.

Обратимые гидромашин получают все большее развитие в связи с интенсивным строительством ГАЭС, предназначенных для выравнивания графика нагрузки энергосистем. Специфика рабочего процесса ГАЭС требует оперативных высокоточных методик и программ для исследования прочности, динамики и ресурса крышки и силовой шпильки крепления фланца крышки к статору при различных режимах эксплуатации.

Опыт эксплуатации первых обратимых гидромашин Киевской ГАЭС [1] и их дальнейшая модернизация позволили создать надежные несущие конструкции для гидромашин более мощной Днестровской ГАЭС и разработать рациональную конструкцию крышки обратимой гидромашины высокоскоростной Зеленчукской ГАЭС.

В настоящей работе проведены исследования динамических характеристик и ресурса одного из вариантов конструкции крышки обратимой гидромашины ГАЭС на базе метода конечных элементов (МКЭ) в сочетании с аналитическим представлением перемещений и нагрузок рядами Фурье [2-3], а также динамической прочности шпильки крепления фланца этой крышки к статору с применением МКЭ. Для корректного анализа распределения динамических напряжений в шпильках, включая зоны их возможной концентрации, в расчетной модели учтены контактные явления [4-6].

1. Методика определения ресурса деталей гидромашин

Определение ресурса крышки гидромашины и силовой шпильки крепления фланца крышки к статору выполняется на основе разработанного нормативного документа [7]. При выполнении расчетов по методике оценки ресурса исходными являются следующие данные: характер и величина нагрузок, вызывающих напряжения в конструкции, количество циклов ее нагружения, кривые усталости материала.

Приведем краткое описание теории и метода расчета усталостной прочности, которые используются при проектировании несущих конструкций и силового крепежа [8-9].

Исходным положением теории является представление зависимости предельных амплитуд от среднего напряжения цикла $\sigma_{ap} = f(\sigma_m)$ и отвечающая ей диаграмма (рис. 1).

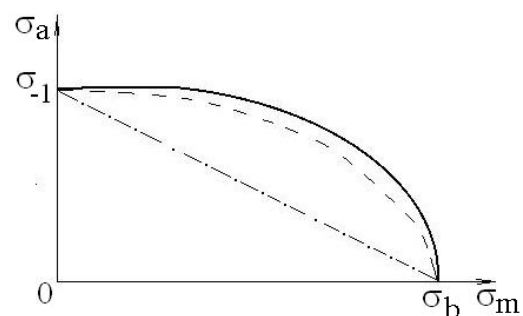


Рис. 1. Диаграмма предельных амплитуд напряжений при асимметричных циклах

На рисунке σ_b – предел прочности материала, σ_{-1} – предел выносливости образца при базовом количестве симметричных циклов в воздухе, σ_m и σ_a – средние и амплитудные значения напряжений цикла. Предполагается, что на конструкцию действует циклическая нагрузка P , состоящая из статической компоненты P_m и амплитудного значения P_a

$$P = P_m + P_a \sin \omega t. \quad (1)$$

Коэффициентом асимметрии цикла некоторой функции есть $r = (\sigma_m - \sigma_a) / (\sigma_m + \sigma_a)$. Очевидно, что при симметричном цикле $r = -1$.

Для получения формулы, позволяющей без использования графиков найти предельное напряжение цикла $\sigma_{ап}$ по известным значениям σ_{-1} , σ_b , σ_a , σ_m , следует аппроксимировать график аналитической зависимостью. Наиболее близкой представляется уравнение эллипса

$$(\sigma_{ап} / \sigma_{-1})^2 + (\sigma_m / \sigma_b)^2 = 1,$$

откуда

$$\sigma_{ап} = \sigma_{-1} \sqrt{1 - (\sigma_m / \sigma_b)^2}.$$

На рисунке 1 показана более близкая к данным экспериментов зависимость (пунктирная линия) [8]

$$\sigma_{ап} = \sigma_{-1} \sqrt{1 - \sigma_m / \sigma_b}. \quad (2)$$

Линейная связь (штрихпунктирная линия)

$$\sigma_{ап} = \sigma_{-1} (1 - \sigma_m / \sigma_b) \quad (3)$$

применяется наиболее часто в расчетной практике, но она дает заведомо заниженные результаты.

Пусть n – запас усталостной прочности по наибольшему амплитудному значению напряжений σ_a в конструкции. Тогда предельные амплитудные значения напряжений будут

$$\sigma_{ап} = n \cdot \sigma_a. \quad (4)$$

Подставляя (4) в (2) и (3), находим запас усталостной прочности

$$n_1 = \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_a} \sqrt{1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_b}}, \quad n_2 = \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_a} \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_b}\right). \quad (5)$$

Эти формулы являются базовыми для анализа усталостной прочности реальной детали в воздухе, но они не учитывают влияния на предел выносливости масштабного фактора, состояния поверхности, концентрации напряжений, что, согласно [9], учитывается коэффициентами ε_σ , β_σ , k_σ

$$\bar{\sigma}_{-1} = \sigma_{-1} \cdot \varepsilon_\sigma \cdot \beta_\sigma / k_\sigma,$$

где ε_σ , β_σ , k_σ – коэффициенты масштабного фактора, состояния поверхности, влияния концентрации напряжений.

Согласно [9], влияние воды, главным образом, сказывается на уменьшении σ_{-1} , почти не меняя

форму диаграммы предельных амплитуд напряжений. Если считать, что в (5) σ_{-1} – предел усталостной прочности стандартного образца в воде, то полученные по этим зависимостям запасы коррозионно-усталостной прочности будут близки к реальным. Понижение σ_{-1} учитывается введением коэффициента γ [9].

В соответствии с теорией многоциклового усталости, исходными данными для определения ресурса элементов конструкций гидротурбины являются амплитудные σ_a и средние σ_m напряжения в конструкции. Количество циклов до разрушения N определяется уравнением [9]

$$N = \left(\frac{\sigma_{-1\partial}}{\sigma_a} \right)^m N_0, \quad (6)$$

где m – угол наклона кривой усталости;

N_0 – базовое число циклов нагружения;

$\sigma_{-1\partial}$ – предел выносливости детали при базовом количестве циклов N_0 , который можно определить по формуле [9]

$$\sigma_{-1\partial} = \frac{\gamma \cdot \varepsilon_\sigma \cdot \beta_\sigma \cdot \sigma_{-1}}{k_\sigma} \sqrt{1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_b}}. \quad (7)$$

Среднее значение напряжения цикла определяется следующим образом:

$$\sigma_m = \sigma_{mэ} + \sigma_{mm}, \quad (8)$$

где $\sigma_{mэ} = (\sigma_{\max} + \sigma_{\min}) / 2$ – эксплуатационные средние напряжения для симметричного цикла;

σ_{mm} – остаточные напряжения.

Таким образом, формула (6) с учетом (7) и (8) примет вид

$$N = N_0 \left(\frac{\gamma \cdot \varepsilon_\sigma \cdot \beta_\sigma}{k_\sigma \cdot \sigma_a} \sigma_{-1\partial} \sqrt{1 - \frac{\sigma_{mэ} + \sigma_{mm}}{\sigma_b}} \right)^m. \quad (9)$$

Проектный ресурс R определяется с учетом (8) по формуле

$$R = \frac{N}{N_E} \cdot L, \quad (10)$$

где L – количество лет работы;

N_E – количество циклов нагружения за период эксплуатации.

2. Определения ресурса конструкций крышки гидроагрегатов

Крышки гидротурбин и гидромашин представляют собой сложные циклически симметричные пространственные конструкции, состоящие из тонкостенных тел вращения, подкрепленных системой часто расположенных ребер – меридиональных многосвязных пластин. Разработан программный ком-

плекс экспериментально-теоретических исследований динамического напряженно-деформированного состояния (НДС) и оценки ресурса крышек гидроагрегатов [7]. Для решения задачи используется численный МКЭ в сочетании с разложениями перемещений и нагрузок в ряды Фурье по окружной координате.

Вынужденные колебания конструкции при полигармоническом нагружении во времени описываются уравнением [10]

$$\mathbf{K}\mathbf{u} - \omega^2 \mathbf{M}\mathbf{u} = \mathbf{Q}, \quad (11)$$

где $\mathbf{K}$, $\mathbf{M}$ – матрицы жесткости и масс;

ω – частота колебаний;

$\mathbf{u}$, $\mathbf{Q}$ – векторы перемещений и внешней узловой нагрузки, изменяющиеся во времени t .

При решении задачи динамики МКЭ применяются два метода: прямого интегрирования и разложения перемещений по собственным формам. Используя первый метод, строим матрицы масс $\mathbf{M}_k$ и жесткости $\mathbf{K}_k$ конструкции для любой k -й гармоники разложения относительно вектора амплитудных значений перемещений u_{ik} , применив разработанный конечноэлементный подход [3, 7]. Векторы перемещений и внешних нагрузок раскладываем в ряд Фурье по t

$$\mathbf{u} = \sum_{i=1}^{nt} u_i(r, z, \varphi) \sin(\omega_i t + \beta_i), \quad (12)$$

$$\mathbf{Q} = \sum_{i=1}^{nt} q_i(r, z, \varphi) \sin(\omega_i t + \beta_i), \quad i=1,2,3,\dots, nt, \quad (13)$$

которые отвечают i -й гармонике, представляем рядами Фурье по окружной координате. Используя разложения Фурье по окружной координате векторов $u_i(r, z, \varphi)$ и $q_i(r, z, \varphi)$ [2 – 3] и по t (12), (13), приводим уравнения (11) к решению ряда независимых квазистатических задач для гармоник, фиксированных по времени

$$[\mathbf{K}_k - \omega_k^2 \mathbf{M}_k] u_{ik} = Q_{ik}.$$

Второй подход к решению задачи о вынужденных колебаниях конструкции – метод разложения искомых перемещений по собственным формам приведен в [10] и усовершенствован в [7].

3. Исследование динамики НДС и ресурса крышки гидромашины ГАЭС

Крышка одного из вариантов высоконапорной гидромашины ГАЭС воспринимает нагрузки от веса закрепленных на ней деталей и гидродинамического давления, действующего на контактирующую с водой поверхность. Крышка сварная из стали Ст3. Фланец крышки крепится шпильками к статору турбины. Общий вид крышки представлен на рис. 2.

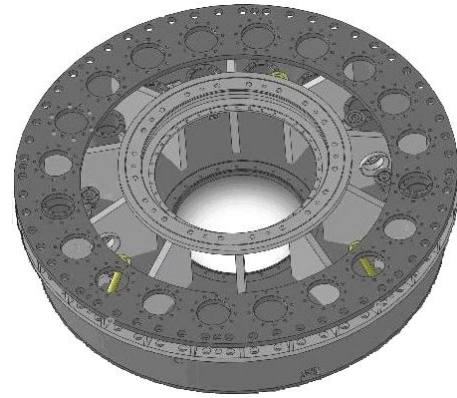


Рис. 2. Общий вид крышки гидромашины

Для расчета динамических характеристик крышки определены два характерных режима работы турбины: турбинный (мощность $N = 71,5$ МВт, напор $H = 218,0$ м); насосный (мощность $N = 76,5$ МВт, напор $H = 232,5$ м).

На рисунке 3 показана расчетная схема крышки и гидродинамическая нагрузка от давления воды q_1 .

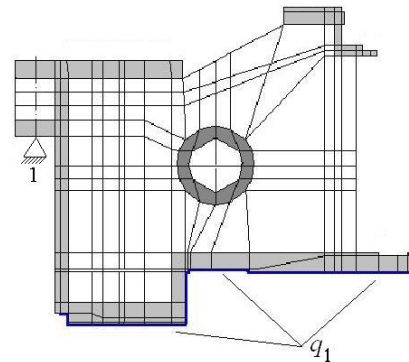


Рис. 3. Первичная дискретизация крышки и распределение гидродинамической нагрузки

Расчет вынужденных колебаний крышки проведен с учетом граничных условий $u_r = 0$, $u_z = 0$, $u_\varphi = 0$ (точка 1) при опирании по линии крепления шпильками фланца крышки к статору.

При динамическом нагружении в спектре частот возбуждения определены такие частоты: оборотная $\omega_1 = 10$ Гц, двойная оборотная $\omega_2 = 20$ Гц, лопастная $\omega_3 = 70$ Гц, лопаточная $\omega_4 = 200$ Гц.

Амплитудные значения динамической нагрузки q_1 составляют приблизительно 20 % от статических на поверхностях крышки (см. рис. 3), которые отвечают эпюрам распределения давлений, влияние массовых сил учитывается корректировкой плотности участков крышки по границе их приложения [6].

Рассмотрим результаты расчета динамического НДС крышки при рабочих режимах эксплуатации.

На рисунках 4 и 5 приведено распределение интенсивности динамических напряжений σ_i крышки в турбинном и насосном режимах.

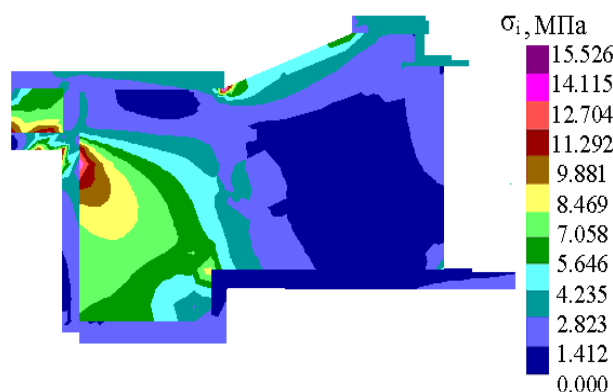


Рис. 4. Напряжения в крышке (турбинный режим)

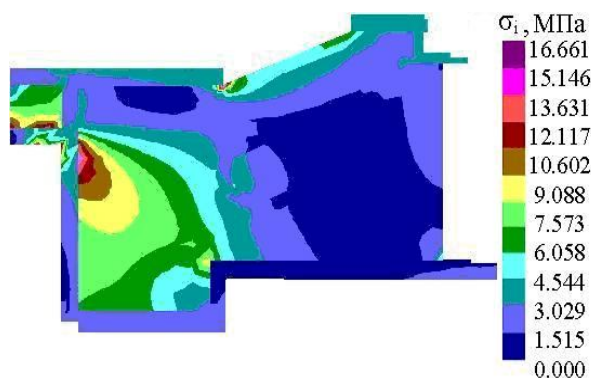


Рис. 5. Напряжения в крышке (насосный режим)

Минимальные $\sigma_i^{\min}$ и максимальные $\sigma_i^{\max}$ значения динамических напряжений крышки при различных частотах возбуждения приведены в табл. 1.

Таблица 1

Максимальные значения интенсивности напряжений

ω , Гц	Динамические $\sigma_i^{\max}$, $\sigma_i^{\min}$, МПа			
	насосный режим		турбинный режим	
	$\sigma_i^{\max}$	$\sigma_i^{\min}$	$\sigma_i^{\max}$	$\sigma_i^{\min}$
$\omega_1=10$	16,86	0,20	15,77	0,245
$\omega_2=20$	17,03	0,19	15,93	0,24
$\omega_3=70$	20,19	0,22	18,83	0,23
$\omega_4=200$	95,14	0,55	88,12	0,16

При определении ресурса крышки использовались следующие характеристики листовой стали марки Ст.3: предел текучести $\sigma_{0.2}=225$ МПа; предел прочности $\sigma_b = 380, \dots, 480$ МПа, плотность мате-

риала $\rho = 7850$ кг/м³, модуль упругости $E = 2,1 \cdot 10^6$ МПа, коэффициент Пуассона $\nu = 0,3$. Усталостные характеристики стали Ст.3 (для предела прочности $\sigma_b = 380$ МПа) [11]: предел выносливости образца при базовом числе симметричных циклов $\sigma_{-10} = 95,0$ МПа, базовое число циклов $N_0=10^7$, показатель наклона кривой усталости $m=3,78$. Коэффициенты $\varepsilon_\sigma = 0,78$, $\beta_\sigma = 0,77$, $k_\sigma=1,05$, $\gamma = 0,73$ определяем согласно [9].

При $N_E = 6,3 \cdot 10^8$ циклов и $\omega_1 = 10$ Гц расчетный ресурс (10) крышки приведен в табл. 2.

Таблица 2

Ресурс крышки гидромашины

Режим	σ_a , МПа	σ_m , МПа	Ресурс, Год
Турбинный	7,77	90,0	59 – 65
Насосный	8,33	96,58	42 – 47

4. Методика численного анализа динамики и ресурса силовой шпильки фланца крышки гидромашины

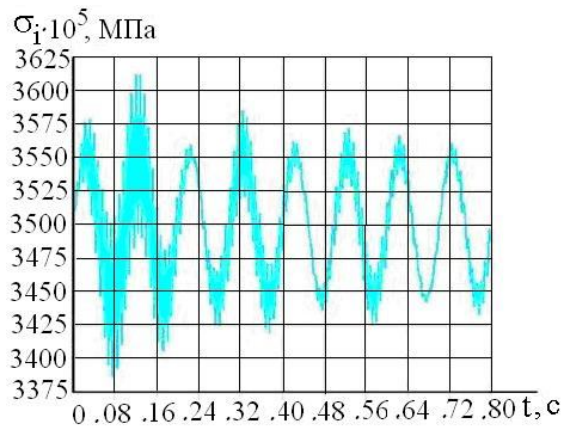
Моделирование работы силового крепления фланца крышки к статору сведено к решению контактной задачи о взаимодействии шпильки с гайкой и статором [6]. В расчете учтено усилие затяжки шпильки и рабочая нагрузка от действия осевого усилия, включая гидравлическое. Динамическое НДС шпильки определяется МКЭ [10].

На рисунке 6 показано фланцевое соединение и сечение А-А цилиндрического участка шпильки.

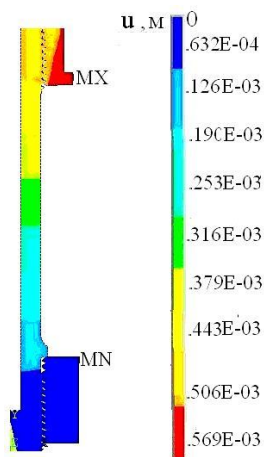


Рис. 6. Схема фланцевого соединения

На рисунке 7 показан график изменения максимального значения интенсивности напряжений во времени в сечении А – А (турбинный режим).



На рисунке 8 показано деформированное состояние шпильки при $t = 0,72$ с (турбинный режим).



$\omega_1 = 10$ Гц в конструкции принимает следующие значения: максимальное $\sigma_{\max} = 357,2$ МПа, минимальное $\sigma_{\min} = 342,5$ МПа, средние $\sigma_m = 350,0$ МПа и амплитудное $\sigma_a = 7,35$ МПа.

При оценке ресурса шпильки использована экспериментальная кривая усталости, полученная в ИПМаш НАН Украины при изгибе образцов из стали марки 25Х1МФ, используемой на ОАО «Турбоатом» для изготовления ответственного крепежа. Согласно результатам эксперимента, для лабораторных образцов с минимальным пределом прочности $\sigma_B = 784$ МПа предел выносливости при симметричном цикле, полученный на базе $N_0 = 1,5 \cdot 10^7$ циклов, составляет $\sigma_{-1} = 350$ МПа, а показатель наклона кривой усталости $m = 2,36$. Коэффициенты $\varepsilon_\sigma, \beta_\sigma, k_\sigma$ – масштабного фактора, состояния поверхности, влияния концентрации напряжений принимаются [9]: $\varepsilon_\sigma = 0,7$, $\beta_\sigma = 0,98$, $k_\sigma = 0,92$. Коэффициент влияния воды $\gamma = 0,7$ [9] принят в сторону запаса, так как шпильки имеют антикоррозионное покрытие. Для принятых значений расчетный ресурс шпилек составляет около 42-х лет.

С целью обеспечения динамической прочности и оценки ресурса несущих конструкций и шпилек фланцевого соединения крышка – статор гидроагрегата ГАЭС созданы расчетно-теоретические методики с использованием МКЭ. Анализ динамических характеристик и оценка ресурса крышки гидроагрегата выполнен на базе нормативного документа [7]. Разработанная методика позволяет проводить комплексные исследования динамики и ресурса конструкций крышки и силовой шпильки при проектировании ГАЭС. Приведен расчет элементов конструкций одного из возможных вариантов высоконапорной гидромашины. Разработанные расчетно-теоретические методики можно рекомендовать для использования при создании новых и модернизации работающих гидроагрегатов ГЭС и ГАЭС.

Литература

1. Опыт проектирования и методика расчета прочности и динамических характеристик несущих конструкций обратимых гидромашин [Текст] / А. В. Линник, О. Н. Зеленская, М. Г. Кузнецов и др. // Пробл. машиностроения. – 2013. – Т.16, № 1. – С. 51–56.
2. Зеленская, О. Н. Анализ динамических характеристик тонкостенных элементов проточного тракта гидротурбин [Текст] / О. Н. Зеленская, Т. Ф. Медведовская, Е. В. Еселева // Пробл. машино-

строения. – 2003. – Т. 6, № 2. – С. 121–130.

3. Метод конечных элементов в задаче определения радиальной жесткости циклически симметричных несущих конструкций гидротурбин [Текст] / Т. Ф. Медведевская, А. В. Медведевский, Е. В. Еселева, О. Н. Зеленская // Пробл. машиностроения. – 1999. – Т. 2, № 1–2. – С. 58–62.

4. Биргер, И. А. Резьбовые соединения [Текст] / И. А. Биргер, Г. Б. Иосилевич. – М.: Машиностроение, 1973. – 256 с.

5. Кантор, Б. Я. Контактные задачи нелинейной теории оболочек [Текст] / Б. Я. Кантор. – К.: Наук. думка, 1990. – 136 с.

6. Прочность крышки и силовой шпильки гидроагрегата ГАЭС [Текст] / Т. Ф. Медведевская, И. Е. Ржевская, Е. Л. Медведев и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 9/106. – С. 220–225.

7. СОУ-Н МЕН 40.1 –21677681–51: 2011. Розрахунок залишкового ресурсу елементів проточної

частини гідротурбін ГЕС та ГАЕС. Метод. вказівки: нормативний документ [Текст] – Введен в дію 07.07.11. – К.: Міністерство енергетики та вугільної промисловості України, 2011. – 76 с.

8. Биргер, И. А. Расчет на прочность деталей машин: справочник [Текст] / И. А. Биргер, В. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич. – М.: Машиностроение, 1979. – 702 с.

9. Серенсен, С. В. Несущая способность и расчет деталей машин на прочность [Текст]: руководство и справочное пособие / С. В. Серенсен, В. П. Когаев, Р. М. Шнейдерович. – М.: Машиностроение, 1975. – 488 с.

10. Бате, К. Численные методы анализа и метод конечных элементов [Текст] / К. Бате, Е. Вильсон. – М.: Стройиздат, 1982. – 445 с.

11. Троценко, В. Т. Сопротивление усталости металлов и сплавов: справочник [Текст]: в 2-х ч. / В. Т. Троценко, Л. А. Сосновский. – К.: Наук. думка, 1987. – Ч. 1. – 504 с.; Ч. 2. – 1302 с.

Поступила в редакцию 25.05.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник Е. А. Стрельникова, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, Харьков.

РЕСУРС КРИШКИ І СИЛОВОЇ ШПИЛЬКИ ОБОРОТНОЇ ГІДРОМАШИНИ

Т. Ф. Медведевська, І. Є. Ржевська, К. Л. Медведева, В. М. Єфименко, О. М. Зеленська

Розроблено методики і пакети прикладних програм для чисельного аналізу динамічної міцності та ресурсу кришки гідроагрегату і силової шпильки кріплення фланця кришки до статора. Кришка сприймає навантаження від гідродинамічного тиску, яке діє на її поверхню, що контактує з водою. Шпильки кріплення фланця кришки до статора сприймають сумарне навантаження від дії осевої гідравлічної сили і зусилля затягування. Отримані чисельні результати дозволяють оцінити міцність і ресурс елементів конструкцій оборотної гідромашини високонапірної ГАЕС з урахуванням різних режимів експлуатації.

Ключові слова: кришка, силова шпилька, гідроагрегат, ГАЕС, оборотна гідромашина, математичні моделі, динамічний напружено-деформований стан, ресурс.

RESOURCE OF THE REVERSIBLE HYDRO MACHINE HEAD COVER AND POWER PIN

T. F. Medvedovskaya, I. E. Rzhetskaya, K. L. Medvedyeva, V. N. Efimenko, O. N. Zelenskaya

The techniques and application software packages to simulate dynamic strength and resource of both hydraulic unit's cover and cover flange power pins to the stator were developed. The turbine cover is subjected to hydrodynamic pressure acting on its wetted surface. Cover flange pins of the mount to the stator are under the total load from the axial hydraulic force and tightening. The obtained numerical results allow us to estimate the strength and resource of structure elements of the high-pressure PSPP according to different modes of operation.

Key words: cover, power pin, hydroelectric machine, PSPP, reversible hydraulic machine, the mathematical models, the dynamic stress-strain state, resource.

Медведевская Татьяна Федоровна – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. отдела прочности и оптимизации конструкций, ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: tmed@ipmach.kharkov.ua.

Ржевская Ирина Евгеньевна – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. отдела прочности и оптимизации конструкций, ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: irina.rgev@mail.ru.

Медведева Екатерина Леонидовна – Главный инженер отдела прочности и оптимизации конструкций, ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: katernya_medvedyeva@mail.ru.

Ефименко Виктор Николаевич – зам. Главного конструктора гидротурбин, Открытое акционерное общество “Турбоатом”, Харьков, Украина, e-mail: efimenko@turboatom.com.ua.

Зеленская Ольга Николаевна – начальник отдела САПР и прочностных расчетов, СКБ “ТГМ” Открытое акционерное общество “Турбоатом”, Харьков, Украина, e-mail: lynnnyk@turboatom.com.ua.

УДК: 539.3

Ю. С. ВОРОБЬЕВ¹, Н. Ю. ОВЧАРОВА¹, Т. Ю. БЕРЛИЗОВА², С. Б. КУЛИШОВ³,
А. Н. СКРИЦКИЙ³¹ Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков² Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков³ ГП НПКГ «Зоря»-«Машипроект», Николаев, Украина**ОСОБЕННОСТИ ТЕМПЕРАТУРНОГО И ТЕРМОУПРУГОГО СОСТОЯНИЯ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКОЙ ОХЛАЖДАЕМОЙ ЛОПАТКИ ГТД**

Проведен анализ температурного и термоупругого состояний охлаждаемой монокристаллической лопатки с вихревой системой охлаждения. Построена трехмерная модель лопатки с учетом сложной геометрической формы и неоднородности материала. Методом конечных элементов решаются задачи: о распределении температур по объему лопатки и влиянию температурного поля на напряженно-деформированное состояние лопатки. Учитывается действие температурных полей и центробежных сил. Приводятся результаты численного анализа распределения температур и напряженно-деформированного состояния реальной лопатки.

Ключевые слова: монокристаллический материал, охлаждаемая лопатка, МКЭ, термоупругость.

Введение и постановка задачи

Стремление к экономичности двигателей связано с повышением температуры газа перед первой ступенью турбины. Возможности современных жаропрочных материалов работать при высоких температурах заметно отстают от возникающих потребностей. Поэтому широко используются различные схемы охлаждения. Возникающие при этом градиенты температуры вызывают высокие температурные напряжения. Сложная геометрическая форма охлаждаемых лопаток способствует возникновению концентрации и локализации напряжений [1–3]. Задача анализа термоупругого НДС в охлаждаемой лопатке является сложной и актуальной.

В работе рассматривается охлаждаемая лопатка из монокристаллического сплава. Она имеет эффективную, но сложную вихревую систему охлаждения, и отверстия для выхода воздуха для охлаждения части поверхности пера лопатки.

Общие уравнения термоупругости в системе координат x, y, z имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} + X &= \frac{\alpha E}{1-2\nu} \frac{\partial T}{\partial x}, \\ \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} + Y &= \frac{\alpha E}{1-2\nu} \frac{\partial T}{\partial y}, \\ \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + Z &= \frac{\alpha E}{1-2\nu} \frac{\partial T}{\partial z}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – компоненты напряжений,

T – температура,

α – коэффициент теплового расширения,

E, ν – упругие константы, которые зависят от температуры и ориентации кристаллографических осей.

При произвольной ориентации монокристалла матрица податливости заполнена полностью. Однако в случае совпадения осей лопатки x, y, z с кристаллографическими осями $[100], [010]$ и $[001]$, она имеет упрощенный вид и содержит три независимые упругие константы.

Соответственно матрица податливости согласно (1) имеет вид

$$S = K^{-1} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{11} & S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{12} & S_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{44} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

На рисунке 1 показан общий вид лопатки с отверстиями для выхода охлаждаемого воздуха и форма внутренних охлаждающих каналов, а также положения кристаллографических осей (КГО) [2].

Зависимости коэффициентов матрицы (2) от температуры могут быть представлены в виде:

$$\begin{aligned} S_{11} &= A_{11} + A_{12}T + A_{13}T^2, \\ S_{12} &= A_{21} + A_{22}T + A_{23}T^2, \\ S_{13} &= A_{31} + A_{32}T + A_{33}T^2, \end{aligned} \quad (3)$$

где A_{ij} – коэффициенты, определяемые для конкретного материала [3].

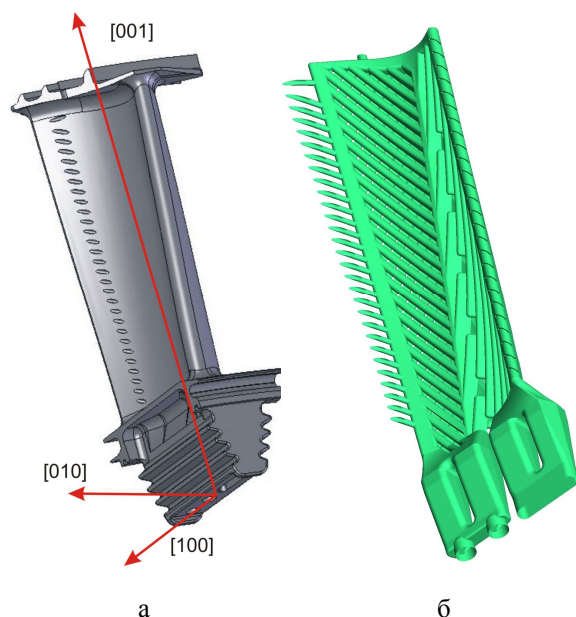


Рис. 1. Охлаждаемая лопатка с обозначением монокристаллических осей (а) и ее система охлаждения в виде вихревой матрицы (б)

Геометрия лопатки является очень сложной и не допускает разделения на части. Поэтому возникает необходимость рассмотрения ее в целостном виде. Сложность внутренней структуры делает построение регулярной гексаэдрической конечно-элементной сетки неоправданно трудоемким процессом.

Отмеченные ранее особенности конструкции рассматриваемой лопатки усложняют создание КЭ сетки. Поэтому ее геометрия должна быть обработана вручную и адаптирована под построение сетки с учетом предполагаемого размера минимального элемента, который определяет общее число элементов модели. В данном случае минимальный размер элемента составлял $3,7713 \cdot 10^{-5}$ мм.

В работе использовано несколько КЭ моделей охлаждаемой лопатки, различающихся густотой и типом элементов (линейный или квадратичный) с различным числом степеней свободы (ЧСС), различным количеством элементов и узлов (Табл. 1).

Таблица 1

Характеристика использованных КЭ моделей охлаждаемой лопатки

Тип конечного элемента	Число элементов	Число узлов	ЧСС
Линейный тетраэдр (4х-узловой)	362 961	83 910	242 367
	602 363	132 908	382 806
	1 142 450	244 713	702 561
	2 069 921	436 228	1 264 614
Квадратичный тетраэдр (10-узловой)	362 961	580 031	1 704 114
	602 275	935 793	2 747 526
	745 393	1 072 656	3 217 968
	1 142 281	1 739 242	более 7 500 000
	2 069 727	3 117 290	более 9 000 000

Результаты расчета с использованием модели на основе квадратичного тетраэдра при ЧСС равном 3 217 968 приняты за "точное" значение, с которым сравнивались результаты, полученные на основе других моделей.

Так как температурные напряжения существенно зависят от градиентов температур, то необходимо уточнить температурное поле лопатки, используя имеющиеся исходные данные.

2. Анализ численных результатов

На основе данных о температуре на поверхности лопатки и температуре охлаждаемого воздуха решалась задача о температурном состоянии лопатки. Рисунок 2 дает представление о распределении температур по объему лопатки.

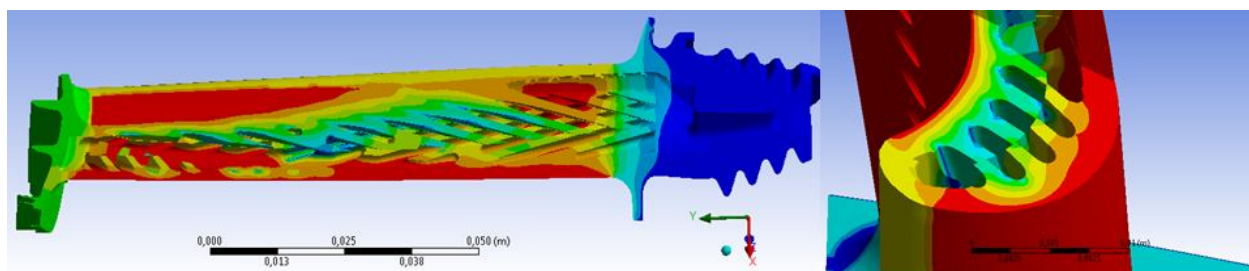


Рис. 2. Распределение температур в различных сечениях лопатки

В результате действия температурных полей лопатка изменяет свои линейные размеры. Определение температурного расширения лопатки позволяет обеспечить необходимые зазоры в лабиринтном уплотнении. Далее с учетом найденного температурного поля решалась задача термоупругости совместно с задачей статического деформирования под действием центробежных сил [4, 5]. Представление о распределении интенсивности статических деформаций в лопатке под действием центробежных сил и температурного поля дает рис. 3.

На рисунке 4 представлено распределение эквивалентных напряжений на поверхности и зоны локализации в охлаждаемых каналах. Видно, что максимальные напряжения возникают локально в охлаждаемых каналах.

Распределение интенсивностей напряжений по поверхности и в продольном сечении монокристаллической охлаждаемой лопатки представлено на рис. 5. Зоны максимальных интенсивностей температурных напряжений соответствуют зонам наибольших градиентов температур (см. рис. 2). Сравнение с НДС лопатки под действием только центробежных сил при температуре $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ [4] показывает, что основное влияние на НДС оказывает неравномерное температурное поле.

Наибольшая интенсивность напряжений при действии только центробежных сил составляет менее 1 МПа . Наибольшая интенсивность напряжений при совместном действии центробежных сил и температурного поля составляет 260 МПа [5].

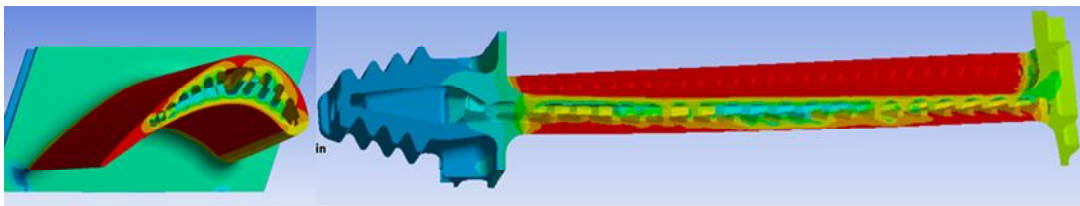


Рис. 3. Распределение интенсивностей деформаций в сечениях рабочей лопатки под действием центробежных сил и температурного поля



Рис. 4. Распределение эквивалентных напряжений на поверхности лопатки и в местах локализации

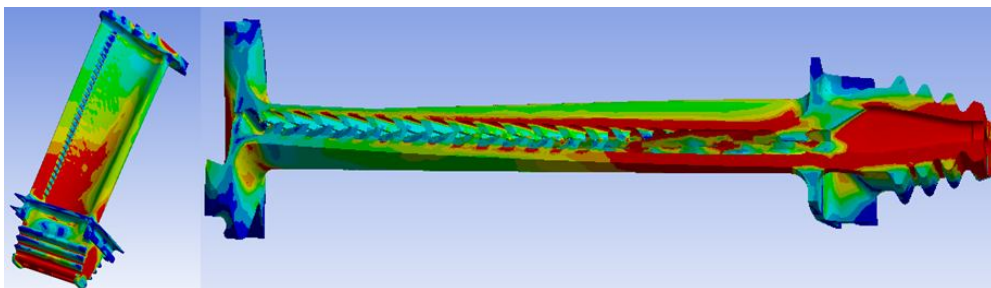


Рис. 5. Распределение интенсивностей напряжений на поверхности и в сечении рабочей лопатки под действием центробежных сил и температурного поля

Заключение

Температурные поля охлаждаемой лопатки определяются температурой газа и охлаждающим воздухом. Они вызывают температурное расширение

лопатки, которое следует учитывать при определении зазоров в лабиринтном уплотнении.

Основной вклад в НДС лопатки вносят термоупругие напряжения. При этом наибольшие интенсивности напряжения находятся в местах макси-

мальных градиентов температур. Как правило, это соответствует местам на поверхности охлаждающих каналов и отверстий для выхода охлаждающего воздуха. Эти напряжения, контроль которых затруднен, соответствуют величине напряжений на поверхности лопатки. Это дает возможность контроля и диагностики максимальных напряжений.

Максимальные напряжения, возникающие при совместном действии центробежных сил и температурных полей не достигают предела прочности.

Литература

1. Ножницкий, Ю. А. О прочностной надежности монокристаллических рабочих лопаток высокотемпературных турбин перспективных ГТД [Текст] / Ю. А. Ножницкий, Е. Р. Голубовский // Прочность материалов и ресурс элементов энергооборудования. Тр. ЦКТИ. – Вып. 296. – СПб., 2009. – С. 74-82.

2. Проблемы вибрационного состояния фундаментов, сейсмостойкости и прочности турбомашин. Часть 2 [Текст] / Ю. С. Воробьев, Л. Б. Гецов, Б. Е. Мельников, А. С. Семенов // Научно-технические ведомости СПб ГПУ. – 2013. – № 1-4(183). – С. 302-319.

3. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов [Текст] : моногр. / Р. Е. Шалин, И. Л. Светлов, Е. Б. Качанов и др. – М. : Машиностроение, 1997. – 336 с.

4. Воробьев, Ю. С. Влияние центробежных сил на статику и динамику элементов ГТД [Текст] / Ю. С. Воробьев, Н. Ю. Овчарова, К. Д. Тыртышников // Восточно Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – № 3/12(63). – С. 47-49.

5. Анализ термоупругого состояния охлаждаемой монокристаллической лопатки ГТД [Текст] / Р. Жондовски, Ю. С. Воробьев, Н. Ю. Овчарова, Т. Ю. Евченко // Механіка та машинобудування. – 2013. – № 1 – С. 23 – 28.

Поступила в редакцию 5.04.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

ОСОБЛИВОСТІ TEMПЕРАТУРНОГО І ТЕРМОПРУЖНОГО СТАНУ МОНОКРИСТАЛІЧНОЇ ОХОЛОДЖУВАНОЇ ЛОПАТКИ ГТД

Ю. С. Воробйов, Н. Ю. Овчарова, Т. Ю. Берлізова, С. Б. Кулішов, О. М. Скрицький

Проведено аналіз температурного і термопружної станів охолоджуваної монокристалічної лопатки з вихровою системою охолодження. Побудовано тривимірну модель лопатки з урахуванням складної геометричної форми і неоднорідності матеріалу. Методом скінчених елементів вирішуються задачі: про розподіл температур за об'ємом лопатки і впливу температурного поля на її напружено-деформований стан. Враховується дія температурних полів і відцентрових сил. Наводяться результати чисельного аналізу розподілу температур і напружено-деформованого стану реальної лопатки.

Ключові слова: монокристалічний матеріал, охолоджувана лопатка, МСЕ, термопружність.

FEATURES TEMPERATURE AND THERMOELASTIC STATE OF MONOCRYSTALLINE COOLING BLADES OF GAS TURBINE ENGINES

Yu. S. Vorobiov, N. Yu. Ovcharova, T. Yu. Berlizova, S. B. Kulishov, A. N. Skritsky

The analysis of temperature and thermoelastic states of cooled single crystal blade of gas turbine engine with vortex cooling system are considered. Three-dimensional model taking into account the complex geometrical shape and material inhomogeneity was builded. Finite element method solved the problem: the temperature distribution by volume the blade and the influence of the temperature field on the stress-strain state of the blade. The effect of temperature fields and centrifugal forces take into account. Numerical investigation results of stress-strain state of real blade are presented.

Keywords: one single alloy, cooled blade, FEM, thermoelastic.

Воробьев Юрий Сергеевич – д-р техн. наук, профессор, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: vorobiev@ipmach.kharkov.ua.

Овчарова Наталья Юрьевна – ведущий инженер отдела нестационарных механических процессов, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков, Украина.

Берлизова Татьяна Юрьевна – аспирант, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина.

Кулишов Сергей Борисович – зам. Генерального конструктора по новой технике, ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина.

Скрицкий Александр Николаевич – начальник отдела динамики и прочности, ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина, e-mail: spe@machproekt.nikolaev.ua.

УДК 621.452.3:669.018.44:539.431

Д. Ф. СИМБИРСКИЙ, А. А. БРУНАК

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

ВЛИЯНИЕ ВЫДЕРЖЕК В ЦИКЛЕ НАГРУЖЕНИЯ ОБРАЗЦОВ ИЗ СПЛАВА ЖС-6КП НА ИХ СОПРОТИВЛЕНИЕ МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ

Рассмотрен и экспериментально для примера сплава ЖС-6КП при рабочей температуре 1000°C подход к повышению эффективности разрабатываемого метода учета влияния выдержек на максимальных режимах циклического нагружения образцов сплава при их испытаниях на сопротивление малоциклового усталости (МЦУ). Подход основан на уточнении известных закономерностей повторно-статической усталости материала по вопросу использования альтернативных общепринятых коэффициентов чувствительности материала к количеству прерываний нагружения. Эффективность подхода подтверждается путем сравнения расчетных и экспериментально полученных моделей МЦУ указанного материала в условиях выдержек на максимальных режимах его циклического нагружения.

Ключевые слова: повторно-статическая усталость, малоцикловая усталость, экспериментальное подтверждение, выдержки в цикле нагружения, сплав ЖС-6КП.

1. Постановка задачи

Одной из актуальных проблем прогнозирования малоциклового долговечности деталей авиационных ГТД является учет влияния выдержек на максимальных (взлетных) режимах работы двигателя при выполнении им реальных полетных циклов. В научно-практическом плане эта проблема выглядит как прогнозирование сопротивления материала детали малоциклового усталости (МЦУ) в условиях повторяющегося от одного полетного цикла к другому отнулевого трапециевидного цикла нагружения с выдержкой τ_B на максимальном режиме (рис. 1а).

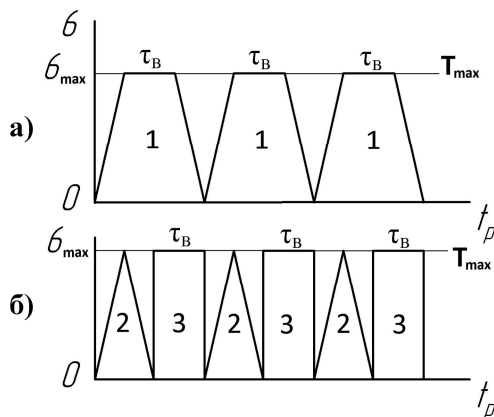


Рис. 1. Представление реального отнулевого трапециевидного полетного цикла нагружения 1 (а) в виде суммы отнулевого треугольного цикла МЦН 2 и цикла ПСН 3 (б)

Предложен метод решения указанной проблемы, основанный на представлении реального трапе-

циевидного цикла в виде суммы двух отнулевых циклических воздействий (рис. 1б): треугольного малоциклового нагружения (МЦН) и П-образного цикла повторно-статического нагружения (ПСН) и линейного суммирования повреждений материала детали от МЦН и ПСН с учетом их взаимного влияния [1]. В методе используются закономерности ПСН и повторно-статической усталости (ПСУ), традиционное изложение которых приведено, например, в работах [2-5].

Метод реализован для жаропрочного сплава ЖС-6К при рабочих температурах 800°C и 1000°C и ЭИ-437Б при температуре 750°C и доведен до построения соответствующих моделей МЦУ при различных значениях выдержек в цикле τ_B . Для сплава ЭИ-437Б получено удовлетворительное количественное совпадение расчетных данных с экспериментальными [1].

В последующем получено экспериментальное подтверждение метода путем построения экспериментальных кривых МЦУ при наличии выдержки в цикле для сплава ЖС-6КП при температуре 1000°C на основании опытных данных [6,7] и их сравнение с расчетными кривыми МЦУ. В работе [8] путем углубленной обработки тех же опытных данных [6,7] исследованы положенные в основу метода закономерности ПСУ для сплава ЖС-6КП, обнаружены некоторые их отличия от традиционного взгляда и предложены альтернативные варианты коэффициента чувствительности материала к ПСН.

В связи с изложенным, в настоящем исследовании поставлены следующие задачи:

1. Внести изменения в алгоритм предложенного метода учета выдержек в цикле нагружения [1], которые следуют из проведенных в [9] исследований закономерностей ПСУ сплава ЖС-6КП по экспериментальным данным [6,7].

2. По данным [6,7] построить экспериментальные кривые МЦУ для сплава ЖС-6КП с учетом выдержек в цикле и сравнить их с соответствующими расчетными кривыми МЦУ, полученными с помощью уточненного метода [1].

2. Основные положения предложенного метода

2.1. Закономерности ПСН [2-5]

Закономерности и представление ПСН как длительного статического нагружения (ДСН) при повышенных температурах с z прерываниями нагружения многократно рассматривались в технической литературе, в частности, и в работах [2-5]. В их основу положено предложенное В.И. Цейтлиным [2] понятие **коэффициента чувствительности материала K_z к количеству z повторных нагружений** статическим напряжением σ (при повышенных температурах) или, что то же, прерываний такого нагружения. При заданной температуре T предложенная зависимость для K_z имеет вид

$$K_z = \frac{\sigma(T, t_p)}{\sigma_z[T, t_{pz}]}, \quad (1)$$

где $\sigma(T, t_p)$ – предел ДП материала, определяемый по следующей распространенной модели

$$\sigma(T, t_p)^{m(T)} \cdot t_p = A(T) \quad (2)$$

или в логарифмических координатах

$$m(T) \cdot \lg \sigma(T, t_p) + \lg t_p = \lg A(T), \quad (3)$$

$\sigma_z[T, t_{pz}]$ – предел ДП прочности материала при условии z прерываний нагружения, температуре T и времени до разрушения t_{pz} , который следует, на наш взгляд, квалифицировать как **предел ПСУ материала**;

$t_p = t_p(\sigma, T)$ и $t_{pz} = t_{pz}(\sigma, T, z)$ – времена до разрушения при непрерывном и с z прерываниями нагружений материала, соответственно. В [1] получено, что t_p и t_{pz} связаны между собой следующим приближенным соотношением

$$t_{pz} = t_p \cdot [K_z]^{m(T)} \quad (4)$$

На рисунке 2 приведены геометрические представления, поясняющие физический смысл формулы (1) и ее составляющих.

В работах [2, 3] показано, что $K_z < 1$ и что тогда из (1) следует неравенство $t_{pz} < t_p$. Это, по мнению авторов, означает, что при ПСН долговечность соответствует некоторому **фиктивному напряжению**

$$\sigma_\phi[T, t_{pz}] = \frac{1}{K_z} \cdot \sigma(T, t_p).$$

Кроме того, авторы [2,3] для построения модели ПСУ используют зависимость (2) с таким же значением параметра $m(T)$, а также полагают независимость $m(T)$ от величины приложенного напряжения $\sigma(T, t_p) = \sigma_z[T, t_{pz}]$.

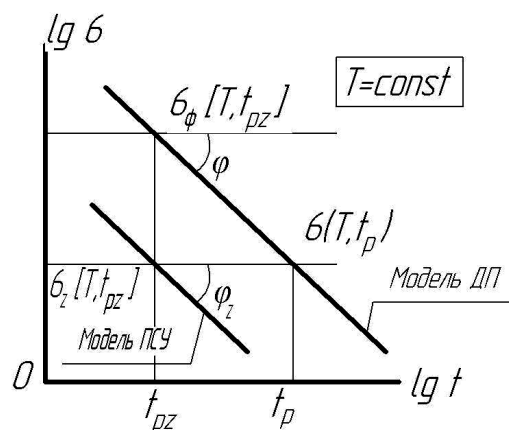


Рис. 2. Взаимное расположение исходной модели ДП ($z=1$) и модели ПСУ при $z > 1$

Последнее определяет параллельное расположение моделей ДП и ПСУ в логарифмических координатах, тангенс углов наклона ϕ_z которых равен $1/m$.

Зависимость K_z от z , определяющая основные закономерности ПСУ, находится из эксперимента и с достаточной точностью в пределах $1 \cdot 10^2 < z < 1 \cdot 10^3 - 1 \cdot 10^5$, как показано в технической литературе [3-5], может быть аппроксимирована линейной полулогарифмической зависимостью типа

$$K_z = -k_1 \lg z + k_2. \quad (5)$$

На рисунке 3 в качестве иллюстрации приведены известные экспериментальные зависимости K_z от z .

Приведенные выше закономерности ПСУ использованы в предложенном нами методе учета влияния выдержек в цикле нагружения материала на его МЦУ [1]. Один из этапов верификации метода заключался в проведении сравнения, которое признано положительным [8], полученных с его помощью расчетных кривых МЦУ сплава ЖС-6КП при наличии выдержек в цикле нагружения с кривыми МЦУ, полученными на основе экспериментальных данных [6, 7].

В настоящем исследовании на основе продолжения обработки опытных данных [6, 7] решается задача экспериментального подтверждения и уточнения приведенных выше закономерностей ПСУ.

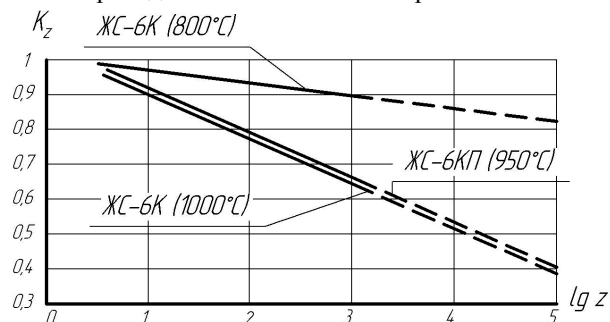


Рис. 3. Зависимости коэффициента K_z от количества прерываний нагружений z для сплавов ЖС-6К и ЖС-6КП

2.2. Линейное суммирование повреждений материала от составляющих нагружений с учетом их взаимного влияния [1]

В принятой схеме нагружения материала суммарное повреждение Π_Σ может быть представлено линейной суммой повреждений от двух составляющих нагружений: $\Pi_{\text{МЦУ}} = \frac{z_{\text{р}\Sigma}}{z_{\text{р}}(\sigma_{\text{max}}, T_{\text{max}})}$, вызываемого отнулевым треугольным циклом МЦН, и $\Pi_{\text{ПСУ}} = \frac{\tau_\Sigma}{t_{\text{pz}}}$, вызываемого ПСН с выдержками τ_B , суммарная длительность которого $t_\Sigma = z_{\text{р}\Sigma} \cdot \tau_B$, а величина t_{pz} – время до разрушения с учетом $z_{\text{р}\Sigma}$ прерываний нагружения при ПСН, которое связано с $t_{\text{р}}$ зависимостью (4); $z_{\text{р}\Sigma}$ – количество треугольных циклов МЦН и, одновременно, прерываний нагружения в ПСН; $z_{\text{р}}(\sigma_{\text{max}}, T_{\text{max}})$ – количество треугольных циклов МЦН до разрушения.

Тогда условие разрушения детали, из которого можно найти ее циклическую долговечность $z_{\text{р}\Sigma}$, можно представить в виде

$$\Pi_\Sigma = \Pi_{\text{МЦУ}} + \Pi_{\text{ПСУ}} = \frac{z_{\text{р}\Sigma}}{z_{\text{р}}(\sigma_{\text{max}}, T_{\text{max}})} + \frac{z_{\text{р}\Sigma} \cdot \tau_B}{t_{\text{pz}}} = \frac{z_{\text{р}\Sigma}}{z_{\text{р}}(\sigma_{\text{max}}, T_{\text{max}})} + \frac{z_{\text{р}\Sigma} \cdot \tau_B}{t_{\text{р}}(\sigma_{\text{max}}, T_{\text{max}}) \cdot [K_z]^{m(T)}} \geq 1. \quad (6)$$

В [1] показано, что решение нелинейного уравнения (6) относительно $z_{\text{р}\Sigma}$ можно осуществить методом подбора с помощью пакета Excel. С помощью метода половинного деления, программно реа-

лизованного на языке C++, получено подтверждение достаточно высокой точности метода подбора.

3. Исследование закономерностей ПСУ сплава ЖС-6КП на основе экспериментальных данных [6,7]

Значительный объем исследований по вопросу подтверждения достоверности (верификации) и эффективности предложенного метода [1] выполнен на базе экспериментальных данных, полученных в [6, 7] при испытаниях стандартных образцов из сплава ЖС-6КП на циклическую долговечность в условиях выдержек в цикле нагружения.

Испытания [6, 7] проводились в потоке продуктов сгорания авиационных керосиновых топлив при синхронном изменении температуры и напряжения в цикле с полной разгрузкой после выдержек τ_B при различных σ_{max} и $T_{\text{max}}=1000^\circ\text{C}$, и охлаждением до $T_{\text{min}}=350^\circ$. Реализация указанных на рис. 4б законов изменения температуры и механического нагружения осуществлялась с помощью автоматизированной системы управления испытаниями.

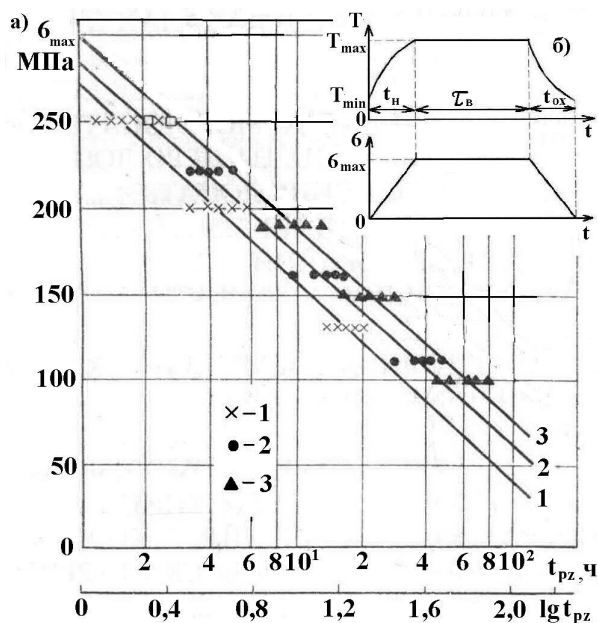


Рис. 4. Исходные экспериментальные кривые долговечности $\sigma_{\text{max}} - t_{\text{pz}}$ (а) и законы изменения σ и T (б): 1 – $\tau_B=0,5$ мин, 2 – $\tau_B=5$ мин, 3 – $\tau_B=60$ мин

При испытаниях образцов использовался один режим термоциклирования $T_{\text{min}} \leftrightarrow T_{\text{max}}=350 \leftrightarrow 1000^\circ\text{C}$ со скоростью нагрева и охлаждения 50 град/с. Таким образом, время термоцикла нагрев-охлаждение без выдержки τ_B принято равным $t_{\text{H}} + t_{\text{охл}} = 0,5$ мин. На этом одном режиме задавались три значения выдержек τ_B : 0,5 мин, 5 мин и 60 мин, а для каждого зна-

чения τ_B – по три значения максимальных напряжений $\sigma_{\max}$: 100, 200 и 250 МПа. На каждом из указанных девяти вариантов термомеханических нагружений до разрушения доводились по пять образцов.

По результатам статистической обработки установлено [6], что полученные кривые долговечности (рис.4а) для каждого значения τ_B могут быть аппроксимированы линейными функциями в логарифмическом масштабе по времени до разрушения

$$\sigma_{\max} = A + B \lg t_{pz}, \quad (7)$$

где A , B – коэффициенты, различные для трех величин выдержек в цикле.

3.1. Экспериментальные модели ПСУ сплава ЖС-6КП [9]

В работе [9] подробно описана технология определяющего этапа обработки экспериментальных данных [6, 7] – построения моделей ПСУ сплава ЖС-6КП при $T_{\max}=1000^\circ\text{C}$ для трех значений $z=100$; 200 и 300 прерываний нагружения, каждая из которых включает по три значения $\tau_B=0,5$ мин; 5 мин и 60 мин, то есть всего девять экспериментальных точек « $\sigma_{\max} - t_{pz}$ ».

На рисунке 5 для рабочей температуры $T_{\max}=1000^\circ\text{C}$ приведены исходная модель ДП сплава ЖС-6КП, построенные только по экспериментальным данным [6,7], модели ПСУ для трех значений z . Последние аппроксимированы путем статистической обработки указанных выше 9-ти точек, которые представлены линиями регрессии в логарифмической системе координат в следующей форме, аналогичной (3) для исходной кривой ДП

$$m_z \cdot \lg \sigma(T, t_{pz}) + \lg t_{pz} = \lg A_z, \quad (8)$$

где величины $m_z = m_z(T, z)$ и $A = A_z(T, z)$ для трех значений z прерываний нагружения приведены в таблице 1.

Таблица 1

Коэффициенты m_z и A_z
аппроксимации (8) кривых ПСУ

Z, циклов	m_z	$\lg A_z$
100	3,55	8,72
200	2,74	6,82
300	2,42	5,98

Необходимо подчеркнуть, что приведенные на рис. 5 модели ПСУ сплава ЖС-6КП построены исключительно по результатам прямых экспериментальных данных [6, 7].

В [9] по экспериментальным моделям ПСУ построены также чисто экспериментальные зависимости для коэффициентов чувствительности материала к прерываниям нагружения от z и некоторых других

факторов, что позволило провести детализированное исследование их особенностей.

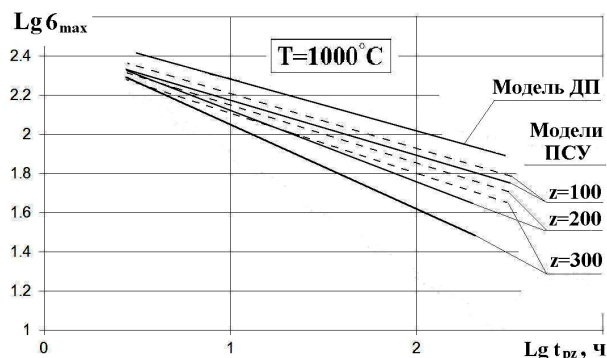


Рис. 5. Исходная модель ДП и экспериментальные модели ПСУ сплава ЖС-6КП для различных значений z . Пунктирные линии – модели ПСУ, построенные при условии независимости K_z от $\sigma_{\max}$ по данным [3]

3.2. Коэффициенты чувствительности сплава ЖС-6КП к прерыванию нагружения

Качественный анализ взаимного расположения моделей ДП и полученных ПСУ сплава ЖС-6КП (рис. 5) для различных z свидетельствует, что коэффициент K_z , определяемый формулой (1) и рис. 1, зависит от величины $\sigma_{\max}$.

Для количественного анализа зависимости K_z от $\sigma_{\max}$ в [9] использованы аппроксимации z -товых моделей ПСУ типа (8), коэффициенты m_z и A_z которых приведены в таблице 1. Из рисунка 6 следует существенный разброс коэффициента K_z по $\sigma_{\max}$. Кроме того, использование K_z приводит к условности из-за участия в его определении некоего понятия «фиктивного напряжения» $\sigma_f[t, t_{pz}]$ (см. раздел 2.1).

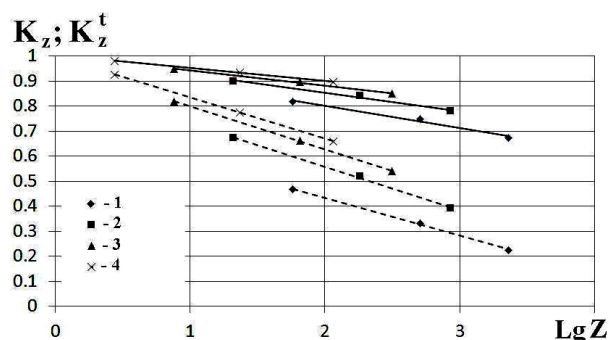


Рис. 6. Коэффициенты чувствительности сплава ЖС-6КП к прерыванию нагружения K_z и K_z^t (пунктир), построенные для различных значений $\sigma_{\max}$: 1 – 100 МПа, 2 – 150 МПа, 3 – 200 МПа, 4 – 250 МПа

С целью устранения этой условности в [9] предложены и частично исследованы более удобные, на наш взгляд, чем K_z , коэффициенты чувствительности сплава ЖС-6КП к количеству z прерываний нагружения.

Так, рассмотрены коэффициенты чувствительности материала к прерыванию нагружения K_z^t по критерию уменьшения времени до разрушения t_{pz} по сравнению с t_p

$$K_z^t = \frac{t_{pz}}{t_p} \quad (9)$$

и по критерию изменения угла наклона $\varphi = \arctg \frac{1}{m}$

или $\varphi_z = \arctg \frac{1}{m_z}$ (рис. 1), а именно:

$$K_z^m = \frac{m_z}{m} \quad (10)$$

Как показано на рис. 6, зависимости коэффициента чувствительности K_z^t от $\sigma_{\max}$ еще более значительны, чем для K_z . В то же время для коэффициента чувствительности K_z^m она отсутствует по определению, что следует, например, из рис. 1 и 5.

Безусловно, перспективным является коэффициент влияния прерываний K_z^m , который по определению не зависит от величины $\sigma_{\max}$. Однако его использование в приложениях, в частности, в предложенном методе [1], требуют проведения дополнительных исследований.

Учитывая, что в основе всех реальных вариантов экспериментального построения моделей ПСУ фактически лежат прямые измерения значений t_p и t_{pz} , использование коэффициента влияния прерываний K_z^t при обязательном учете влияния на него $\sigma_{\max}$ признано предпочтительным.

3.3. Расчет отдельных точек экспериментальной модели МЦУ сплава ЖС-6КП с учетом выдержек τ_B в цикле по опытным данным [6,7]

На рисунке 4 приведены экспериментальные кривые долговечности сплава для $i=1,2,3$ значений выдержек τ_B в цикле нагружения ($1 - \tau_B=0,5$ мин, $2 - \tau_B=5$ мин, $3 - \tau_B=60$ мин). Каждая из них построена для трех различных величин $\sigma_{\max ij}$ ($j=1,2,3$). Каждому из $i \times j=9$ значений напряжений $\sigma_{\max ij}$ соответствует свое значение числа циклов $z_{p ij}$ до разрушения, величину которого рассчитываем **непосредственно** по экспериментальным данным в следующей последовательности:

– по вытекающей из (6) формуле

$$\lg t_{pz ij} = \frac{1}{B_i} (\sigma_{\max ij} - A_i),$$

рассчитываем $i \times j=9$ значений времен до разрушения t_{pz} для $i=3$ значений выдержек τ_B и $j=3$ значений $\sigma_{\max ij}$; – количество циклов до разрушения $z_{p ij}$, соответствующее i -ой выдержке и ij -ому напряжению $\sigma_{\max}$ рассчитывается по следующей формуле

$$z_{p ij} = \frac{t_{p ij}}{t_{ci}},$$

где $t_{ci} = \tau_{Bi} + 0,5$ мин.

Таким образом, по приведенным выше формулам и моделям долговечности (рис. 4) **исключительно по экспериментальным данным** [6, 7] рассчитаны $i \times j=9$ значения точек для трех фрагментов экспериментальной МЦУ (рис. 7) с выдержками τ_B .

4. Построение расчетных моделей МЦУ сплава ЖС-6КП с выдержками τ_B в цикле нагружения

Целью раздела является построение расчетных моделей МЦУ сплава ЖС-6КП с помощью предлагаемого метода [1] для сравнения их с полученными выше соответствующими точками, полученными в разделе 3.3.

Рассматривались два варианта метода. **Первый вариант** использует приведенные в разделе 2.1 традиционные закономерности ПСУ с коэффициентом K_z чувствительности материала к прерываниям нагружения напряжения $\sigma_{\max}$ при условии его независимости от $\sigma_{\max}$. **Второй вариант** использует альтернативный коэффициент $K_z^t = K_z^t(z, \sigma_{\max})$ чувствительности к прерыванию, реализующий критерий уменьшения времени до разрушения образца (9).

При этом оба коэффициента чувствительности материала к прерыванию нагружения K_z и K_z^t для сплава ЖС-6КП при $T_{\max}=1000^\circ\text{C}$ найдены непосредственно из экспериментальных данных [6, 7] и приведены на рис. 6. Одна из двумерных аппроксимаций K_z^t , использованная в варианте 2 метода, приведена на рис. 7.

Используемое для построения расчетных кривых МЦУ с выдержками в цикле для сплава ЖС-6КП уравнение суммирования повреждений (6) для **первого варианта** остается без изменений, а для **второго варианта**, с учетом определения (9), принимает вид:

$$\Pi_\Sigma = \frac{z_{p\Sigma} \cdot (\sigma_{\max})^{M_i(T)}}{C_i(T)} + \frac{z_{p\Sigma} \cdot \tau_B \cdot (\sigma_{\max})^{m_i(T)}}{A(T) \cdot (k_2 - k_1 \lg z_{p\Sigma})^{m(T)}} \geq 1 \quad (12)$$

и

$$\Pi_{\Sigma} = \frac{z_{p\Sigma} \cdot (\sigma_{\max})^{M_i(T)}}{C_i(T)} + \frac{z_{p\Sigma} \cdot \tau_B \cdot (\sigma_{\max})^{m_i(T)}}{A(T) \cdot K_z^t(z, \sigma_{\max})} \geq 1, \quad (13)$$

где $M_i(T)$ и $C_i(T)$ – параметры общеизвестной модели МЦУ $\sigma_{\max}^{M_i(T)} \cdot z_p = C_i(T)$. z_p – количество трехугольных циклов до разрушения;

$i=1, 2$ – показывает наличие двух участков кривой МЦУ с перегибом вблизи $z=1 \cdot 10^3$ циклов;

k_1, k_2 – параметры аппроксимации коэффициента K_z , в соответствии с формулой (5);

$m(T), A(T)$ – параметры исходной модели ДП материала типа (2);

$K_z^t(z, \sigma_{\max})$ – двумерная аппроксимация коэффициента чувствительности к прерыванию нагружения сплава ЖС-6КП при $T_{\max}=1000^\circ\text{C}$ (рис. 7).

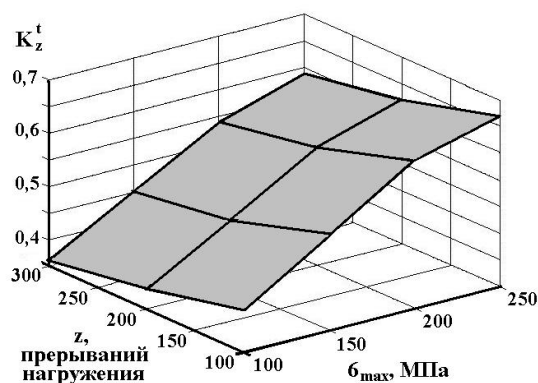


Рис. 7. Двумерная кусочно-линейная аппроксимация коэффициента чувствительности сплава ЖС-6КП

$K_z^t = K_z^t(z, \sigma_{\max})$, построенная по экспериментальным данным, приведенным на рис. 6

Численные значения коэффициентов уравнений (12) и (13) для сплава ЖС-6КП при $T_{\max}=1000^\circ\text{C}$ приведены в таблице 2.

Таблица 2
Значения коэффициентов уравнений (12) и (13)

$m(T)$	$A(T)$	$\frac{M_1(T)}{M_2(T)}$	$\frac{C_1(T)}{C_2(T)}$	$\frac{k_1}{k_2}$
3,78	$4,3 \cdot 10^9$	$\frac{8,32}{14,1}$	$\frac{5,41 \cdot 10^{22}}{3,95 \cdot 10^{36}}$	$\frac{0,0891}{0,9784}$

Решение нелинейных уравнений (12) и (13), указанным в разделе 2.2 способом, позволили получить расчетные модели МЦУ для сплава ЖС-6КП с различными выдержками τ_B в цикле нагружения для указанных выше двух вариантов предлагаемого метода [1], которые приведены на рис. 8. На рисунке 8 также приведены истинные экспериментальные значения

отдельных точек МЦУ, определенные в разделе 3.3.

Качественный анализ данных рис. 8 позволяет, по нашему мнению, констатировать большую близость к экспериментальным точкам расчетного варианта 2 МЦУ, построенного с помощью коэффициента K_z^t чувствительности сплава ЖС-6КП к прерываниям нагружения (9) с учетом его зависимости от $\sigma_{\max}$ (рис. 7).

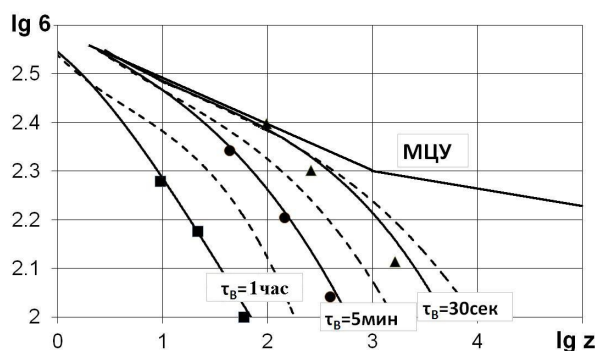


Рис. 8. Расчетные модели МЦУ сплава ЖС-6КП с выдержками τ_B в цикле нагружения, построенные с помощью предложенного метода [8] для двух вариантов функции чувствительности сплава к прерыванию нагружения: $K_z = K_z(z, T_{\max})$ при $\sigma_{\max} = \text{const}$ (пунктир) и $K_z^t = K_z^t(\sigma_{\max}, T_{\max}, z)$ (сплошная линия) с нанесенными точками экспериментальной модели МЦУ

Предложенный метод учета влияния выдержек τ_B в цикле нагружения на МЦУ материала, помимо построения моделей ПСУ и МЦУ, позволяет проводить количественный анализ механизма разрушения материала: отдельно определить зависящие от $z_{p\Sigma}$ и $\sigma_{\max}$ доли выработки ресурса материала $\Pi_{\text{МЦУ}}$, и $\Pi_{\text{ПСУ}}$, вызываемые указанными двумя составляющими нагружения (рис. 1) при различных τ_B , выражаемыми первыми и вторыми членами уравнений (12) и (13), соответственно.

Такая информация для рассматриваемого сплава ЖС-6КП при 1000°C приведена на рис. 9, из которого очевидны качественные смещения области превалирования разрушения от МЦУ в сторону больших $\sigma_{\max}$, меньших $z_{p\Sigma}$ и τ_B , а области превалирования разрушения от ПСУ – в сторону меньших $\sigma_{\max}$, больших $z_{p\Sigma}$ и τ_B (последние два фактора определяют время ДСН материала с прерыванием нагружений $t_{pz} = z_{p\Sigma} \cdot \tau_B$). При необходимости этот механизм может быть рассмотрен на количественном уровне.

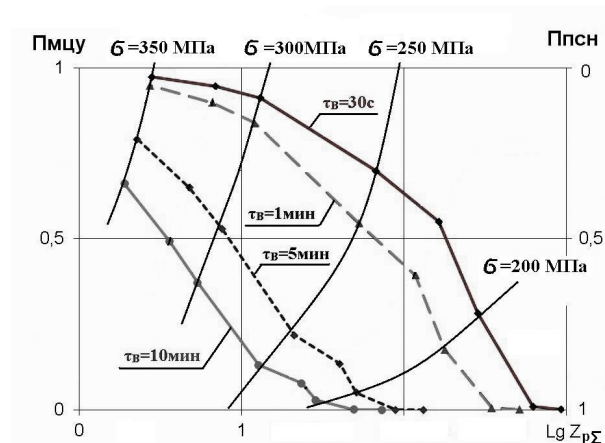


Рис. 9. Зависимости повреждаемостей $P_{мцу}$ и $P_{псн}$ сплава ЖС-6КП при $T=1000^{\circ}\text{C}$ от количества циклов или прерываний нагружения $Z_{p\Sigma}$, величины прерываемого напряжения $\sigma_{\max}$ и выдержки τ_b на максимальном режиме цикла

Заключение

По результатам проведенных исследований можно констатировать, что поставленные перед ними задачи, в основном выполнены. В частности:

1. Построенные исключительно по экспериментальным данным [6,7] модели ПСУ сплава ЖС-6КП с учетом выдержек в цикле нагружения позволили уточнить известные закономерности ПСУ (раздел 2.1) и предложить альтернативные более универсальные коэффициенты чувствительности материала к прерыванию нагружений.

2. По результатам п.1 внесены соответствующие изменения в алгоритм предложенного в [1] метода учета выдержек τ_b на максимальном режиме цикла нагружения материала и циклическую долговечность.

3. Сравнение расчетных и экспериментальных по данным [6, 7] моделей МЦУ сплава ЖС-6КП с учетом выдержек позволило рекомендовать для применения в предложенном методе [1] коэффициент чувствительности к прерыванию нагружения K_z^t , используя при этом двумерную его аппроксимацию по величинам z и $\sigma_{\max}$. Отметим также, что для экспериментального построения K_z^t достаточно прямое определение двух величин – t_p и t_{pz} .

4. Определенная ограниченность приведенных выше выводов и рекомендаций связана с ограниченностью информации, как по номенклатуре исследованных материалов, так и по объему экспериментальных данных [6, 7] для сплава ЖС-6КП, что вызывает необходимость проведения дальнейших исследований проблемы.

Литература

1. Симбирский, Д. Ф. Модельные исследования влияние выдержек в цикле на сопротивление материала малоциклового усталости с использованием закономерностей повторно-статического нагружения [Текст] / Д. Ф. Симбирский, А. А. Брунак // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 9(106). – С. 166-172.
2. Цейтлин, В. И. Оценка прочности деталей в условиях многокомпонентного нагружения [Текст] / В. И. Цейтлин // *Проектирование и доводка авиационных ГТД* : сб. тр. – Куйбышев, 1974. – Вып. 67. – 120 с.
3. Кузнецов, Н. Д. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей [Текст] / Н. Д. Кузнецов, В. И. Цейтлин. – М. : Машиностроение, 1976. – 216 с.
4. Цейтлин, В. И. Оценка циклической долговечности деталей, работающих при сложных программах нагружения [Текст] / В. И. Цейтлин, Д. Г. Федорченко // *Проблемы прочности*. – 1983. – № 2. – С. 13-19.
5. Ануров, Ю. М. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и силовых установок [Текст] / Ю. М. Ануров, Д. Г. Федорченко. – СПб. : Изд-во СПбГПУ, 2004. – 390 с.
6. Иваненко, В. А. Исследование долговечности деформированного лопаточного сплава ЖС6КП при повторном статическом нагружении [Текст] / В. А. Иваненко // *Эксплуатационная надежность авиационных газотурбинных двигателей* : Межвуз. сб. науч. тр. – К. : КИИГА, 1981. – С. 40-44.
7. Лозицкий, Л. П. Результаты исследования долговечности жаропрочных материалов при повторном статическом нагружении [Текст] / Л. П. Лозицкий, А. Н. Ветров, В. А. Иваненко // *Проблемы прочности*. – 1982. – № 9. – С. 15-20.
8. Симбирский, Д. Ф. К вопросу верификации метода учета влияния выдержек в цикле на сопротивление жаропрочных материалов малоциклового усталости [Текст] / Д. Ф. Симбирский, А. А. Брунак // *Проблемы динамики и прочности в турбомашиностроении* : тез. докл. 5-й Междунар. науч.-тех. конф. (Киев 23-30 мая 2014). – К. : ИПП им. Г.С. Писаренко НАН Украины, 2014. – С. 227-228.
9. Симбирский, Д. Ф. Чувствительность сплава ЖС-6КП к повторности длительных статических нагружений при повышенных температурах [Текст] / Д. Ф. Симбирский, А. А. Брунак // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 7(114). – С. 125-130.

Поступила в редакцию 25.05.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

ВПЛИВ ВИТРИМОК В ЦИКЛІ НАВАНТАЖЕННЯ ЗРАЗКІВ ІЗ СПЛАВУ ЖС-6КП НА ЇХ ОПІР МАЛОЦИКЛОВОЇ ВТОМИ

Д. Ф. Симбірський, А. О. Брунак

Розглянуто та експериментально для прикладу сплаву ЖС-6КП при робочій температурі 1000°C підхід до підвищення ефективності розробленого методу врахування впливу витримок на максимальних режимах циклічного навантаження зразків сплаву при їх випробуваннях на опір малоциклової втоми (МЦВ). Підхід засновано на уточненні відомих закономірностей повторно-статичної втоми матеріалу з питання використання альтернативних загальноприйнятих коефіцієнтів чутливості матеріалу до кількості переривань навантаження. Ефективність підходу підтверджується порівнянням розрахункових і експериментально отриманих моделей МЦВ зазначеного матеріалу в умовах витримок на максимальних режимах його циклічного навантаження.

Ключові слова: повторно-статична втома, малоциклова втома, експериментальне підтвердження, витримки в циклі навантаження, сплав ЖС-6КП.

THE IMPACT OF HOLDS, PRESENT IN LOADING CYCLE ON ЖС-6КП ALLOY ABILITY TO STAND LOW CYCLE FATIGUE

D. F. Simbirskij, A. A. Brunak

The paper addresses the proposals for improving the method of considering holds impact on low cycle fatigue at maximum loading modes. The effectiveness of proposals was experimentally validated for ЖС-6КП samples (T=1000°C). Authors specify known regularities of repeated-static fatigue of material by introducing new sensitivity coefficients. The alternative to known sensitivity coefficients consider the way number of interrupted loadings affect the low cycle fatigue. The efficiency of the proposals was validated by comparing analytical and experimental LCF models for the considered material. The validation was performed for cyclic loading with holds at maximum modes.

Keywords: repeated-static fatigue, low cycle fatigue, experimental validation, holds in loading cycle, ЖС-6КП alloy.

Симбирский Дмитрий Федорович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Брунак Андрей Александрович – аспирант каф. конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 629.735.083.02.004.58 (045)

С. В. ЕНЧЕВ¹, М. О. ОЛАЛИ², Н. В. ОЛАЛИ²¹ *Национальный авиационный университет «НАУ», Киев, Украина*² *Найдж Дельта Университет, Нигерия*

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АВИАДВИГАТЕЛЯМИ В ЗАДАЧАХ ИДЕНТИФИКАЦИИ ЕЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ

В статье рассмотрена методика оценки качества функционирования системы автоматического управления авиационным двигателем как системы логико-динамического класса для решения задач идентификации ее технического состояния на базе разработанного критерия - обобщенного показателя качества мультипликативного вида. Основой для разработки критерия явился прямой метод оценки качества функционирования систем по виду переходных процессов. Составлена динамическая модель системы управления авиадвигателями по каналу управления винтовентилятором. Построена поверхность изменения обобщенного показателя качества как функции коэффициента усиления и постоянной времени гидромеханического регулятора.

Ключевые слова: техническое состояние, идентификация, система автоматического управления двигателем, авиационный двигатель, прямой метод оценки качества, обобщенный показатель качества.

Введение

Системы автоматического управления двигателями (САУД) воздушных судов (ВС) выполняют важные специфические задачи управления режимами работы и запуском силовых установок, контроля параметров двигателя, и относятся к системам высокой целостности и готовности, которые существенно влияют на вероятность выполнения полетного задания, безопасность полетов и эффективность применения.

При решении задач диагностирования САУД ВС и практической их реализации в условиях авиационных предприятий возникает проблема оценки качества этих систем.

1. Постановка проблемы

Алгоритм синтеза САУ на основе минимизации этого функционала при введении дополнительных ограничений подробно рассмотрен А. А. Красовским [1]. Косвенные методы оценки САУ [2, 3] имеют качественный характер и не дают возможности количественно оценить такие основные критерии качества САУ, как быстродействие и точность. Как правило, они не позволяют однозначно определить форму переходного процесса, что обуславливает существенную неопределенность в решении задачи. При этом оптимальным переходным процессом будет считаться процесс, максимально приближенный к входному возмущению типа «скачок»

при воспроизведении регулируемой величины, что для САУД недопустимо.

Таким образом, метод прямой оценки [4 - 6] позволяет наиболее точно и наглядно оценить техническое состояние САУД по виду переходного процесса. Он не нашел широкого распространения из-за трудностей вычислений, особенно корней характеристических уравнений, что в настоящее время может быть преодолено использованием автоматизированных технологий. В этом случае возможно решение очень важной задачи – диагностирования и прогнозирования САУД без нарушения их функционирования, т.е. без разрывов обратных связей в процессе использования по назначению. Этот фактор является принципиально важным, т.к. метод реализуется современными средствами при высоком уровне «безопасных» отказов и неисправностей систем.

2. Формирование обобщенного показателя качества функционирования системы "САУД-АД"

Основные теоретические положения реализации метода по формированию частных и обобщенного показателей качества (ОПК) «САУД – ВС» изложены в [4], где получены условия исправного, работоспособного и частично работоспособного состояний сложных систем логико-динамического класса. Использование математических моделей для формирования области безотказной работы показывает, что требования к ее границам более жестки,

чем требования, предъявляемые встроенной системой контроля (ВСК). Это естественно, т.к. уровень параметрического резервирования должен поддерживаться обоснованно.

Для формирования обобщенного показателя качества (ОПК) САУ необходимо ограничить число показателей качества переходных процессов, по которым будет производиться оценивание. Применительно к задаче формирования ОПК системы «САУД– АД» [4], следует, что основными показателями качества переходного процесса, определяющими с высокой степенью достоверности характер и параметры кривой переходного процесса (рис. 1), могут служить следующие показатели:

- отношение амплитуд второго и первого выбросов $\mu = M_2 / M_1$;
- перерегулирование $\sigma = M_1 / \gamma_0$ при входном единичном скачке $[\gamma_0] = 1$, $\sigma = M_1$;
- относительная частота собственных колебаний $\bar{\omega}_c = t_{cp} / t_{cob}$;
- время регулирования t_p .

Следующим шагом на пути к получению ОПК является выработка критериев, приводящих показатели переходного процесса к безразмерной и общей для всех форме.

Предлагается построить критерий K_i таким образом, чтобы графически он представлял прямую, начинающуюся в точке $(\Pi_i^{opt}, 1)$, и проходящую через точку $(\Pi_i^{rp}, 0)$. Здесь Π_i^{opt} , Π_i^{rp} обозначают соответственно оптимальное и граничное значения рассматриваемого показателя качества переходного процесса. График зависимости критерия K_i от показателя качества Π_i изображен на рис. 2, и как следует из графика, критерий K_i равен для оптимальной величины Π_i единице, для граничной – нулю, для недопустимой – меньше нуля.

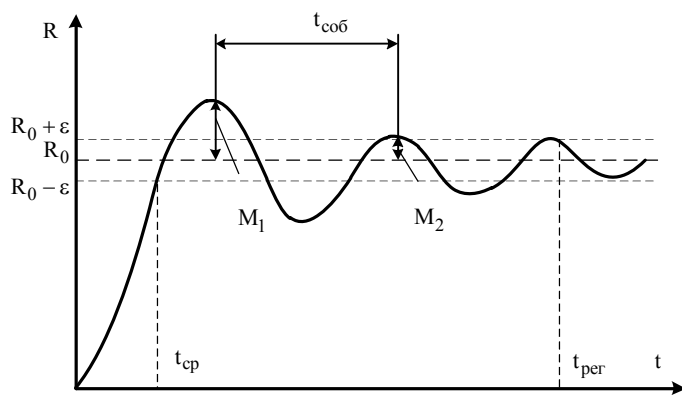


Рис. 1. График переходного процесса

Аналитически критерий K_i можно выразить как:

$$K_i = 1 - \frac{|\Pi_i^{opt} - \Pi_i|}{\Pi_i^{rp} - \Pi_i^{opt}}, \quad (1)$$

что для выбранных показателей качества выглядит следующим образом:

$$K_1 = 1 - \frac{|\mu^{opt} - \mu|}{\mu^{rp} - \mu^{opt}}; \quad K_1 = 1 - \frac{\mu}{\mu^{rp}} \Rightarrow 1;$$

$$K_2 = 1 - \frac{|\sigma^{opt} - \sigma|}{\sigma^{rp} - \sigma^{opt}}; \quad K_2 = 1 - \frac{\sigma}{\sigma^{rp}} \Rightarrow 1;$$

$$K_3 = 1 - \frac{|\bar{\omega}_c^{opt} - \bar{\omega}_c|}{\bar{\omega}_c^{rp} - \bar{\omega}_c^{opt}}; \quad K_3 = 1 - \frac{\bar{\omega}_c}{\bar{\omega}_c^{rp}} \Rightarrow 1;$$

$$K_4 = 1 - \frac{|t_p^{opt} - t_p|}{t_p^{rp} - t_p^{opt}}; \quad K_4 = 1 - \frac{t_p}{t_p^{rp}} \Rightarrow 1.$$

Оценку качества САУ предлагается осуществлять по ОПК, равному

$$\text{ОПК} = K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4. \quad (2)$$

При сформулированном выше в качестве ограничений по качеству переходного процесса понятии отказа для САУД, ОПК как критерий качества функционирования является мерой, определяющей области:

- безотказной работы:

$$\text{ОПК} = [0, 1]; \quad (3)$$

$$X = [K_1 > 0] \wedge [K_2 > 0] \wedge [K_3 > 0] \wedge [K_4 > 0] \Rightarrow 1;$$

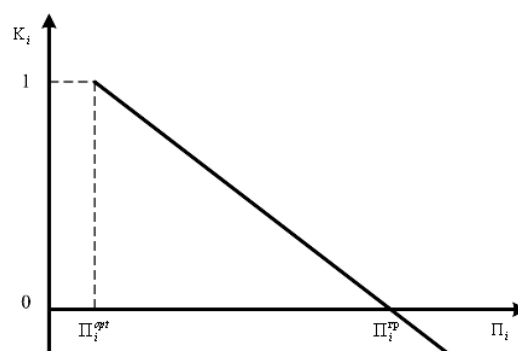


Рис. 2. Зависимость критерия качества K_i от показателя качества Π_i

– неработоспособных (отказных) состояний:

$$\text{ОПК} = -1;$$

$$\bar{X} = [K_1 < 0] \wedge [K_2 < 0] \wedge [K_3 < 0] \wedge [K_4 < 0].$$

Качество функционирования САУД определяется интервалом $[0, 1]$, при $\text{ОПК} = 1$ имеем дело с оптимальным переходным процессом, при $0 \leq \text{ОПК} < 1$ переходный процесс в САУД протекает с потерей эффекта функционирования; при $\text{ОПК} = -1$ переходный процесс имеет желаемый характер (оптимальный процесс). При $\text{ОПК} = -1$ согласно критериям формулировки в системе наступает отказ (неработоспособные состояния).

Идентифицируя состояния системы, можно говорить, что при $\text{ОПК} = 1$ состояние САУД исправно, т.е. выполняются основные и второстепенные требования; при $\text{ОПК} = [0, 1]$ система работоспособна и функционирует с частичной потерей качества («продолжающаяся работа»). Обобщенный показатель качества позволяет не только идентифицировать работоспособные состояния системы, но также в определенной мере ответить на вопрос о ее техническом состоянии.

Уравнение (3) идентифицирует работоспособные состояния «САУД – АД» и позволяет косвенным образом оценить отклонение основных параметров системы через частные критерии качества от их оптимальных значений. При значениях ОПК , близких к нулю даже небольшое отклонение хотя бы одного параметра системы может привести к переходу одного из критериев K_i в зону отрицательных чисел, что однозначно связано с переходом «САУД – АД» в неработоспособное состояние.

Таким образом, величина ОПК непосредственно связана с надежностью системы (отказоустойчивость, безотказность), а оптимальный выбор путем изменения параметров системы позволяет повысить ее. Иными словами, при помощи предложенного ОПК идентифицируются уровни параметрического резервирования САУД (уровни выходного эффекта системы).

3. Разработка динамической модели САУ винтовентилятора

Рассмотрим задачу разработки динамической модели канала управления частотой вращения винтовентилятора системы СУ-77. Канал управления состоит из следующих звеньев:

- программный задатчик скорости вращения (ЭСУ-27);
- измерительное устройство 1 (датчик $\alpha_{\text{РУД}}$);

- измерительное устройство 2 (датчик $n_{\text{ТВВ}}$);

- гидроусилитель;
- исполнительный механизм (гидропривод);
- авиационный двигатель.

Передаточные функции звеньев:

1. Передаточную функцию программного задатчика можно представить в виде звена чистого запаздывания:

$$W_{\text{ЭСУ}}(p) = e^{-\tau p},$$

где постоянная запаздывания τ определяется частотой выполнения алгоритма, $\tau = 0,01$ с.

2. В качестве измерителя угла положения рычага управления двигателем (РУД) $\alpha_{\text{РУД}}$ используется датчик ДБСКТ-250-1, передаточную функцию которого можно представить в виде пропорционального звена:

$$W_{\alpha}(p) = k_1.$$

3. В качестве измерителя скорости вращения турбины винтовентилятора $n_{\text{ВВ}}$ используется датчик ДТА-13, передаточную функцию которого можно представить в виде пропорционального звена:

$$W_n(p) = k_2.$$

4. Передаточная функция гидроусилителя с гидроприводом (гидрорегулятор) представляет собой реальное пропорционально-интегрирующее звено [7]:

$$W_p(p) = \frac{k_p}{T_p p + 1} \cdot \left(1 + \frac{1}{T_{\text{и}} p} \right),$$

где k_p – коэффициент усиления регулятора, характеризующий эффективность пропорциональной составляющей алгоритма его работы; $T_{\text{и}}$ – постоянная времени, характеризующая при заданном k_p быстродействие интегральной составляющей алгоритма; T_p – постоянная времени, характеризующая инерционность регулятора.

Уравнение динамики регулятора, связывающее формируемое им управляющее воздействие m_p с рассогласованием $\Delta n_{\text{ВВ}}$, имеет вид:

$$\begin{aligned} m_p(p) &= \frac{k_p}{T_p p + 1} \cdot \left(1 + \frac{1}{T_{\text{и}} p} \right) \cdot \Delta n_{\text{ВВ}}(p) = \\ &= m_n(p) + m_{\text{и}}(p), \end{aligned}$$

где $m_p(p) = \frac{k_p}{T_p p + 1} \cdot \Delta n_{BB}(p)$ – пропорциональная составляющая управляющего воздействия, формируемая статической частью регулятора;

$$m_i(p) = \frac{k_p}{T_i p (T_p p + 1)} \cdot \Delta n_{BB}(p) \text{ – интегральная}$$

составляющая управляющего воздействия, формируемая астатической частью регулятора

5. Динамические свойства двигателя по данной координате можно выразить через апериодическое звено [7]:

$$W_m(p) = \frac{k_m}{T_m p + 1}.$$

Динамическая модель САУД скоростью вращения винтовентилятора представлена на рис. 3.

Пренебрегая звеном чистого запаздывания, в виду малости постоянной запаздывания, проводя необходимые преобразования, получим:

$$\begin{aligned} (a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0) \cdot n_{BB}(p) = \\ = (b_1 p + b_0) \cdot \alpha_{РУД}(p), \end{aligned}$$

где $a_3 = T_i T_p T_T$; $a_2 = T_i (T_p + T_T)$;

$$a_1 = T_i (1 + k_2 k_m k_p); \quad a_0 = k_2 k_m k_p;$$

$$b_1 = T_i k_1 k_m k_p; \quad b_0 = k_1 k_m k_p,$$

а передаточная функция системы

$$\Phi_{\alpha}^n(p) = \frac{n_{BB}(p)}{\alpha_{РУД}(p)} = \frac{b_1 p + b_0}{a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0}.$$

Уравнение, описывающее динамику канала управления, включает в себя два регулируемых параметра k_p, T_i и при добавлении к нему ОПК (2) оказывается, что искомая область безотказной работы представляется трехмерной фигурой.

4. Определение области безотказной работы САУД по каналу управления винтовентилятором

Согласно проведенным математическим выкладкам, произведем расчет переходного процесса и ОПК с помощью пакета системы символьной математики MathCAD 11A [8]. Характеристика зависимости обобщенного показателя качества ОПК от регулируемых параметров k_p, T_i изображена на рис. 4.

Для точки, являющейся оптимальной, с точки зрения принятого ОПК и настройке системы, построена кривая переходного процесса (рис.2 б). Видно, что она соответствует принятым критериям для системы СУ-77 [4] и отображает не близкий к скачкообразному переходный процесс (как в случае большинства косвенных оценок), а монотонный переходный процесс с заданными параметрами.

Выводы

Применение математического моделирования позволяет идентифицировать задачу оценки технического состояния системы автоматического управления винтовентилятором. Величина ОПК всегда лежит в пределах $0 \leq \text{ОПК} \leq 1$ или равна -1 и она тем больше, чем лучше качество регулирования САУД. При ОПК равной $\text{ОПК}^{\max}$ имеет место оптимальный переходный процесс с точки зрения

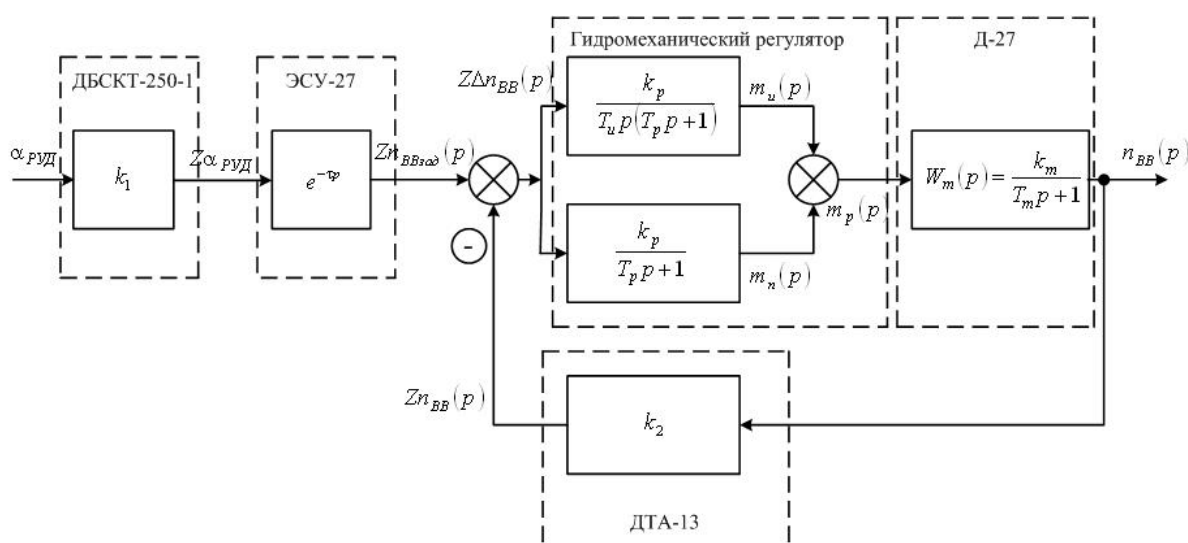


Рис. 3. Динамическая модель САУД скорости вращения винтовентилятора

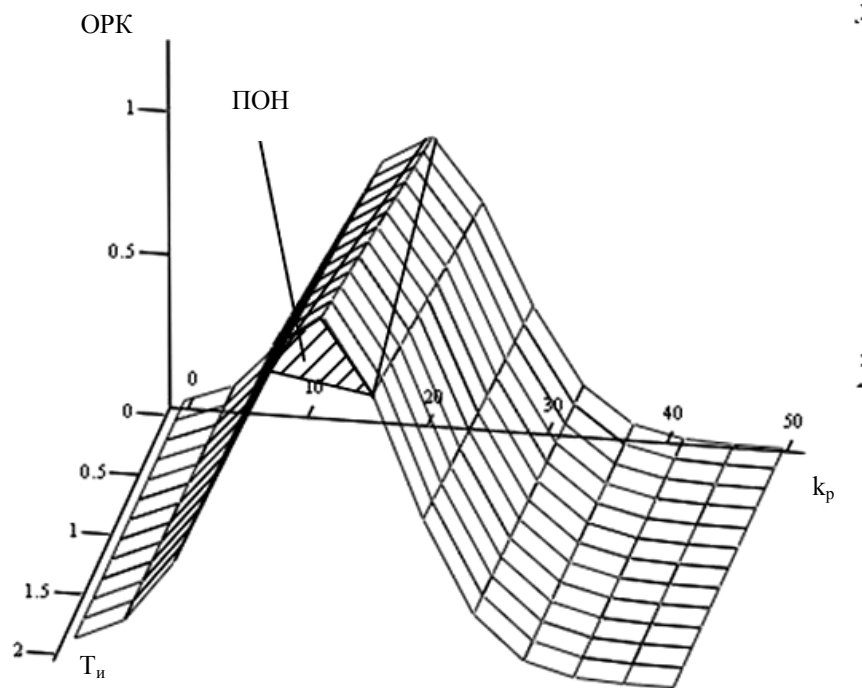


Рис. 4. Характеристика зависимости обобщенного показателя качества от регулируемых параметров k_p, T_n САУД управления скоростью вращения винтовентилятором

принятых показателей качества; при ОРК равной 0 – граничный и при ОРК равной -1 неработоспособное состояние системы. Величина -1 выбрана произвольно и может быть любым числом. Ее задачей является идентификация неработоспособных состояний системы. При такой постановке задачи появляется возможность влиять на надежность системы путем повышения ее параметрического резервирования до требуемого уровня, то есть оптимальным выбором ее параметров.

Литература

1. Красовский, А. А. Автоматическое конструирование контуров управления летательными аппаратами [Текст] / А. А. Красовский. – М. : Машиностроение, 1969. – 240 с.
2. Козлов, В. И. Системы автоматизированного управления летательными аппаратами [Текст] / В. И. Козлов. – М. : Машиностроение, 1979. – 216 с.
3. Иващенко, Н. Н. Автоматическое регулирование. Теория и элементы систем [Текст] /

Н. Н. Иващенко. – М. : Машиностроение, 1978. – 738 с.

4. Формирование обобщенного показателя качества функционирования логико-динамических систем авионики [Текст] / В. М. Воробьев, В. А. Захарченко, С. В. Енчев, С. В. Кондратенко // *Электроника та системи управління : зб. наук. праць НАУ*. – Вип. 1. – К., 2005. – С. 106 – 117.

5. Воробьев, В. М. Критерии качества систем автоматического управления полетом воздушных судов [Текст] / В. М. Воробьев, В. Вуйчик // *Вопросы оптимального обслуживания и ремонта АиРЭО воздушных судов ГА : сб. науч. тр. КИИГА*. – К., 1985. – С. 83-87.

6. Мартин, Ф. Моделирование на вычислительных машинах [Текст] / Ф. Мартин. – М. : Сов. радио, 1987. – 285 с.

7. Климентовский, Ю. А. Системы автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов [Текст] / Ю. А. Климентовский. – К. : КВИЦ, 2001. – 400 с.

8. Кирьянов, Д. В. Самоучитель MathCAD 11. [Текст] / Д. В. Кирьянов. – СПб. : БХВ-Петербург, 2003. – 560 с.

Поступила в редакцию 15.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, декан механико-энергетического факультета О. В. Самков, Национальный авиационный университет, Київ.

ОЦІНКА ЯКОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ АВІАДВИГУНАМИ В ЗАДАЧАХ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ЇЇ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ

С. В. Єнчев, М. О. Олалі, Н. В. Олалі

У статті розглянуто методику оцінки якості функціонування системи автоматичного керування авіаційним двигуном як системи логіко-динамічного класу для вирішення завдань ідентифікації її технічного стану на базі розробленого критерію - узагальненого показника якості мультиплікативного вигляду. Основою для розробки критерію з'явився прямий метод оцінки якості функціонування систем по вигляду перехідних процесів. Складено динамічну модель системи управління авіадвигунами по каналу управління гвинтовентилятором. Побудовано поверхню зміни узагальненого показника якості як функції коефіцієнта посилення і постійною часу гідромеханічного регулятора.

Ключові слова: технічний стан, ідентифікація, система автоматичного керування двигуном, авіаційний двигун, прямий метод оцінки якості, узагальнений показник якості.

ESTIMATION OF QUALITY FUNCTIONING CONTROL AVIATION ENGINE SYSTEM IS IN TASKS OF IDENTIFICATION OF ITS TECHNICAL STATE

S. V. Enchev, M. O. Olali, N. V. Olali

In the article the method estimation quality functioning of the automatic control an aviation engine system, as systems of logical-dynamic class, is considered for the decision of tasks identification its technical state, on the base of the developed criterion - generalized index of quality multiplicative kind. Basis for development of criterion was a direct method estimation quality functioning of the systems by appearance transitional processes. The dynamic model of the control aviation engine system is made on the channel of control screw-ventilator. The surface of change the generalized index of quality as functions of amplification factor is built and permanent time of hydro-mechanic regulator.

Keywords: technical state, identification, automatic control an engine system, aviation engine, direct method of estimation quality, generalized index of quality.

Єнчев Сергей Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры автоматизации та енергоменеджмента, Аэрокосмический институт Национального авиационного университета «НАУ», Киев, Украина, e-mail: esw@ukr.net.

Олалі Майкл Олала – канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры механико-морской инженерии, Найджа Дельта Университет, Вибельфорс, Нигерия, e-mail: diamant1@ukr.net.

Олалі Наталья Васильевна – канд. физ.-мат. наук, старший преподаватель кафедры математики и компьютерных наук, Найджа Дельта Университет, Вибельфорс, Нигерия, e-mail: diamant1@ukr.net.

УДК 681.515

**Г. С. РАНЧЕНКО, А. Г. БУРЯЧЕНКО, В. М. ГРУДИНКИН,
Н. Л. ГОЛУБЕВ, В. В. ДАНИЛОВ****АО «Элемент», Одесса, Украина****РЕГУЛЯТОР ДВИГАТЕЛЯ АИ-450М – РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ
И КВАЛИФИКАЦИИ НА КАТЕГОРИЮ А**

Приведены результаты работы по разработке и квалификации на категорию А регулятора двигателя цифрового РДЦ-450М для двигателя АИ-450М. Описан специально разработанный стенд-имитатор с интегрированной в его состав математической моделью двигателя, обеспечивший настройку, отладку и испытания регулятора. Приведены структуры аппаратной части регулятора и его программного обеспечения. Освещены результаты испытаний регулятора на воздействие внешних дестабилизирующих факторов и эквивалентно-циклических испытаний для подтверждения ресурса, заданного к началу квалификационных испытаний. Отражен объем испытаний, предшествовавших получению Свидетельства о годности, включая квалификационные испытания и процедуру сертификации программного обеспечения регулятора.

Ключевые слова: комплектующее изделие образца авиационной техники, закон управления, алгоритм контроля, математическая модель, сертификация программного обеспечения, измерительный канал, ресурс, эквивалентно-циклические испытания.

Введение

Регулятор двигателя цифровой РДЦ-450М (рис. 1), разработанный в АО «Элемент» по техническому заданию ГП «Ивченко–Прогресс», предназначен для реализации основного закона управления турбовальным двигателем АИ-450М (М1) – поддержание заданной частоты вращения свободной турбины посредством обеспечения потребного расхода топлива, а также для выполнения в автоматическом режиме ряда других функций управления, контроля и защиты двигателя, в том числе для защиты свободной турбины от «раскрутки» и для синхронизации мощностей двух двигателей при их совместной работе в составе силовой установки летательного аппарата.

1. Формулирование проблемы

Работы ГП «Ивченко–Прогресс» по модернизации турбовального газотурбинного двигателя АИ-450 и созданию на его базе турбовального двигателя АИ-450М (М1), начатые в 2009 году, обусловили необходимость разработки регулятора для управления новым двигателем.

К этому времени АО «Элемент» уже был разработан регулятор РДЦ-450 для двигателя АИ-450 и изготовлены опытные образцы, которые обеспечили выполнение более двухсот исследовательских программ ГП «Ивченко–Прогресс».

Теперь перед АО «Элемент» стояла задача:

– модифицировать имеющуюся разработку с

учетом особенностей двигателя;

– модернизировать конструкторские и технологические решения с учетом как результатов испытаний в составе двигателя, так и развития элементной и технологической базы;

– выполнить весь комплекс работ по квалификации регулятора в качестве комплектующего изделия авиационной техники категории А.



Рис. 1. Регулятор двигателя цифровой РДЦ-450М

2. Решение проблемы

Решение задачи по учету особенностей двигателя базировалось, разумеется, прежде всего, на техническом задании разработчика двигателя, однако формирование окончательного варианта задания потребовало совместных исследовательских испытаний, позволивших уточнить и максимально кон-

кретизировать требования по реализации функций и алгоритмов управления.

Существенную роль, начиная уже с первых этапов модернизации регулятора, сыграло наличие ранее разработанного и изготовленного в АО «Элемент» стенда-имитатора [1], который, имитируя двигатель как взаимодействующую с регулятором систему, позволил выполнять настройку, проверку и отладку регулятора в лабораторных условиях.

Основу аппаратной части стенда-имитатора составляют модули, обеспечивающие:

– имитацию всех аналоговых, дискретных и цифровых сигналов, поступающих к регулятору от датчиков, агрегатов и систем двигателя;

– прием управляющих сигналов (команд) от регулятора.

Управление взаимодействием осуществляется с помощью встроенного программного обеспечения стенда-имитатора, реализующего математическую модель двигателя.

Первоначально в программном обеспечении стенда была реализована математическая модель двигателя АИ-450, затем программное обеспечение было доработано с использованием предоставленной ГП «Ивченко–Прогресс» математической модели АИ-450М.

Взаимодействие стенда-имитатора и РДЦ-450М позволяет имитировать контроль и управле-

ние двигателем на всех заданных режимах его работы. Оператору, выполняющему испытания, предоставлена возможность управлять процессом и наблюдать результаты на экране персонального компьютера (численные значения измеряемых параметров, состояние каждого из дискретных сигналов, графики изменения параметров на режимах) с помощью специально разработанного интерфейса – программного изделия КПА-450М. Вид экрана КПА-450М приведен на рис. 2.

Следует отметить, что к началу предварительных испытаний регулятора РДЦ-450М стенд-имитатор прошел государственную аттестацию в качестве испытательного оборудования.

Дополнительно для повышения точности при исследовании метрологических характеристик измерительных каналов регулятора (выполняющих прием и преобразование сигналов двигателных датчиков давления, температуры, оборотов и др.), использован ряд имитаторов датчиков, разработанных в АО «Элемент» ранее (как, например, имитатор ДБСКТ [1]) или непосредственно при подготовке к испытаниям РДЦ-450М (как имитатор датчика вибрации). В процессе исследований сигналы имитаторов датчиков контролируются стандартизованными прецизионными средствами измерительной техники, выбранными с учетом обеспечения метрологического запаса.

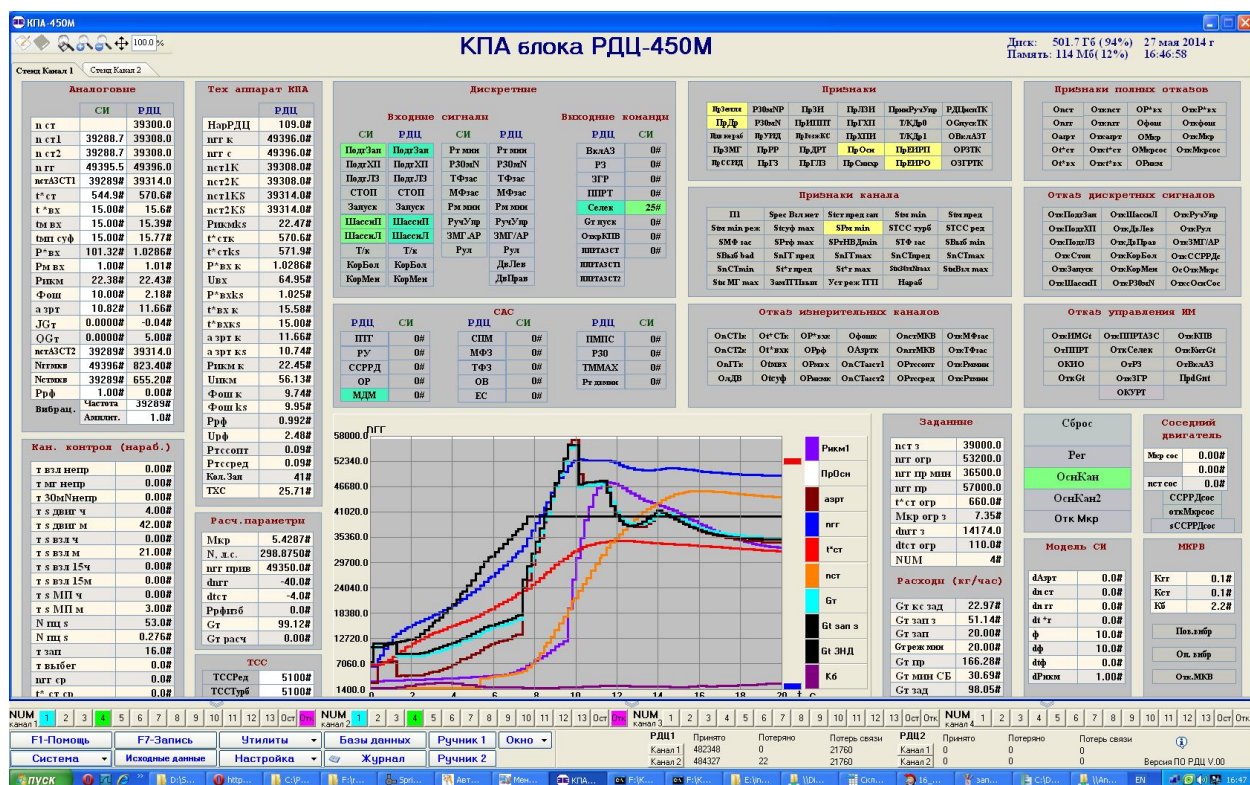


Рис. 2. Прямой экран КПА-450М

Один из измерительных каналов РДЦ-450М – канал измерения давления воздуха на входе в двигатель Рвх – имеет в своем составе встроенный датчик давления в отличие от остальных каналов, принимающих сигналы внешних по отношению к регулятору двигательных датчиков. Датчик Рвх – датчик типа АРТ-327-1000 производства фирмы Kulite (США) [2, 3] – размещен внутри корпуса РДЦ-450М и имеет выведенный на переднюю панель (рис. 1) штуцер для подвода давления. Для этого канала выполняется комплектная градуировка и проверка с использованием специализированных средств создания и измерения давления [1].

Структура регулятора РДЦ-450М показана на рис. 3. Два канала управления и контроля – основной и резервный – и два модуля автоматической защиты свободной турбины (АЗСТ) обеспечивают дублирование функций в случае выявления отказа встроенной системой контроля (переход на резервный канал), а также возможность реконфигурации структуры. Реконфигурируемая структура измерительных каналов как способ повышения надежности была использована уже в РДЦ-450 – схема, поясняющая набор вариантов, изначально доступных

для автоматической перестройки, показана в [4]. Однако для РДЦ-450М в силу ряда соображений разрешены не все эти варианты.

При модернизации РДЦ-450 были использованы новые возможности, предоставляемые быстрым обновлением элементной базы, предлагаемой на современном рынке – повышенная производительность периферийных микроконтроллеров (встроенных в модули АЦП, ДБЧ, КВ, ТСС, ДВ, ИПД – рис. 3) позволила «разгрузить» центральный процессор (модуль ЦПУ), освободив его от выполнения промежуточных вычислений, уменьшив, тем самым, вероятность возникновения сбоев.

Были проработаны новые конструкторско-технологические решения, в результате чего в РДЦ-450М реализована модульная конструкция – функциональные единицы (модули) имеют конструктивно обособленное исполнение и являются взаимозаменяемыми.

Модульная конструкция, а также предусмотренное в РДЦ-450М применение гибких соединительных плат (вместо жгутов) существенно упрощает и ускоряет технологический процесс сборки и ремонта.

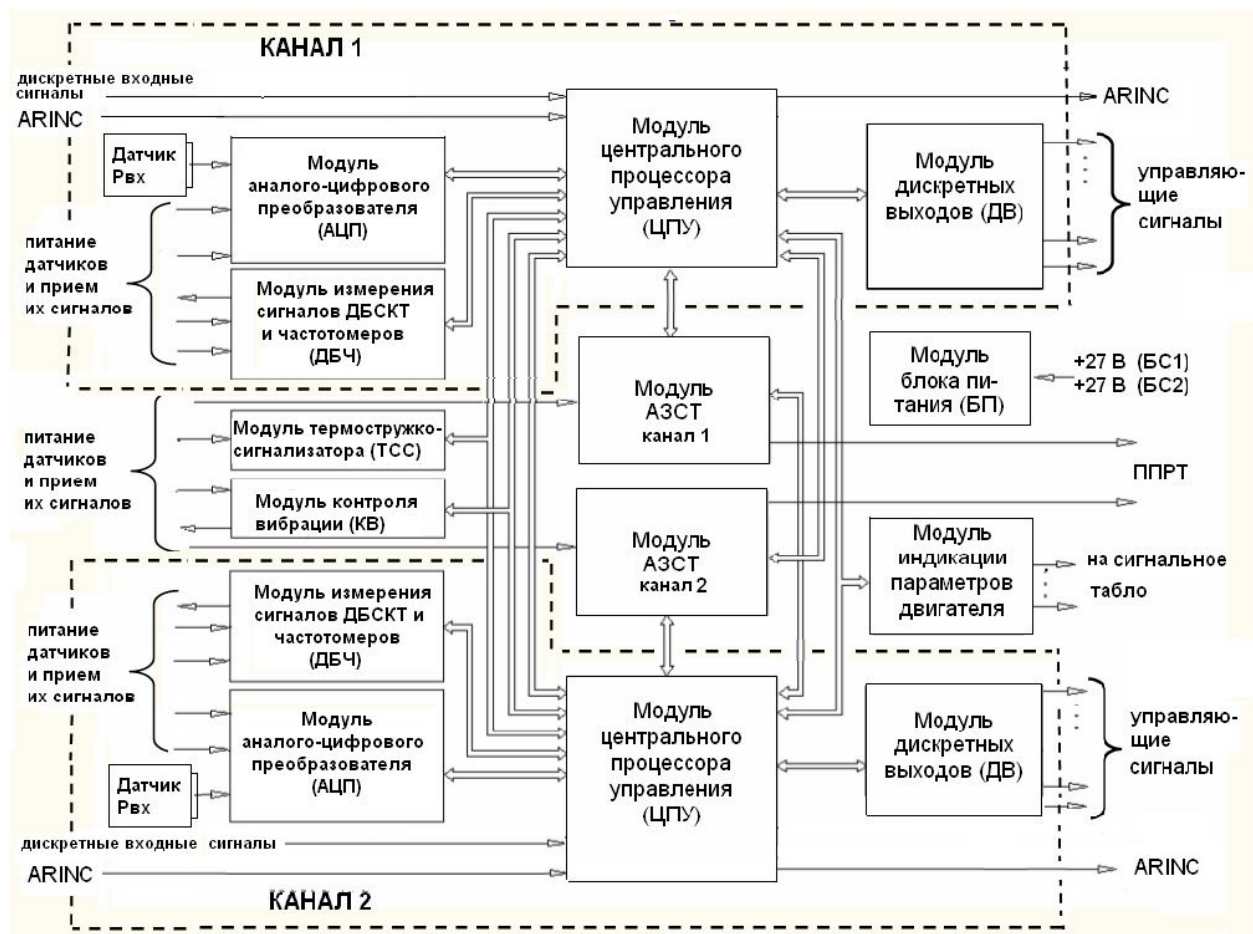


Рис. 3. Структурная схема регулятора РДЦ-450М

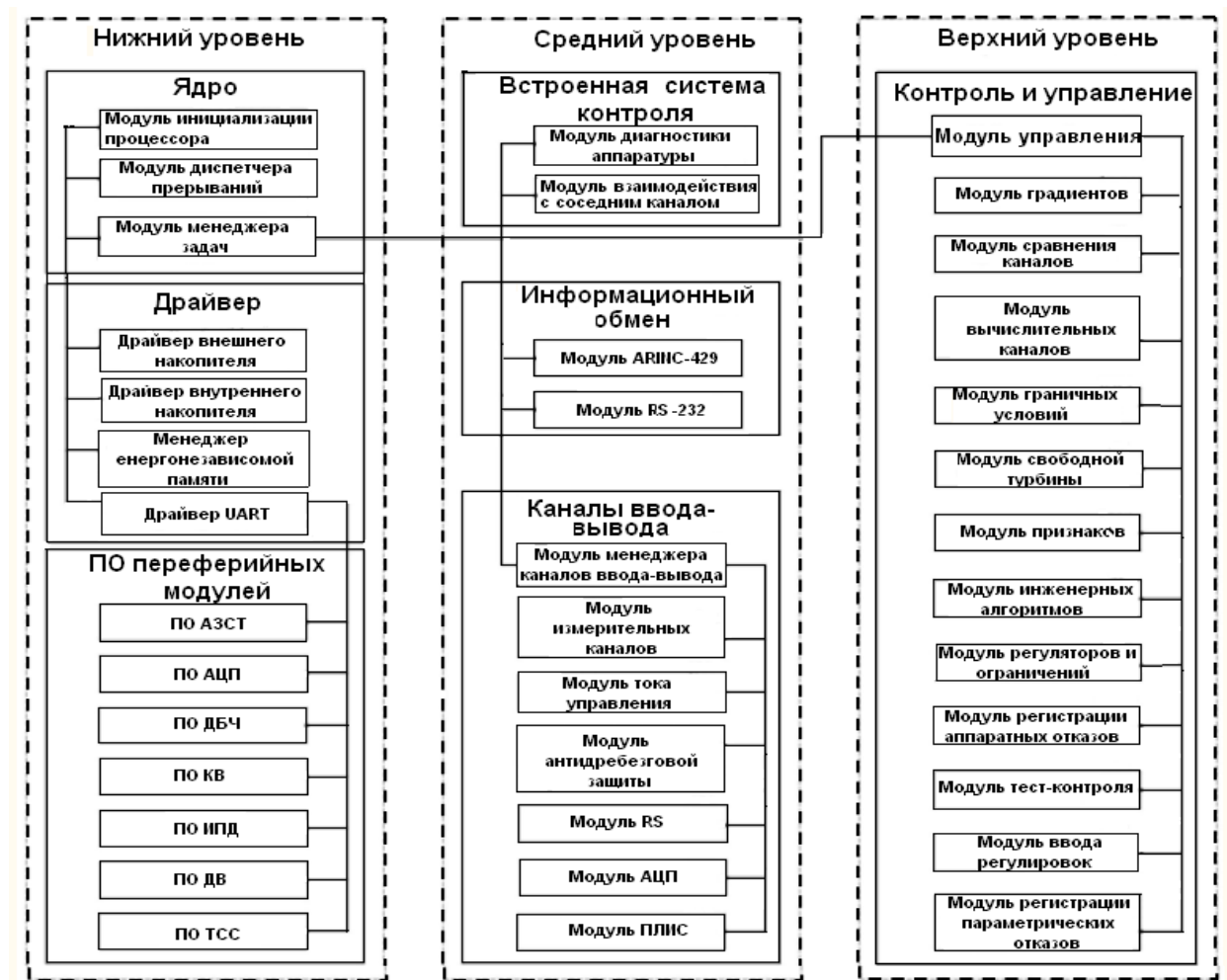


Рис. 4. Структура программного обеспечения регулятора РДЦ-450М

Структура встроенного программного обеспечения РДЦ-450М показана на рис. 4.

Программное обеспечение нижнего и среднего уровня выполняет сбор и предварительную обработку информации (сигналы от датчиков, состояние дискретных сигналов), которая затем поступает на средний и верхний уровень и используется для анализа (сравнение с заданными допусками, уставками, проверка выполнения регламентированных условий) и для последующей выработки «решений» в виде сигналов (команд), выдаваемых на исполнительные механизмы. Тем самым реализуется основной закон управления двигателем – поддержание заданной частоты вращения свободной турбины посредством обеспечения потребного расхода топлива, а также обеспечивается выполнение ряда других функций управления, контроля и защиты двигателя, важнейшими из которых являются защита свободной турбины от «раскрутки» и синхронизация мощностей двух двигателей при их совместной работе в составе силовой установки летательного аппарата.

В программном обеспечении РДЦ-450М реализован адаптивный алгоритм управления исполни-

тельным механизмом насоса-дозатора НД-450(М), который был разработан еще для РДЦ-450 [5], поскольку первоначально предусмотренный в техническом задании алгоритм (изменение амплитуды тока управления при постоянной длительности управляющего сигнала) не обеспечил требуемых характеристик. В сочетании с применением высокопроизводительного микроконтроллера в модуле ЦПУ РДЦ-450М адаптивный алгоритм позволяет без применения специальных аппаратных решений эффективно управлять расходом топлива в условиях «сухого трения».

Кроме основных функций управления и защиты двигателя, выполняемых регулятором, программное обеспечение реализует ряд вспомогательных функций. В структуре программного обеспечения предусмотрены регистратор параметров работы двигателя и регистратор отказов, обеспечивающие запись в энергонезависимой памяти характеристик режима работы и состояния САУ и двигателя. Емкость регистратора параметров составляет десять событий, регистратора отказов – двадцать событий. Также обеспечивается запись и хранение в энергонезависимой памяти:

- количества запусков;
- наработку двигателя по режимам;
- суммарной наработки двигателя;
- усредненных значений параметров работы.

Описанное выше программное изделие КПА-450М (рис. 2) предоставляет возможность обслуживающему персоналу визуализировать сохраненную в энергонезависимой памяти информацию и выполнить:

- наземный контроль технического состояния проточной части двигателя по тренду термогазодинамических параметров;
- чтение и очистку регистраторов;
- ведение архива считанных данных по дате;
- группировку считанной информации в структурированной табличной форме.

Разработка программного обеспечения проведена в строгом соответствии с квалификационными требованиями КТ-178В. Уровень критичности каждой из программ был определен, исходя из уровня критичности функций РДЦ-450М, обслуживаемых рассматриваемой программой, в результате чего для резидентной программы и загружаемой конфигурации ПЛИС центрального процессора и для резидентной программы модуля автоматической защиты свободной турбины установлен наивысший уровень критичности – А.

По результатам проработки алгоритмов управления и их реализации в аппаратно-программной структуре регулятора РДЦ-450М оформлено три патента Украины [6 - 8].

Испытания регулятора в процессе разработки и при ее завершении включали все необходимые для бортовых агрегатов этапы:

- проверка соответствия требованиям Технического задания в лабораторных условиях на испытательной базе АО «Элемент»;
- стендовые испытания в составе двигателя на ГП «Ивченко–Прогресс» с последующей доработкой Технического задания;
- предварительные и затем межведомственные испытания под контролем Независимой инспекции – на базе АО «Элемент» и специализированных испытательных лабораторий, включая НИПКИ «Молния» НТУ «ХПИ» (г. Харьков) и ИЛ ЭМС ОАО «НИИАО» (г. Жуковский, Россия);
- наземные и первый этап летно-конструкторских в составе вертолета Ми-2М;
- эквивалентно-циклические – для подтверждения назначенного ресурса, требуемого к началу квалификационных испытаний (установлен ресурс 1000 ч);
- квалификационные испытания (включая сертификацию программного обеспечения) под контролем Независимой инспекции и экспертов, назна-

ченных Авиарегистром МАК.

К настоящему времени завершен весь комплекс испытаний РДЦ-450М – предварительные, межведомственные, эквивалентно-циклические и квалификационные, включая сертификацию программного обеспечения, согласно требованиям Авиационных правил для комплектующих изделий образцов авиационной техники категории А. Авиарегистром МАК на регулятор двигателя цифровой РДЦ-450М выдано Свидетельство о годности комплектующего изделия.

Заключение

1. В результате проведенных АО «Элемент» работ по модернизации разработанных ранее опытных образцов регулятора РДЦ-450 турбовального газотурбинного двигателя АИ-450 создан регулятор РДЦ-450М турбовального двигателя АИ-450М (М1).

2. Регулятор РДЦ-450М прошел весь комплекс испытаний для комплектующего изделия авиационной техники категории А – предварительные, межведомственные, эквивалентно-циклические, квалификационные, включая сертификацию программного обеспечения – и признан годным к эксплуатации. На регулятор получено Свидетельство о годности.

3. В процессе работ по созданию регулятора РДЦ-450М был усовершенствован и прошел государственную аттестацию стенд-имитатор, имитирующий двигатель как взаимодействующую с регулятором систему, что позволяет выполнять настройку, полноценную проверку и отладку регулятора в лабораторных условиях.

4. В рамках модернизации конструкторско-технологических решений в РДЦ-450М применены модульный принцип формирования конструкции и гибкие соединительные платы, что обеспечивает минимизацию времени, необходимого для выполнения сборки или ремонта регулятора.

5. Ряд решений, заложенных в программном обеспечении регулятора РДЦ-450М, защищен тремя патентами Украины.

Литература

1. Буряченко, А. Г. Испытательная база и методическое обеспечение испытаний ответственных изделий авиационной техники [Текст] / А. Г. Буряченко, Г. С. Ранченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 4(51). – С. 75-78.
2. Буряченко, А. Г. Опыт использования датчиков давления фирмы Kulite [Текст] / А. Г. Буряченко, Н. П. Волошина, Г. С. Ранченко // *Датчики и системы*. – 2004. – № 11. – С. 38-40.
3. Буряченко, А. Г. Результаты исследования параметрической надежности авиационных датчиков давления [Текст] / А. Г. Буряченко, Г. С. Ран-

ченко, С. М. Рябоконь // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 8(105). – С. 240-245.

4. Буряченко, А. Г. Технические и алгоритмические средства повышения метрологического уровня и надежности датчиков и систем измерения давления [Текст] / А. Г. Буряченко, В. М. Грудинкин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 8(24). – С. 195-199.

5. Цифровое регулирование расхода топлива в системе с существенной нелинейностью типа «сухое трение» [Текст] / В. И. Колесников, В. А. Седристый, Г. С. Ранченко, Н. Л. Голубев, Д. И. Волков, Е. В. Павлюк // *Авиационно-космическая техника и технология* : зб. наук. праць. Двигуни та енергоустановки / Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – Вип. 30. – Х., 2002. – С. 191-194.

6. Пат. 79857 Україна, МПК F02C 9/00. Спосіб керування дводвигуною силовою установкою гелікоптера [Текст] / Волков Д. І., Данилов В. В., Ранченко Г. С. ; заявник і патентовласник ПАТ «Елемент». – № у 201207854 ; заявл. 26.06.2012 ; опубл. 13.05.2013, Бюл. № 9. – 7 с.

7. Пат. 102944 Україна, МПК F02C 9/00. Спосіб керування газотурбінним двигуном [Текст] / Ранченко Г. С., Миргород В. Ф. ; заявник і патентовласник ПАТ «Елемент». – № у 201207032 ; заявл. 11.06.2012 ; опубл. 27.08.2013, Бюл. № 16. – 5 с.

8. Пат. 102344 Україна, МПК F02C 9/00. Спосіб керування дводвигуною силовою установкою гелікоптера [Текст] / Волков Д. І., Данилов В. В., Ранченко Г. С. ; заявник і патентовласник ПАТ «Елемент». – № а 201207855 ; заявл. 26.06.2012 ; опубл. 25.06.2013, Бюл. № 12. – 7 с.

Поступила в редакцію 3.06.2014, рассмотрена в редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник В. Ф. Миргород, АО «Элемент», г. Одесса.

РЕГУЛЯТОР ДВИГУНА AI-450M – РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРОБКИ ТА КВАЛІФІКАЦІЇ НА КАТЕГОРІЮ А

Г. С. Ранченко, Г. Г. Буряченко, В. М. Грудінкін, М. Л. Голубев, В. В. Данилов

Наведено результати роботи по розробці та кваліфікації на категорію А регулятора двигуна цифрового РДЦ-450M для двигуна AI-450M. Описано спеціально розроблений стенд-імітатор з інтегрованою до його складу математичною моделлю двигуна, що забезпечив настройку, відладку та випробування регулятора. Наведено структури апаратної частини регулятора та його програмного забезпечення. Висвітлено результати випробувань регулятора на вплив зовнішніх дестабілізуючих факторів та еквівалентно-циклічних випробувань для підтвердження ресурсу, що заданий на початок кваліфікаційних випробувань. Відбито об'єм випробувань, що були виконані до одержання Свідоцтва про придатність, включаючи кваліфікаційні випробування та процедуру сертифікації програмного забезпечення регулятора.

Ключові слова: комплектуючий виріб зразка авіаційної техніки, закон керування, алгоритм контролю, математична модель, сертифікація програмного забезпечення, вимірювальний канал, ресурс, еквівалентно-циклічні випробування.

ENGINE AI-450M REGULATOR – RESULTS OF DEVELOPMENT AND QUALIFICATION FOR CATEGORY A

G. S. Ranchenko, A. G. Buryachenko, V. M. Grudinkin, N. L. Golubev, V. V. Danilov

The results of the engine AI-450M digital regulator RDC-450M development and qualification for A category are given. There is described the specially developed test bench with integrated engine mathematical model. This test bench gave the possibility to fulfill the tuning, the calibration and the testing of regulator. The structures of regulator hard ware and of regulator soft ware are given. There are shown the results of environmental tests and of cyclic tests which were made in order to prove the resource required for the qualification procedure beginning. There is shown the volume of tests (including the qualification tests and the regulator soft ware certification procedure) which were fulfilled before the Certificate was received.

Key words: component unit of the aircraft unit type, low of the controlling, algorithm of the controlling, mathematical model, soft ware certification procedure, measuring channel, resource, cyclic tests.

Ранченко Геннадий Степанович – Главный конструктор, АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

Буряченко Анна Григорьевна – Главный метролог, АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: annaodessa2007@rambler.ru.

Грудинкин Вячеслав Михайлович – зам. Главного конструктора, АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

Голубев Николай Леонидович – ст. науч. сотр., АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

Данилов Всеволод Владимирович – ведущий инженер-программист, АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

УДК 621.436.03

А. П. МАРЧЕНКО¹, А. В. ГРИЦЮК², В. В. ТАТЬКОВ¹, В. К. САВИЧ²,
А. А. МОТОРА², А. А. МЫЛЬНИКОВ², А. С. ЖУКОВ²

¹ *Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина*

² *ГП "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЙ МАЛОЛИТРАЖНОГО ДИЗЕЛЕСТРОЕНИЯ В СИСТЕМЕ СМАЗКИ МЕТАЛЛУРГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Путём использования высоких технологий малолитражного дизелестроения, а именно технологии локального предпускового подогрева узлов силовых установок с малолитражными дизелями многоцелевого назначения, решена задача повышения работоспособности смазываемых механизмов горно-металлургического оборудования. Основным узел в предложенном решении - масляный нагреватель проточного типа (МНПТ), введенный в состав циркуляционной системы жидкой смазки под давлением для местного целевого подогрева рабочей жидкости в непосредственной близости от смазываемого узла. Приведены результаты лабораторных испытаний первого опытного образца МНПТ в условиях моделирующего стенда, которые показали, что кроме существенной экономии электроэнергии, достигнутой введением локализирующего подогрева, достоинством предложенного устройства является его высокая эффективность, характеризующая КПД более 85%. Даны рекомендации по алгоритму включения секций МНПТ.

Ключевые слова: масляный нагреватель, малолитражный дизель, система смазки.

Введение

В современном горно-металлургическом оборудовании в большинстве своём используются различные виды циркуляционных систем жидкой смазки под давлением, как наиболее совершенные и отвечающие всем требованиям смазки в данной отрасли. Одним из недостатков данных систем является низкая работоспособность при отрицательных температурах окружающей среды, особенно с использованием масел высокой вязкости. Устранить данный недостаток предлагается введением в состав циркуляционной системы масляного нагревателя проточного типа (МНПТ), нагревательные элементы которого выполнены на основе позисторной керамики.

Такое техническое задание (ТЗ) на модернизацию систем смазки различного горно-металлургического оборудования, согласованное с ОАО «Запорожский металлургический комбинат «Запорожсталь», ПАО «Мариупольский металлургический комбинат имени Ильича», ПАО «Арселор Миттал Кривой Рог» и АО «Запорожский железорудный комбинат», выполняется специалистами ГП «Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению» (ХКБД) и НТУ «Харьковский политехнический институт» (ХПИ). На данный момент выполнение ТЗ доведено до этапа изготовления опытной партии продукции для определительных испытаний в реальных условиях эксплуатации.

Обзор публикаций

Как основа для нагревательного элемента позисторная керамика в настоящее время широко используется в системах локального подогрева элементов топливной системы дизеля [1], предпускового подогрева коренных подшипников коленчатых валов [2], а также в нагревателях для маслобаков энергоагрегатов и поддонов блока автотракторных дизелей [3, 4], разработанных ГП «ХКБД».

Все вышеупомянутые системы подогрева базируются на малогабаритных позисторных элементах, созданных институтом общей и неорганической химии им. В.И. Вернадского Национальной Академии Наук Украины. Характерной особенностью позисторных нагревательных элементов (ПНЭ) является прямопропорциональная зависимость величины электрического сопротивления керамики от её внутренней температуры. Так, при достижении температуры порядка 160 °С, электрическое сопротивление ПНЭ возрастает на порядок. Это свойство материала как нельзя лучше выполняет функцию саморегулирования процесса нагрева, достигнув рабочей температуры, значение силы тока снижается до уровня, необходимого для поддержания данной температуры ПНЭ, что исключает необходимость использования какой-либо управляющей аппаратуры, упрощает конструкцию и уменьшает стоимость МНПТ.

Цель данной работы

Описываемая работа ставит своей целью предложить новое конструктивное решение для металлургической промышленности, способное обеспечить стабильную работу циркуляционных систем жидкой смазки при отрицательных температурах окружающей среды и провести лабораторные испытания опытного образца в условиях моделирующего стенда.

Конструктивные решения проблемы повышения надёжности металлургического оборудования

Для обеспечения работоспособности металлургического оборудования с циркуляционными системами жидкой смазки ГП «ХКБД» совместно со специалистами НТУ «ХПИ» разработан масляный на-

греватель проточного типа на основе ПНЭ.

Нагреватель представляет собой металлическую толстостенную трубу на резьбовых муфтах для встраивания в магистраль системы смазки и содержит три нагревательные секции. Каждая нагревательная секция (рис. 1) имеет четыре ПНЭ, установленных на алюминиевые радиаторы с отверстиями для прохождения масла, три пружины для обеспечения электрического контакта, две стягивающие шпильки и одну клемму.

Так как питание каждой нагревательной секции постоянным током осуществляется индивидуально, положительные клеммы изолированы от корпуса МНПТ и выведены наружу (рис. 2).

В зависимости от необходимой производительности, МНПТ может быть выполнен в одно-, двух- и трёхсекционном вариантах.

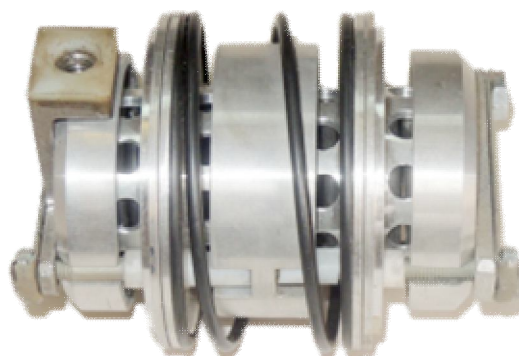


Рис. 1. Внешние виды нагревательной секции МНПТ и ПНЭ



Рис. 2. Внешний вид трёхсекционного МНПТ

Результаты экспериментальных исследований

Для проведения исследований изготовлен опытный образец МНПТ в трёхсекционном варианте и установлен на маслоперекачивающий стенд (рис. 3). Данный стенд включает в себя маслобак, ёмкостью 55 л, мощный электронасос шестерённого типа, систему трубопроводов и регулирующих кранов.

Измерение температуры масла осуществлялось с помощью двух термопар ХК, установленных в потоке масла до и после нагревателя и подключённых к прибору ЦР 7701-03 через стендовый переключатель. Величину силы тока измеряли шунтом 75ШСММ3-750-0,5 с милливольтметром М2017, напряжение – вольтметром М1106. Питание МНПТ обеспечивал двухмашинный агрегат – генератор постоянного тока ПСМ-1000.

Испытания включали в себя три десятиминутных эксперимента: нагрев масла тремя нагревательными секциями, нагрев масла одной нагревательной

секцией, нагрев масла за счёт прокачки электронасосом.

Перед началом испытаний в маслобак закачано масло М16 марки «Галол» высокой вязкости с известными физическими характеристиками. С помощью регулировочных кранов установлена прокачка холодного масла на уровне 10 л/мин. Температура окружающей среды при проведении экспериментов составляла +12...+14 °С. После каждого эксперимента стенд охлаждался естественным образом в течение суток. Перед каждым экспериментом напряжение на выходе ПСМ-1000 устанавливалось на уровне 25,8...26,0 В.

Полученные результаты представлены на рис. 4 и 5 в виде графиков. При этом, для трёхсекционного режима работы МНПТ величина пускового тока составила 390 А, с последующим быстрым снижением до номинального значения в 140 А (рис. 4). Напряжение на клеммах при этом практически не изменялось.

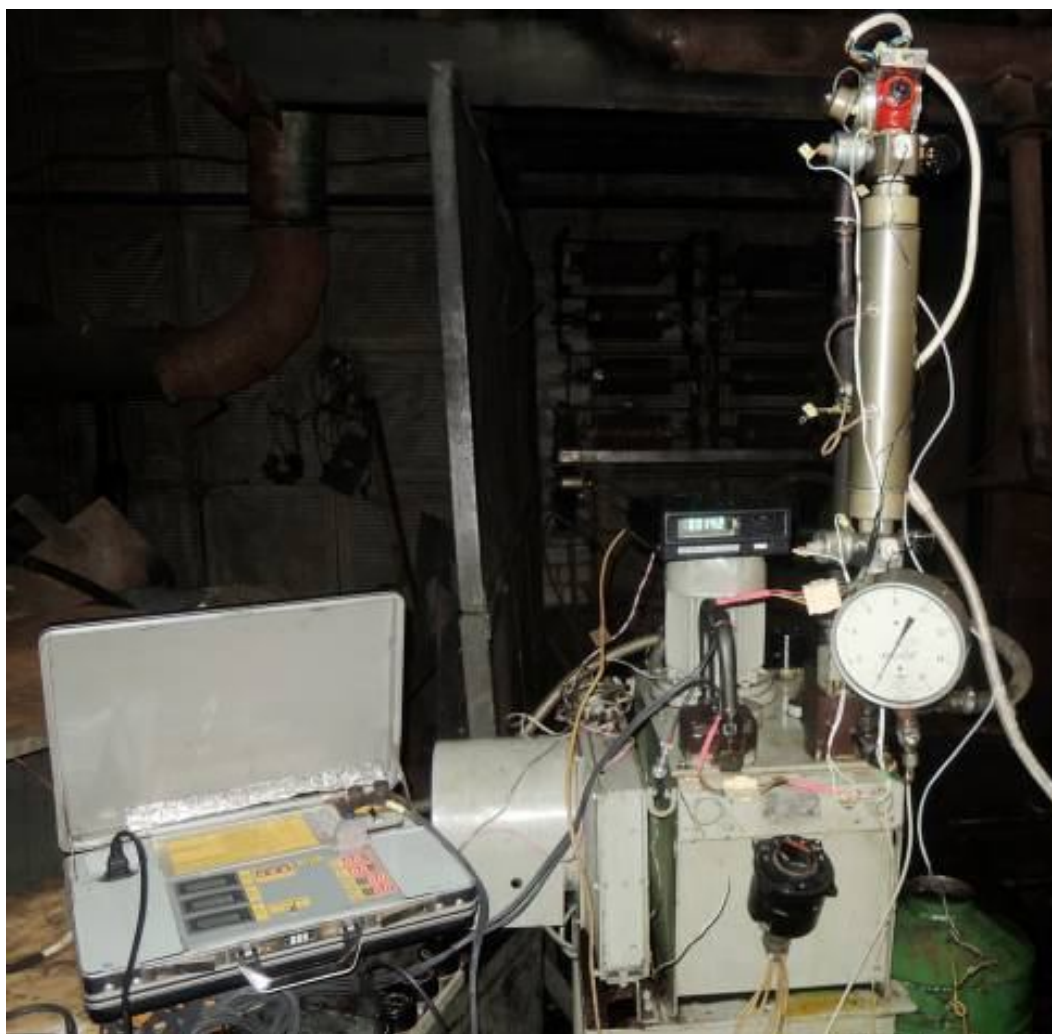


Рис. 3. Внешний вид испытательного стенда

Как видно из графика на рис. 4, характер изменения силы тока в цепи обусловлен принципом работы ПНЭ: быстрый прогрев керамики уменьшает уровень потребляемого тока ровно до термодинамического равновесия между нагревом и теплоотводом через радиаторы нагревательных секций. Таким образом, величина силы тока, потребляемого секциями МНПТ, напрямую зависит от скорости прокачки и температуры масла.

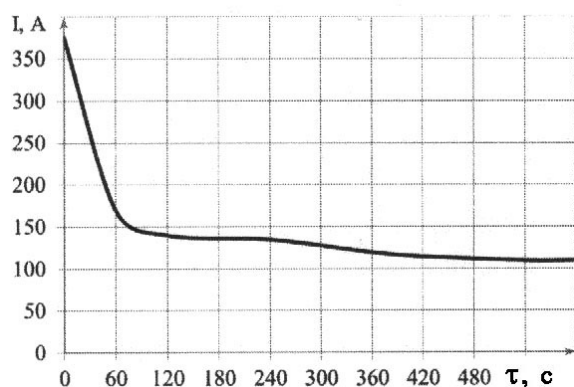


Рис. 4. Изменение силы тока МНПТ

За десять минут нагрева тремя секциями МНПТ температура масла выросла более, чем на 30 °С (рис. 5). При этом максимальный перепад между входом и выходом МНПТ зафиксирован на уровне 8,5 °С. На величину данного значения повлияла особенность конструкции и ёмкость стэнда, заключающаяся в том, что слив нагретого масла находится непосредственно возле маслозаборника электронасоса, а также то, что вторая и третья секции нагревают уже подогретое первой секцией масло, а, соответственно, работают на меньшей мощности.

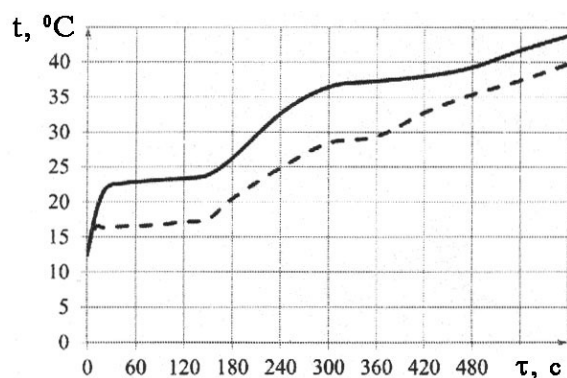


Рис. 5. Изменение температуры на входе и выходе МНПТ

Во втором эксперименте МНПТ работал в режиме нагрева одной секцией, третьей — ближайшей к выходу нагревателя, чтобы исключить охлаждение

масла другими секциями. Характер изменения силы тока и температуры масла аналогичны трёхсекционному варианту и отличаются лишь масштабом: температура масла выросла на 12 °С, а максимальный перепад составил 4 °С. Пусковой ток достиг значения 150 А, номинальный — 45 А.

Из вышеуказанного следует, что в односекционном режиме степень нагрева масла одной секцией несколько выше, чем в трёхсекционном.

Для определения величины побочного нагрева масла от прокачки электронасосом проведён третий эксперимент. За десять минут масло в баке нагрелось на 5 °С, что учтено при определении эффективности работы МНПТ и её сравнении с требованиями ТЗ.

Эффективность работы МНПТ определена экспериментально-расчётным методом.

Объёмный ($\Theta_{м.т.}$) и массовый ($G_{м.т.}$) расходы масла определены как интегральная величина за 10 минут работы:

$$\Theta_{м.т.} = \frac{\int_0^{600} \Theta_{м.т.} \cdot d\tau}{600} = 11,8 \left(\frac{\text{л}}{\text{мин}} \right);$$

$$G_{м.т.} = \rho \cdot \Theta_{м.т.} = 9,7 \left(\frac{\text{кг}}{\text{мин}} \right).$$

Количество теплоты, полученное маслом за 10 минут работы определено по формуле

$$Q_{н.э.} = C \cdot m \cdot \Delta t_{н.э.} = 2,43 \cdot 10^6 \text{ (Дж)},$$

где C — удельная теплоёмкость моторного масла;

m — масса масла в баке;

Δt — повышение температуры масла в баке.

Ток нагревательного элемента определён как интегральная величина за 10 минут работы

$$I_{н.э.} = \frac{\int_0^{600} I_{н.э.} \cdot d\tau}{600} = 137,8 \text{ (А)}.$$

Количество подведенной энергии от ПСМ ($Q_{в.н.}$) определено по формуле

$$Q_{в.н.} = U \cdot I_{н.э.} \cdot \tau = 2,13 \cdot 10^6 \text{ (Дж)}.$$

Количество теплоты, полученное маслом от маслососа ($Q_{э.м.}$):

$$Q_{э.м.} = C \cdot m \cdot \Delta t_{э.м.} = 0,567 \cdot 10^6 \text{ (Дж)}.$$

КПД нагревательного элемента найдено из выражения

$$\eta_{н.э.} = \frac{Q_{н.э.} - Q_{э.м.}}{Q_{в.н.}} = 87,5 \%$$

Интегральная величина температуры подогрева масла (Δt) в нагревателе определена по результатам обработки экспериментальных данных

$$\Delta t_{н.э.} = \frac{m \cdot \Delta t_{н.э.}}{\rho \cdot \Theta_{м.э.} \cdot \tau} = 11,9 (^{\circ}\text{C}).$$

Сравнительная оценка требуемых ТЗ и фактически полученных числовых значений параметров разработанного МНПТ представлена в табл. 1.

Для выполнения требования ТЗ по максимальному потребляемому току рекомендуется использовать последовательное включение секций с интервалом в 60 секунд.

Таблица 1

Сравнительная оценка требуемых и реализованных параметров МНПТ

Наименование параметра	Требования ТЗ	Фактически полученные значения
Расход масла, л/мин	10±2	11,8
Условное минимальное проходное сечение, мм	25	25,2
Температура подогрева масла в нагревателе, $\Delta t, ^{\circ}\text{C}$	15±5	11,9
Номинальное напряжение электропитания, В	25±3	26,0
Максимальный потребляемый ток, А	200±30	390
Ток в установившемся режиме работы, А	120±15	110
Время выхода на установившийся рабочий режим, мин	8±2	8
Масса нагревателя, кг, не более	6,5	6,5

Заключение

Проведённые испытания показали высокую эффективность МНПТ, более 85 %. При массе в 6,5 кг и малых габаритах, трёхсекционный МНПТ обеспечивает подогрев масла более 10 °C при прокачке 10±2 л/мин.

Пусковой ток не будет превышать 200 А при выполнении рекомендации последовательного включения секций с интервалом в 60 секунд, номинальный – зависит от температуры прокачиваемого масла и с её ростом снижается, вплоть до 10 А и менее, в случае аварийной остановки прокачки масла. Все эти свойства обеспечивают выход на режим в течение 7-10 минут от момента включения МНПТ.

Весомым преимуществом МНПТ перед другими средствами подогрева масла является отсутствие необходимости контролировать процесс нагрева и электроснабжения. Благодаря физико-электрическим особенностям позисторных нагревательных элементов, используемых в его конструкции, эти процессы происходят автоматически, т.е. не требуют вмешательства человека.

Литература

1. Грицюк, А. В. Совершенствование конструкции топливной системы автотракторного дизеля для улучшения её работы в условиях зимней эксплуатации [Текст] / А. В. Грицюк, В. Г. Кондратенко, Г. А. Щербаков // Двигатели внутреннего сгорания. – 2006. – № 1. – С. 109-114.
2. Бородин, Ю. С. Устройство локального предпускового подогрева коренных подшипников коленчатого вала дизеля на основе позисторной керамики [Текст] / Ю. С. Бородин, А. В. Грицюк, А. Н. Дорошенко и др. // Двигатели внутреннего сгорания. – 2003. – № 1-2. – С. 15-19.
3. Опыт применения позисторной керамики в устройствах локального предпускового подогрева узлов и систем автотракторного дизеля [Текст] / А. В. Грицюк, Д. В. Демиденко, А. Г. Белоус, Ю. Д. Ступин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 7(33). – С. 109-113.
4. Термостабілізовані керамічні нагрівачі для поліпшення холодного пуску малолітражних дизельних двигунів енергоагрегатів [Текст] / С. О. Альохін, О. В. Грицюк, О. М. Дорошенко, В. Г. Кондратенко // Двигатели внутреннего сгорания. – 2008. – № 2. – С. 107-111.

Поступила в редакцию 29.05.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор кафедры гидропневмоавтоматики и гидропривода Г. А. Крутиков, Национальный технический университет "Харьковский политехнический институт", Харьков.

ВИКОРИСТАННЯ ВИСОКИХ ТЕХНОЛОГІЙ МАЛОЛІТРАЖНОГО ДИЗЕЛЕБУДУВАННЯ В СИСТЕМІ ЗМАЩЕННЯ МЕТАЛУРГІЙНОГО УСТАТКУВАННЯ

*А. П. Марченко, О. В. Грицюк, В. В. Татков, В. К. Савіч,
О. А. Мотора, А. О. Мильников, О. С. Жуков*

Шляхом використання високих технологій малолітражного дизелебудування, а саме технології локального передпускового підігріву вузлів силових установок з малолітражними дизелями багатопільового призначення, вирішено задачу підвищення працездатності змащуваних механізмів гірничо-металургійного устаткування. Основний вузол у запропонованому рішенні - масляний нагрівач проточного типу (МНПТ), уведений до складу циркуляційної системи рідкого мастила під тиском для місцевого цільового підігріву робочої рідини в безпосередній близькості від вузла, що змащується. Приведено результати лабораторних випробувань першого дослідного зразка МНПТ в умовах моделюючого стенда, які показали, що крім суттєвої економії електроенергії, досягнутої введенням локалізуючого підігріву, позитивною якістю запропонованого пристрою є його висока ефективність, яка характеризується ККД більш 85%. Дано рекомендації з алгоритму включення секцій МНПТ.

Ключові слова: масляний нагрівач, малолітражний дизель, система змащення.

HIGH TECHNOLOGY SUBCOMPACT DIESELS USE IN THE LUBRICATING SYSTEM OF METALLURGICAL EQUIPMENT

*A. P. Marchenko, A. V. Gritsuk, V. V. Tatkov, V. K. Savich,
A. A. Motora, A. A. Mylnikov, A. S. Zhukov*

By the way of using high technologies of small displacement diesel engines namely technologies of local pre-starting heating of components of power-plants with small displacement diesel engines, the problem of increase of serviceability of lubricating mechanisms of the mining and smelting equipment is solved. The basic component in offered decision is an oily heater of flowing through type (OHFT), included into structure of lubricating liquid rescue circulating system for local heating of a working liquid in immediate proximity from the lubricating unit. Results of laboratory researches of first pre-production model OHFT in the conditions of the modeling stand are presented and they have shown that beside of essential economy of electric power reached by introduction of localizing heating, the advantage of the offered device is its high efficiency, the characterized by EFFICIENCY more than 85%. Recommendations algorithm of inclusion of section OHFT are given.

Key words: oil heater, subcompact diesel, lubricating system.

Марченко Андрей Петрович – д-р техн. наук, проф., проректор по научной работе, зав. кафедры двигателей внутреннего сгорания, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина, e-mail: marchenko@kpi.kharkov.ua.

Грицюк Александр Васильевич – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., заместитель генерального конструктора по НИР - главный конструктор, Государственное предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: dthkbd@ukr.net.

Татков Владимир Викторович – канд. техн. наук, вед. науч. сотр. научно-исследовательской части, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина, e-mail: tatjkov@kpi.kharkov.ua.

Савич Виктор Константинович – начальник отдела, Государственное предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

Мотора Александр Анатольевич – начальник отдела, Государственное предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

Мильников Андрей Александрович – инженер, Государственное предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

Жуков Александр Сергеевич – инженер, Государственное предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

УДК 621.438:

А. И. ТАРАСЕНКО

*Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова,
Николаев, Украина*

РАБОТА ПРОПУЛЬСИВНОГО СУДОВОГО МАЛООБОРОТНОГО ДИЗЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА В УСЛОВИЯХ ЛЕДОВОГО ПЛАВАНИЯ

Рассматривается судовой пропульсивный комплекс, состоящий из малооборотного дизеля, винта регулируемого шага и валопровода, в котором смонтирован механизм изменения шага. Для создания модели рассмотрен турбонаддувочный агрегат с ресиверами компрессора и турбины. При рассмотрении дизеля учтена модель регулятора скорости. При рассмотрении пропульсивного комплекса учтена модель системы дистанционного автоматического управления (ДАУ) дизеля. Система ДАУ формирует задание для регулятора скорости дизеля и для механизма изменения шага винта. Ледовое воздействие принято стандартным для классификационного общества DET NORSKE VERITAS (DNV). Приведены графики переходных процессов для разных исходных состояний дизеля.

Ключевые слова: дизель, турбонаддувочный агрегат, винт регулируемого шага, регулятор скорости, система дистанционного автоматического управления, ледовое воздействие.

Введение

В рождественские предновогодние дни 2013 года все мировые средства массовой информации заполнены сообщениями о том, что российское научно-исследовательское судно ледового класса «Академик Шокальский» застряло во льдах Антарктики. Совершить успешный ледовый маневр и снять все 52 пассажира с судна удалось 2 января китайскому судну «Сюэ Лун» – «Снежный дракон». На Херсонском судостроительном заводе построены четыре судна: два для России – «Иван Папанин» (1990 год) и «Юпитер» (1991 год), а потом уже в 1993 году – «Снежный дракон» для Китая.

Преимущество этих судов – прямая передача от главного двигателя, дизеля, на винт регулируемого шага (ВРШ) с уникальной системой слежения между ВРШ и главным двигателем, и установкой выносного упорного подшипника. Как правило, все остальные ледоколы – на электродвижении. Все выше сказанное есть цитата из статьи В. Бабича «Снежный дракон» идет на помощь. Эта статья опубликована в периодическом издании г. Николаева.

Автор имел честь сотрудничать с организацией спроектировавшей это судно. Сотрудничество заключалось в моделировании крутильных колебаний [1], в моделировании переходных процессов при взаимодействии винта со льдом [2], в разработке и изготовлении имитатора судового пропульсивного комплекса для проведения межведомственных испытаний (МВИ) системы ДАУ судов ледового плавания и участие автора в этих испытаниях. Отдельно автор хочет указать

на статью [3], опубликованную им по личной просьбе идеолога создания силовой установки этих судов – Ищенко Бориса Антоновича.

Эта статья посвящена некоторым аспектам установки выносного упорного подшипника.

Настоящая статья посвящена переходным процессам в системе малооборотный дизель (МОД) – винт регулируемого шага (ВРШ) при взаимодействии ВРШ со льдом в условиях ледового плавания.

В работах [1, 2] автором рассмотрен комплекс вопросов касающихся системы (МОД) – (ВРШ) в условиях ледового плавания. Более того, результаты этих работ использованы при реальном проектировании судов ледового плавания. Разработанные автором в настоящее время универсальные широкодиапазонные модели не только не решили старых вопросов, а добавили новые. Доклад части материала на 1st torsional vibration symposium в Зальцбурге вызвал интерес и автор решил для себя, что тогда, когда поджимали сроки, он делал, как мог, а сейчас надеется, что делает как надо.

1. Формулирование проблемы

Требуется получить систему обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих параметры системы дизель–валопровод–гребной винт в условиях мощного ледового воздействия. При формировании модели судового пропульсивного комплекса необходимо использовать дифференциальные уравнения, описывающие турбонад-

дувочный агрегат и его пневматические емкости [4]. Разрабатываемая математическая модель должна включать в себя модель регулятора скорости дизеля и модель системы дистанционного автоматического управления (ДАУ). Полученная система обыкновенных дифференциальных уравнений должна решаться численным методом на ЭВМ.

Цель работы – разработка математической модели судового пропульсивного комплекса в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений, реализация этой модели на ЭВМ путем численного решения дифференциальных уравнений и сравнительные расчеты на ЭВМ.

1.1. Общие соотношения

Схема судового пропульсивного комплекса судна на ледового плавания показана на рис. 1.

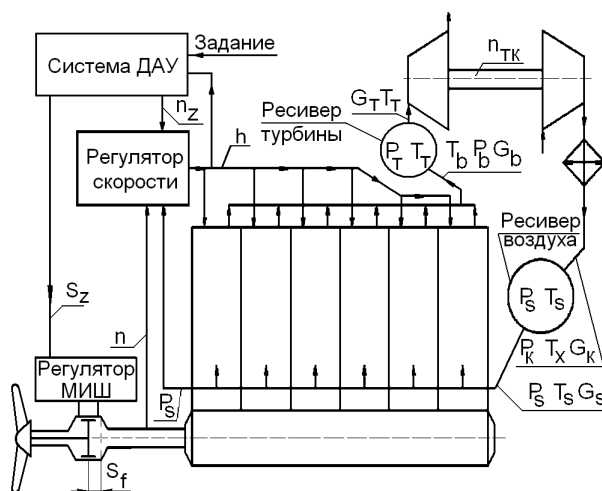


Рис. 1. Схема пропульсивного комплекса судна ледового плавания

На рисунке 1 показана схема пропульсивного комплекса и схема связей между отдельными агрегатами. На рисунке 1 приняты следующие обозначения:

G_S – расход продувочного воздуха;
 P_S – давление в ресивере компрессора;
 T_S – температура воздуха в ресивере компрессора;
 P_T – давление газа в ресивере турбины;
 T_T – температура газа в ресивере турбины;
 G_T – расход газа на входе в турбину;
 P_b – давление газа в точке «b» индикаторной диаграммы;
 T_b – температура газа в точке «b» индикаторной диаграммы;
 G_b – расход газа в точке «b» индикаторной диаграммы;

P_K – давление за компрессором;

G_K – расход компрессора;

T_X – температура за охладителем воздуха;

n – скорость вращения дизеля;

n_z – заданная скорость вращения дизеля (задается ДАУ);

S_z – заданный шаг ВРШ (задается ДАУ);

S_f – заданный шаг ВРШ;

h – относительная подача топлива (индекс топливного насоса), задается регулятором скорости;

n_{TK} – скорость вращения турбокомпрессора (турбонаддувочного агрегата).

Малооборотный дизель (МОД) прямо действует на винт регулируемого шага (ВРШ). Вырабатываемая МОД мощность определена топливоподачей h (индексом рейки топливного насоса). Топливоподачу h определяет регулятор скорости. Этот регулятор учитывает давление в ресивере продувочного воздуха и осуществляет ограничение топливоподачи. Задание для регуляторов скорости и механизма изменения шага (МИШ) вырабатывает система ДАУ. В нормальных условиях система ДАУ вырабатывает задание регуляторам скорости и МИШ согласно заданию системе ДАУ. Если возникает ледовое воздействие, которое вызывает чрезмерное увеличение топливоподачи, то система ДАУ дает команду на уменьшение шага винта и нормализации топливоподачи.

Следует отметить, что автор не претендует на создание методик для проектирования дизелей, гребных винтов и турбонаддувочных агрегатов. Автор считает, что пропульсивный комплекс укомплектован готовыми агрегатами с известными параметрами номинального режима и известными характеристиками.

1.2. Особенности численного решения

Разрабатываемую систему дифференциальных уравнений планируется решить численным методом. В качестве численного метода можно использовать метод Хемминга или Рунге–Кутты. Во всех этих методах задача программиста – по известным значениям параметров найти первые производные этих параметров. Иными словами, числовые значения неизвестных переменных выдает численный метод, а задача программиста, получив эти числовые значения, вычислить первые производные.

В качестве переменных, первые производные которых требуется найти, используются следующие величины:

φ – угол поворота коленчатого вала дизеля;

n – скорость вращения дизеля;

n_{TK} – скорость вращения турбокомпрессора;

m_{PT} – масса газа в ресивере турбины;

$L_{\text{PT}} = m_{\text{PT}} / \mu_{\text{PT}}$ – количество газа в ресивере турбины в молях;

T_{T}^* – температура газа в ресивере турбины;

P_{S}^* – давление в ресивере компрессора.

Следовательно, математическая модель пропульсивного комплекса состоит из семи дифференциальных уравнений первого порядка. Остальные параметры определены алгебраическими уравнениями.

Для создания математической модели пропульсивного комплекса достаточно рассмотреть каждую составляющую этого комплекса.

1.3. Гребной винт

В условиях ледового плавания пропульсивный комплекс работает по швартовой характеристике. Действительно, судно в полынье идет с малой скоростью порядка 2 – 3 узла. На такой скорости мощность, потребляемая гребным винтом, зависит только от скорости вращения винта и положения лопастей. Это делает возможным использование винтовой характеристики. Крутящий момент, потребляемый гребным винтом

$$M_{\text{ВРШ}} = M_{\text{У}} \cdot (\bar{n})^2 + M_{\text{Л}},$$

где $M_{\text{Л}}$ – крутящий момент от взаимодействия гребного винта со льдом определен по методике DET NORSKE VERITAS (DNV);

$M_{\text{У}}$ – крутящий момент, установленный системой ДАУ для номинальной скорости вращения дизеля. Изменение S_{f} (шага ВРШ) ведет к изменению $M_{\text{У}}$.

1.4. Турбонаддувочный агрегат и дизель

Уравнения, записанные в [4] для газотурбинного двигателя, можно преобразовать к следующему виду:

$$\begin{aligned} \dot{P}_{\text{S}}^* &= \bar{P}_{\text{S}}^* \cdot (\bar{g}_{\text{ouD}} - \bar{g}_{\text{inD}}) / \tau_{\text{PK}}; \\ \dot{T}_{\text{T}}^* &= \frac{\bar{P}_{\text{T}}^* \bar{g}_{\text{ouD}}}{\sqrt{\bar{T}_{\text{b}}^*}} \cdot \frac{T_{\text{b}}^* C_{\text{PT}}^* - T_{\text{T}}^* C_{\text{PT}}^*}{\tau_{\text{PT}} \bar{m}_{\text{PT}} C_{\text{P}}^*}; \\ \dot{m}_{\text{PT}} &= \left[\frac{\bar{g}_{\text{ouD}}}{\sqrt{\bar{T}_{\text{b}}^*}} - \frac{\bar{g}_{\text{inT}}}{\sqrt{\bar{T}_{\text{T}}^*}} \right] \cdot \frac{\bar{P}_{\text{T}}^*}{\tau_{\text{PT}}}; \\ \dot{L}_{\text{PT}} &= \frac{\bar{P}_{\text{T}}^*}{\tau_{\text{PT}}} \left[\frac{\mu_{\text{PT}}}{\mu_{\text{b}}} \frac{\bar{g}_{\text{ouD}}}{\sqrt{\bar{T}_{\text{b}}^*}} - \frac{\bar{g}_{\text{inT}}}{\sqrt{\bar{T}_{\text{PT}}^*}} \frac{\bar{L}_{\text{PT}}}{\bar{m}_{\text{PT}}} \right]; \end{aligned}$$

$$\dot{n}_{\text{TK}} = \frac{\bar{N}_{\text{T}} - \bar{N}_{\text{K}}}{\bar{n}_{\text{TK}} \cdot \tau_{\text{TK}}}.$$

Дизель даст еще два дифференциальных уравнения:

$$\begin{aligned} \dot{n} &= \frac{\bar{P}_{\text{e}} - \bar{M}_{\text{У}} \cdot \bar{n}^2 - \bar{M}_{\text{Л}}}{\tau_{\text{D}}}; \\ \dot{\varphi} &= n. \end{aligned}$$

В этих уравнениях:

$\bar{g}_{\text{inD}} = \bar{n}$ – параметр расхода на входе в дизель;

$$\bar{g}_{\text{ouD}} = \left(\bar{n} + \frac{\frac{\bar{h}}{\bar{P}_{\text{T}}^*} - \bar{n}}{\alpha_{\text{H}} L_0} \right) \sqrt{\bar{T}_{\text{b}}^*} \quad \text{– параметр расхода в}$$

точке b индикаторной диаграммы;

μ_{b} – молекулярная масса в точке b индикаторной диаграммы;

$\mu_{\text{PT}} = \mu_{\text{PT}} \bar{m}_{\text{PT}} / \bar{L}_{\text{PT}}$ – молекулярная масса смеси газов в ресивере турбины;

$\tau_{\text{PT}} = m_{\text{PT}} / G_{\text{b}} - \text{постоянная времени ресивера турбины;}$

$$\tau_{\text{TK}} = \frac{J \omega_{\text{H}}^2}{N_{\text{TH}}} \quad \text{– постоянная времени ротора турбокомпрессора;}$$

P_{e} – эффективное давление. Это давление определяется путем анализа индикаторной диаграммы. Иногда $\bar{P}_{\text{e}}$ отождествляют с $\bar{h}$.

1.5. Индикаторная диаграмма

Анализ индикаторной диаграммы необходим для определения параметров потока в точке «b» и среднего эффективного давления. Индикаторная диаграмма рассматривается по В. И. Гриневецкому–Е. К. Мазингу. Учитывая, что дизель и его параметры на номинальном режиме известны, можно использовать этот приближенный подход. На графике рис. 2 показана зависимость окружной составляющей давления в цилиндре от угла поворота коленчатого вала, полученные по предлагаемой методике, по эмпирическим формулам Ллойда и полуэмпирическим формулам Вейца и Качуры [5].

На рисунке 2 видно, что графики плотно ложатся друг на друга. Это позволяет сделать вывод о нецелесообразности глубже рассматривать процессы в цилиндре для рассматриваемой задачи.

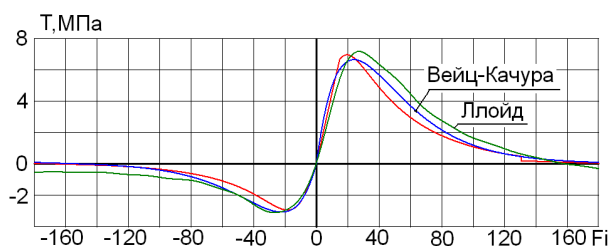


Рис. 2. Зависимость окружной составляющей давления в цилиндре от угла поворота

Исходными данными для расчета индикаторной диаграммы являются следующие параметры:

n_D – скорость вращения дизеля на номинальном режиме;

N_{cil} – цилиндровая мощность (мощность одного цилиндра) дизеля на номинальном режиме;

b_e – удельный расход топлива (в кг/(кВт час)) дизеля на номинальном режиме;

η_{mex} – механический КПД двигателя;

D_{cil} – диаметр цилиндра;

S – ход поршня;

P_S – давление в ресивере компрессора на номинальном режиме;

ε – геометрическая степень сжатия;

T_X – температура воздуха за охладителем воздуха на номинальном режиме.

Результаты расчетов показаны на рис. 3 - 5.

На рисунках 3 – 5 следующие обозначения:

P_K – давление воздуха за компрессором (бары);

P_T – давление газа в ресивере турбины (бары);

t_T – температура газа в ресивере турбины (С);

t_b – температура газа в точке «b» индикаторной диаграммы (С);

$\bar{n}$ – скорость вращения дизеля (отнесенная к номиналу);

$\bar{n}_{TK}$ – скорость вращения турбокомпрессора (турбонаддувочного агрегата) (отнесенная к номиналу);

k – коэффициент адиабаты в ресивере турбины;

$\bar{P}_e$ – эффективное давление (отнесенное к номиналу);

$\alpha_{ц}$ и α_T – коэффициенты избытка воздуха в цилиндре и в ресивере турбины.

На рисунке 3 показан переходный процесс для пропульсивного комплекса с ВРШ при стандартном ледовом воздействии (14 ударов лопасти винта о лед). Видно увеличение скорости вращения турбонаддувочного агрегата и существенный, но не опасный, провал скорости вращения дизеля.

На рисунке 4 показан переходный процесс для пропульсивного комплекса с ВРШ при длительном ледовом воздействии (25 ударов лопасти винта о лед). Видно опасный провал скорости вращения дизеля и временное увеличение скорости вращения турбонаддувочного агрегата. На рисунке 5 показан переходный процесс для пропульсивного комплекса с винтом фиксированного шага (ВФШ) при длительном воздействии (25 ударов лопасти винта о лед). Видно недопустимый провал скорости вращения дизеля и недопустимое увеличение давления в ресивере продувочного воздуха, что может вызвать помпаж компрессора.

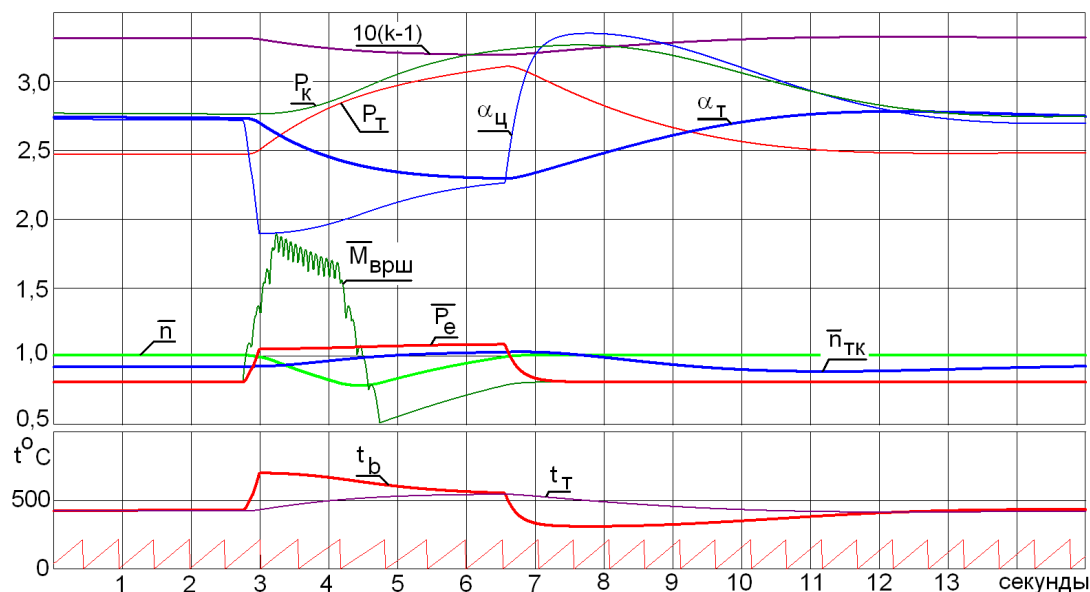


Рис. 3. Переходный процесс судового пропульсивного комплекса с ВРШ при стандартном ледовом воздействии (14 ударов)

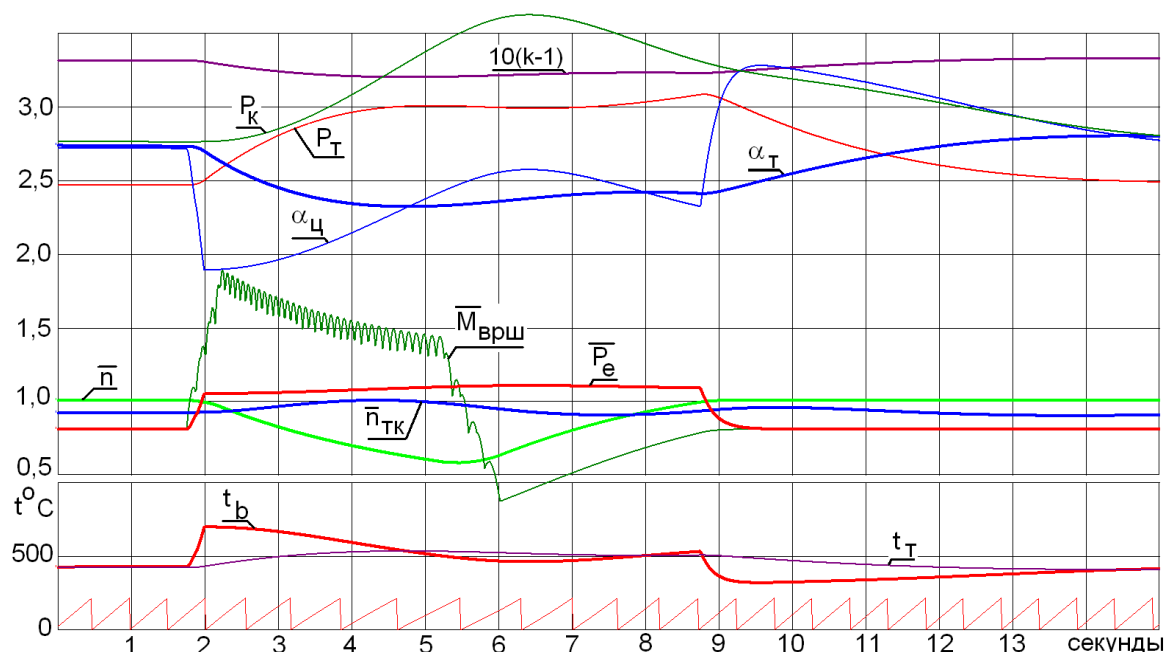


Рис. 4. Переходный процесс судового пропульсивного комплекса с ВРШ при длительном ледовом воздействии (25 ударов)

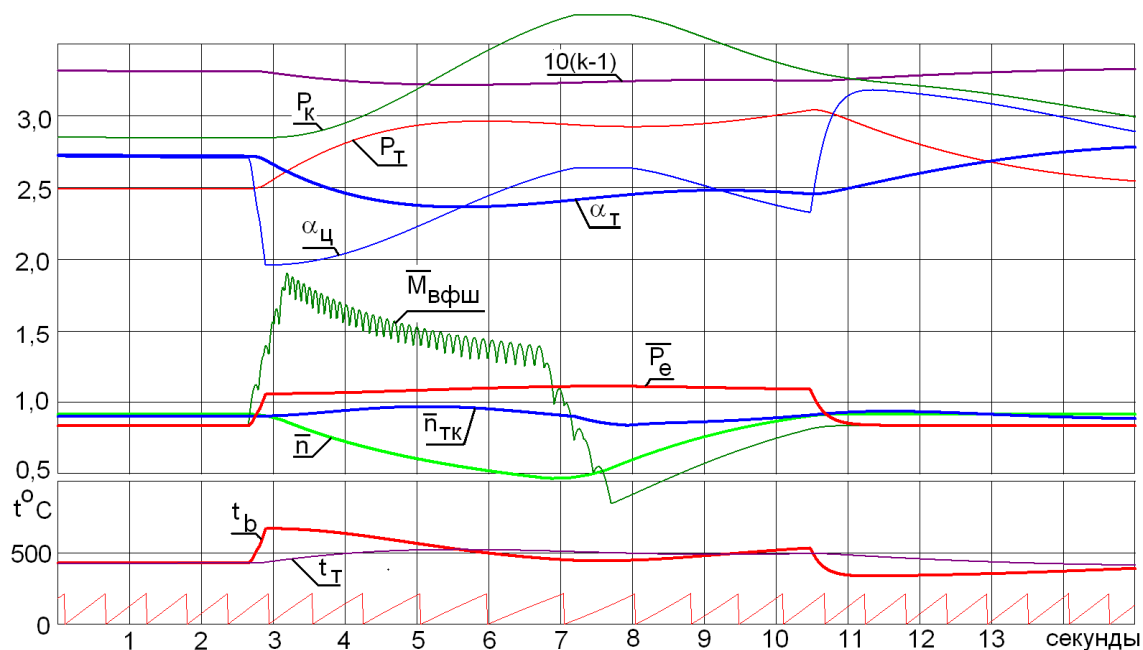


Рис. 5. Переходный процесс судового пропульсивного комплекса с ВФС при длительном ледовом воздействии (25 ударов)

Следует подчеркнуть, что при использовании винта фиксированного шага мощность двигателя можно понизить только путем снижения скорости вращения дизеля. Одно из преимуществ применения ВРШ в том, что мощность двигателя можно уменьшить с помощью ВРШ сохраняя скорость вращения дизеля заданной. Для всех трех переходных процессов общим является повышение температуры на клапанах (точка «b» индикаторной диаграммы) и повышение давления продувочного воздуха. Повышение давления продувки означает, что ограничение топливоподачи работать

не будет и возможно опасное повышение давления при вспышке топлива в цилиндре. Очевидно, что срабатывание предохранительных клапанов приведет к остановке двигателя.

Заключение

Разработана математическая модель судового пропульсивного комплекса, позволяющая исследовать переходные процессы при мощном ледовом воздействии.

Выполненные на ЭВМ расчеты позволяют сделать следующие выводы:

1. Пропульсивный комплекс на основе малооборотного дизеля должен содержать ВРШ.
2. При движении во льдах скорость вращения дизеля необходимо поддерживать номинальной. Мощность двигателя регулируется с помощью ВРШ.
3. В условиях стандартных воздействий нет необходимости управлять ВРШ во время воздействия.

Литература

1. Тарасенко, А. И. Расчет динамических характеристик системы «винт–валопровод–главный двигатель» на основе решения волнового уравнения. [Текст] / А. И. Тарасенко // Динамика и прочность : сб. научн. тр. – Николаев : НКИ, 1985. – С. 45–53.

2. Тарасенко, А. И. Переходные процессы в системе «винт–валопровод–малооборотный дизель» при мощном ледовом воздействии [Текст] / А. И. Тарасенко // Динамика и надежность судовых машин : сб. научн. тр. – Николаев : НКИ, 1989. – С. 99–106.

3. Тарасенко, А. И. Продольные колебания судовых валопроводов, содержащих несколько упорных подшипников [Текст] / А. И. Тарасенко // Динамика и прочность : сб. научн. тр. – Николаев : НКИ, 1988. – С. 85–92.

4. Тарасенко А. И. Широкодиапазонная динамическая модель ГТД [Текст] / А. И. Тарасенко А. А Тарасенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 9 (96). – С. 243–247.

5. Вейц, В. Л. Динамика машинных агрегатов с двигателями внутреннего сгорания. [Текст] / В. Л. Вейц, А. Е. Кочура – Л. : Машиностроение, 1976. – 384 с.

Поступила в редакцию 11.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Р. Ткач, Национальный университет кораблестроения, Николаев.

РОБОТА ПРОПУЛЬСИВНОГО СУДНОВОГО МАЛООБЕРТОВОГО ДИЗЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСУ В УМОВАХ ЛЕДОВОГО ПЛАВАННЯ

О. І. Тарасенко

Розглядається судновий пропульсивний комплекс, що складається з малооборотного дизеля, гвинта регульованого кроку та валопроводу, в якому вмонтовано механізм змінення кроку. Для створення моделі розглянуто турбонаддувочний агрегат з ресиверами компресора та турбіни. При розгляданні дизеля враховано модель регулятора швидкості. При розгляданні пропульсивного комплексу враховано модель системи дистанційного автоматичного управління (ДАУ) дизеля. Система ДАУ формує завдання для регулятора швидкості дизеля і для механізму змінення кроку гвинта. Момент викликий льодом прийнято стандартним для класифікаційного товариства DET NORSKE VERITAS (DNV). Наведено графіки перехідних процесів при різних початкових станах дизеля.

Ключові слова: дизель, турбонаддувочний агрегат, гвинт змінного кроку, регулятор швидкості, система дистанційного автоматичного управління (ДАУ) дизеля, льодова дія.

WORK OF PROPULSIVE SYSTEM ON A LOW SPEED DIESEL IN CONDITIONS OF ICE NAVIGATION

A. I. Tarasenko

We examine the ship propulsion system consisting of a slow-speed diesel engine, controllable pitch propellers and shafting mounting the pitch change mechanism. To create the model is examined a turbocharger unit with receivers of compressor and turbine. In reviewing a diesel the speed controller model was taken into account. In reviewing the propulsion system the model of remote automatic control system (RAC) of diesel is also taken into account. RAC system creates a task to the speed controller for diesel and the mechanism of the change of pitch. Ice impact is considered standard for the classification society DET NORSKE VERITAS (DNV). Shows graphs of transient processes for different initial states of diesel.

Key words: diesel, turbocharger unit, controllable pitch propeller (CPP), velocity control, remote automatic control system (RAC) ice impact.

Тарасенко Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры механики и конструирования машин, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: tai777@ukrpost.net.

УДК 621.432.3

А. В. БЕЛОГУБ¹, В. А. ПЫЛЕВ², А. А. ЗОТОВ³, Е. А. ГЛИБКО²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина*³ *ПП «ВЕКТОР - АТТРАКЦИОН»*

ПУТИ МОДЕРНИЗАЦИИ ПОРШНЕВОЙ ГРУППЫ ДВИГАТЕЛЯ АШ-62

В работе проведен анализ возможности модернизации конструкции поршневой группы на примере двигателя АШ-62, включающей замену материала поршня, изменение геометрии внешней и внутренней поверхностей; изменение количества и конструкции поршневых колец. Предложена конструкция поршня из литой заготовки с необрабатываемой внутренней поверхностью. Приведены результаты сравнительного расчета напряжений поршня в прогретом состоянии, деформаций поршня и гильзы в процессе наброса нагрузки. Показано, что при назначении зазора в сопряжении гильза-поршень достаточно провести стационарный расчет термовоздействия, корректно назначив ГУ по поршню и гильзе.

Ключевые слова: двигатель, поршень, гильза, напряжения, деформации.

Введение

Поршневой однорядный двигатель воздушного охлаждения М-62 (9ЧН155,5/174,5) [1,2] разработан в ОКБ А. Д. Швецова в 1933 году. За основу взят американский двигатель Райт "Циклон" R-1820-F3. В последствие в конструкции применён ряд оригинальных решений: двухдемпферный коленчатый вал, эластичная шестерня газораспределения, боковое уплотнение главного шатуна, фланкирование зуба неподвижной шестерни редуктора (на АШ-62ИР). Серийное производство организовано в 1937 году на заводе №19 в Перми, позже - на Воронежском механическом заводе. С 1944 года двигатель назывался АШ-62.

Двигателей модификации АШ-62ИР в СССР выпущено более 3500. Выпускался также по лицензии в Китае и Польше. В Польше на заводах в Калише и Жешуве изготовлено 25106 двигателей, в Китае (в Сучжоу) - не менее 2600. Расход топлива на взлетном режиме >235 г/кВт*ч масла >13 г/кВт*ч (паспортная величина - не менее 220 г/кВт*ч и не более 11 г/кВт*ч, соответственно) против 170-185 г/кВт*ч по топливу и 4-7 г/кВт*ч по маслу у оппозитных авиадвигателей типа Lycoming.

В настоящее время количество двигателей АШ-62, находящихся в эксплуатации неизвестно, но количество обращений от эксплуатирующих организаций с просьбами о модернизации с целью снижения потребления топлива, перехода на автомобильные бензины, снижения расхода масла [3] - достаточно велико (3 - 5 обращений в год). В США серии Райт R-1820 Циклон до сих пор доступны.

Сертификат Типа действует, и есть фирмы, которые продолжают их ремонтировать.

Формулирование проблемы

Основной проблемой рассматриваемого двигателя является повышенный расход топлива и масла в эксплуатации. Возможности по модернизации двигателя АШ-62 с целью снижения расхода топлива и масла следующие.

По топливу:

1. Впрыск во впускной коллектор:
 - разработка (адаптация) компьютерной системы управления;
 - разработка (выбор) агрегатов топливоподачи: форсунки, насосы, аккумуляторы давления, клапана и пр.;
 - разработка (модернизация) впускных патрубков под установку форсунок.
2. Впрыск в цилиндр¹:
 - разработка (адаптация) компьютерной системы управления;
 - разработка (выбор) агрегатов топливоподачи: форсунки, насосы, аккумуляторы давления, клапана и пр.;
 - модернизация головки цилиндров под установку форсунок (как у двигателя АШ-82ФН);
 - разработка конструкции поршня с уменьшенным до 4-х (3-х) колец;

¹ Хорошо бы реализовать процесс GDI (FSI), но это потребует существенных ресурсов на исследование по привязке процесса к новым условиям.

– разработка (адаптация) компрессионных колец уменьшенной высоты.

3. Модернизация колеса центробежного нагнетателя – оптимизация геометрии и расположения лопаток для повышения КПД на основном режиме эксплуатации.

По маслу:

4. Модернизация поршневой группы:

– замена материала поршня на кремний содержащий (напр. АК12МЗМгН2) с меньшим, чем у прототипа коэффициентом линейного расширения;

– разработка конструкции поршня с уменьшенным зазором «поршень-гильза» как по юбке, так и по головке поршня;

– разработка (адаптация) сборного масляевого кольца.

Как видно из вышеизложенного, задача повышения потребительского качества двигателя АШ-62 возможна по нескольким направлениям. В настоящей статье рассмотрена работа, посвященная решению частной проблемы – разработке и исследованию поршня из высококремнистого литейного сплава, взамен применяемому из холодно-деформируемого сплава АК-4-1.

Цели и задачи исследования

Целью работы является создание методики учета влияния динамики прогрева деталей цилиндропоршневой группы (ЦПГ) и применение этой методики при конструировании поршня. Основными задачами настоящего исследования являются:

– разработка новой конструкции поршня (синтез 3-D модели), получаемого из литой заготовки и не уступающего прототипу по прочности при статическом нагружении;

– выбор граничных условий для моделирования совместного прогрева поршня и гильзы цилиндров

– моделирование прогрева деталей ЦПГ;

– определение деформаций деталей ЦПГ на режиме прогрева;

– корректировка конструкции поршня по результатам моделирования деформаций.

Пути решения проблемы (основная часть)

Используя известные методы моделирования [4 - 7] синтезирована конструкция поршня, получаемая из литой заготовки. В качестве обязательно принято условие сохранения массы. При этом особое внимание, кроме выполнения условий по максимальной температуре и напряжениям в контрольных точках исходя из принципа «не хуже чем

у прототипа», уделено технологичности изделия. Последнее заключалось в требовании, что внутренняя поверхность поршня и холодильника не подлежат механической обработке. На рисунке 1 приведены внешний вид поршня-прототипа (рис.1а) и разработанного поршня (рис. 1б). Граничные условия температурной задачи представлены в таблице 1. В таблице 2 приведены значения температур и напряжений в контрольных точках.

Условия модельного нагружения идентичны для прототипа и нового поршня. Коэффициент линейного расширения для прототипа – $2,4 \cdot 10^{-5} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, для нового – $2,2 \cdot 10^{-5} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$.

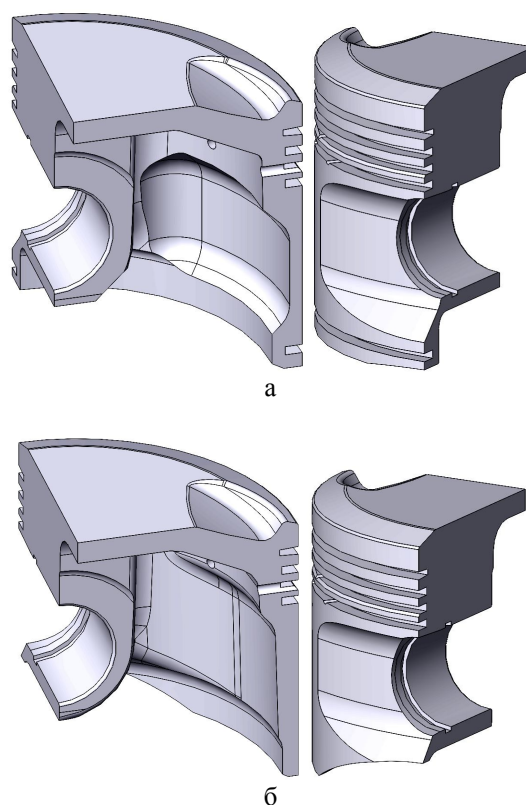


Рис. 1. Внешний вид поршня-прототипа (а) и разработанного (б) для двигателя АШ-62

Таблица 1
Граничные условия для расчета температурного поля поршня

Зона граничных условий	α , Вт/м ² К	T, К
КС	300	1350
1 кольцо	40000	450
2 кольцо	20000	430
3 кольцо	10000	410
4 кольцо	7000	390
юбка	700	370
внутренняя поверхность	250	370

Таблица 2
Значения температур и напряжений
в контрольных точках

Параметр	Прототип	Новый
Макс. температура донца, °С	328	319
Макс. деформация от нагрева по головке (на радиус), мм	0,42	0,37
Макс. деформация по юбке от боковой силы, мм	0,39	0,37

В качестве примера на рис. 2 а, б приведены эпюры суммарных (от силовых и тепловых воздействий) напряжений по фон Мизесу.

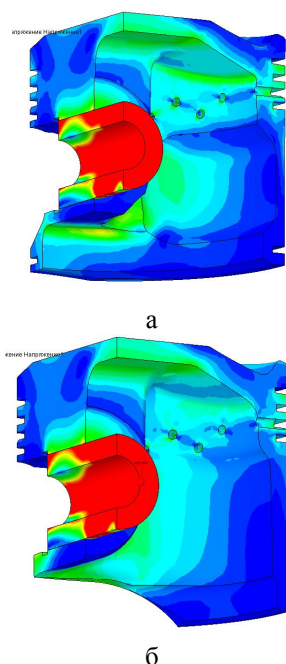


Рис. 2. Эпюры эквивалентных напряжений (по фон Мизесу) от воздействия силовых и тепловых нагрузок. Шкала напряжений 0-200 МПа

Анализируя полученные данные можно сделать вывод, что разработанный поршень по температурам, деформациям и напряжениям в контрольных точках согласно принципу «не хуже, чем» несколько превосходит прототип.

Следующая часть исследования посвящена прогреву новой конструкции. При этом для исследования зазора в паре цилиндр-поршень потребовалось создание модели цилиндра (с головкой), для которой установлены граничные условия, соответствующие полю температур [8, 9].

На рисунке 3 представлена модель гильзы с головкой, а в таблице 3 приведены граничные условия, принятые для расчета. Здесь по внутренним поверхностям объекта исследования (зоны 1-8) граничные условия приняты неизменными в окружном направлении модели. При этом ее внешняя поверхность в окружном направлении разбита на три сек-

тора – 40°, 70° и 70°. Соответственно эти сектора зоны 9-11 расположены на головке цилиндра, а зоны 12-14 – на гильзе цилиндра.

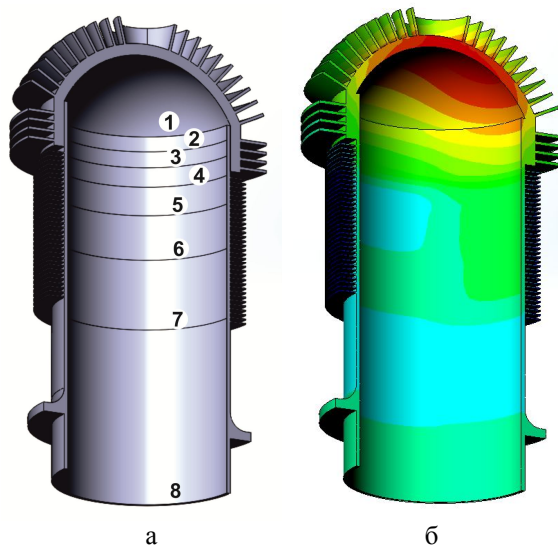


Рис. 3. Зоны назначения граничных условий (а) и температурные поля (б) гильзы цилиндров в сборе с головкой

Таблица 3
Граничные условия для расчета
температурного состояния и деформаций цилиндра

Характерные зоны граничных условий	Номер зоны	α , Вт/м ² К	T, К
Внутренняя поверхность модели	1	300	1350
	2	250	1200
	3	300	900
	4	350	720
	5	500	600
	6	500	510
	7	500	440
	8	500	383
Внешняя поверхность модели	9	160	288
	10	220	288
	11	140	288
	12	300	288
	13	350	288
	14	150	288

На рисунке 4 представлены деформация оси и зеркала цилиндра в прогретом состоянии объекта анализа. Очевидно, что деформация связана с несимметричным охлаждением внешней поверхности цилиндра. Искривление и овализация достаточно велики (до 0,1 мм и более), что подтверждает тезис о неудовлетворительной работе высоких маслосбра-

сывающих колец и желательности их замены на хорошо адаптирующиеся сборные.

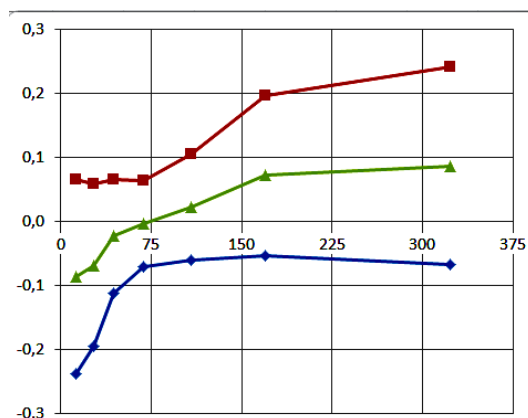


Рис. 4. Деформация гильзы (мм) в прогревом состоянии

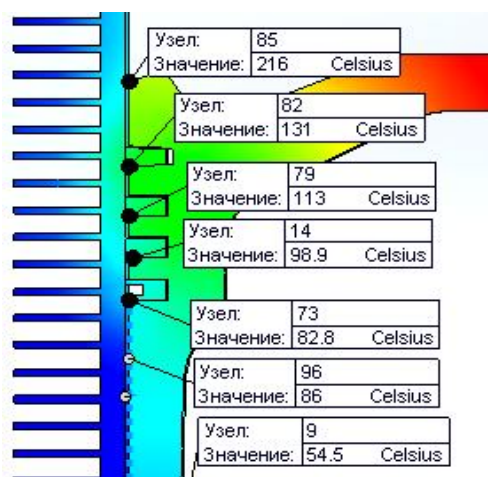
Для оценки характеристик прогрева в процессе наброса нагрузки проведены численные эксперименты, при которых приложение граничных условий было ступенчатым (табл. 1) и плавным. Проведен расчет прогрева сборки поршня с цилиндром и кольцами. На рис. 5а приведены точки «измерения» температуры, а на рис. 5б – относительные (к максимальной температуре в этих точках при установившемся режиме) температуры при прогреве.

Характер изменения температуры меняется незначительно при зафиксированном положении поршня и приложении модельных тепловых воздействий.

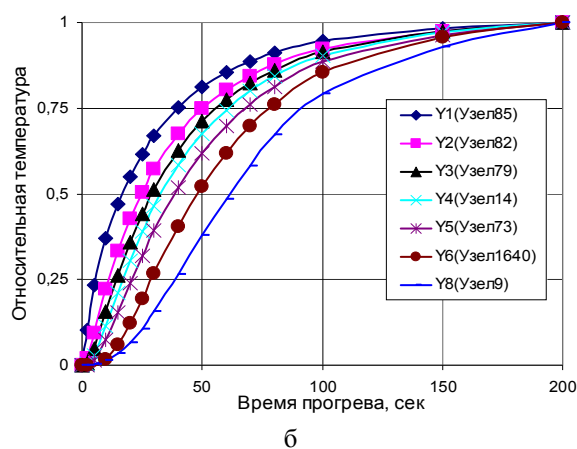
Численный эксперимент по прогреву поршня проведен следующим образом: 1-й эксперимент – на 1-й секунде расчета приложены постоянные ГУ по таблице 1; 2-й эксперимент – коэффициенты теплопередачи постоянные из таблицы 1, температуры – с учетом данных рис. 5. На рис. 6а приведено расположение точек «измерения», а на рис. 6б – термические деформации поршня в этих точках при ступенчатом приложении нагрузки и при плавном.

На рис. 7 приведены значения зазора в паре поршень-цилиндр при положении поршня в нижней мертвой точке.

Выполненные расчеты продемонстрировали сложный характер изменения зазоров в процессе наброса нагрузки двигателя. При этом деформация гильзы максимальна при выходе на режим, а темп прогрева поршня в целом происходит интенсивнее, чем гильзы. Однако в зоне юбки темп прогрева поршня может отставать от темпа прогрева гильзы даже в нижней части последней. Это означает, что зазор в рассматриваемой паре в процессе прогрева деталей не превышает зазор в начальный момент их прогрева.



а



б

Рис. 5. Точки «измерения» температуры (а) и зависимость относительной температуры в этих точках от времени (б)

Таким образом, для рассмотренной конструкции можно утверждать, что при назначении зазора в сопряжении гильза-поршень достаточно корректно назначить ГУ по поршню и гильзе, и провести стационарный расчет. Выполненные, таким образом, расчеты позволяют назначить зазор по всей высоте поршня.

Выводы

Предложенная технология позволяет учесть особенности работы гильзы и поршня при назначении зазоров. Она может быть полезна при создании новых и совершенствовании конструкций существующих двигателей. Предложенные в работе подходы также необходимы при выполнении оптимизации системы охлаждения и связаны с решением задачи обтекания цилиндра воздухом при соответствующем уточнении граничных условий внешних поверхностей гильзы и головки цилиндров.

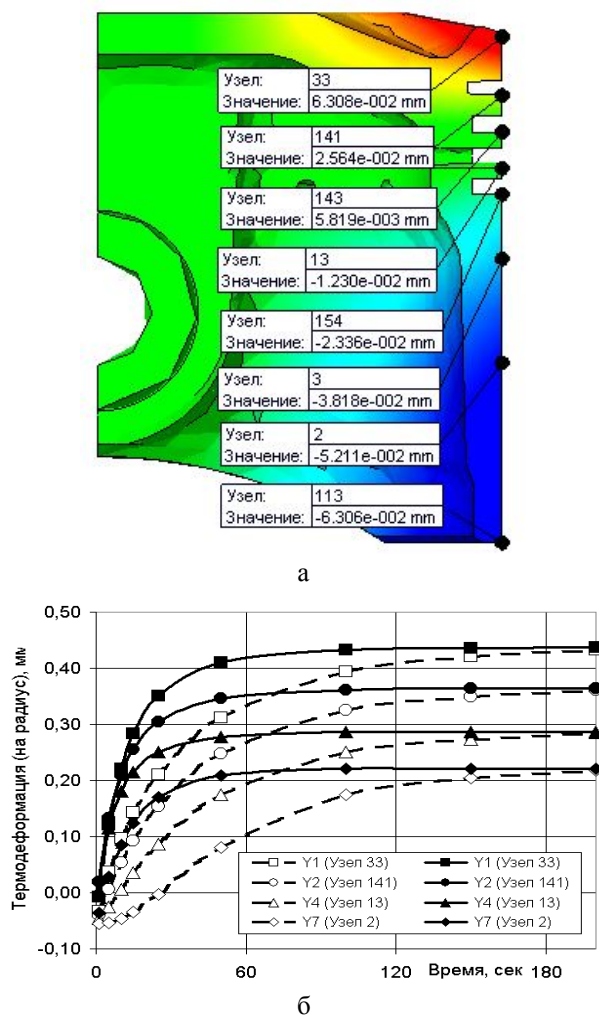


Рис. 6. Точки «измерения» деформаций (а) и деформации (б) поршня при нагреве. Сплошные линии – ступенчатое приложение ГУ, пунктирные – плавное изменение температуры

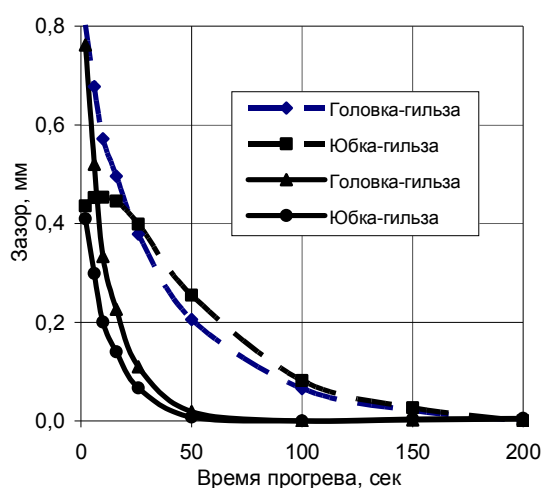


Рис. 7. Зазор в сочленении поршень-цилиндр по мере прогрева. Пунктиром обозначен зазор при плавном приложении нагрузки

Литература

1. Поршневой двигатель воздушного охлаждения М-62 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://aviaros.narod.ru/m-62.htm>. – 2.06.2014.
2. Бочаров, В. Е. Авиационный мотор АШ-62ИР. Описание конструкции и эксплуатация. [Текст] / В. Е. Бочаров, Л. Д. Гутман. – М. : Редак.-издат. отдел Аэрофлота, 1951. – 350 с.
3. АВИАЦИОННЫЙ ФОРУМ → АШ-62ИР со впрыском автобензина [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.forumavia.ru/forum/1/4/1623728996563868061461174072714_2.shtml. – 2.06.2014.
4. Пылев, В. А. Особенности термомеханического нагружения и учета ресурсной прочности тонкостенного поршня бензинового ДВС [Текст] / В. А. Пылев, А. В. Белогуб // Двигатели внутреннего сгорания. – 2010. – № 2. – С. 74-81.
5. Белогуб, А. В. Геометрические и силовые граничные условия при анализе напряженно-деформированного состояния поршней методом конечных элементов [Текст] / А. В. Белогуб, А. А. Зотов, М. А. Максимова // Двигатели внутреннего сгорания. – 2013. – № 2. – С. 70-74.
6. Москаленко, И. Н. Обзор методов профилирования юбок поршней ДВС [Текст] / И. Н. Москаленко, В. Н. Доценко, А. В. Белогуб // Двигатели внутреннего сгорания. – 2013. – № 2. – С. 75-80.
7. Пылев, В. А. Прогнозирование ресурсной прочности поршня легкомоторного авиационного двигателя Ободец [Текст] / В. А. Пылев, А. В. Белогуб // Авиационно-космична техніка и технологія. – 2013. – № 9(106). – С. 177-182.
8. Поспелов, Д. Р. Двигатели внутреннего сгорания с воздушным охлаждением. Теория и расчет. [Текст] / Д. Р. Поспелов. – М. : Машиностроение, 1971. – 535 с.
9. Закомолдин, И. И. Методологические основы проектирования систем воздушного охлаждения поршневых двигателей внутреннего сгорания транспортных машин [Текст] : дис. ... д-ра техн. наук : 05.04.02. / Закомолдин И. И. – Челябинск, 2010. – 414 с.

Поступила в редакцию 2.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

ШЛЯХИ МОДЕРНІЗАЦІЇ ПОРШНЕВОЇ ГРУПИ ДВИГУНА АШ-62

О. В. Білогуб, В. О. Пильов, О. О. Зотов, О. А. Глібко

У роботі проведено аналіз можливості модернізації конструкції поршневої групи на прикладі двигуна АШ-62, що включає заміну матеріалу поршня, зміну геометрії зовнішньої і внутрішньої поверхонь; зміну кількості і конструкції поршневих кілець. Запропоновано конструкцію поршня з литої заготовки з внутрішньою поверхнею, що не підлягає обробці. Наведено результати порівняльного розрахунку напружень поршня в прогрітому стані, деформацій поршня і гільзи в процесі накиду навантаження. Показано, що при призначенні зазору в сполученні гільза-поршень досить провести стаціонарний розрахунок термовпіву, коректно призначивши ГУ поршню і гільзі.

Ключові слова: двигун, поршень, гільза, напруги, деформації.

STRATEGIES TO MODERNIZE PISTON-CYLINDER UNIT OF ASH-62 RECIPROCATING ENGINE

A. V. Bilogub, V. A. Pilyov, A. A. Zotov, E. A. Glibko

The paper addresses the analysis of strategies to modernize the construction of the piston-cylinder unit. Strategies are changing the material of the piston, the geometrical parameters of external and internal surfaces of the piston, number and geometrical parameters of piston rings. All the considerations in the paper are made for piston of ASH-62 reciprocating engine, as an example. Authors suggested a new construction of the piston manufactured from casted workpiece with nonmachining internal surface. Paper comprises the results of comparative analysis of stresses in warmed up piston, strains of piston and liner during acceleration. It is shown that to set the clearance between the piston and the liner, it is enough to set boundary conditions for piston and liner and carry out static analysis.

Keywords: engine, piston, liner, stresses, strains.

Белогуб Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор каф. 203, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: a_belogub@mail.ru.

Пылев Владимир Александрович – д-р техн. наук, проф., и.о. зав. каф. ДВС, Национальный технический университет «ХПИ», г. Харьков, Украина, e-mail: pylyov@meta.ua.

Зотов Александр Александрович – канд. техн. наук, ведущий конструктор, ПП «Вектор-Аттракцион», г. Харьков, Украина, e-mail: z145071@rambler.ru.

Глибко Елена Анатольевна – канд. техн. наук, доцент каф. «Геометрическое моделирование и компьютерная графика», Национальный технический университет «ХПИ», г. Харьков, Украина, e-mail: e_glibko@mail.ru.

УДК 621.436

Е. М. ТАУСЕНЕВ, К. В. КОХ, А. Е. СВИСТУЛА

*Алтайский государственный технический университет им. И. И. Ползунова,
Барнаул, Россия*

ИССЛЕДОВАНИЕ ВАРИАНТОВ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ ТОПЛИВОПРОВОДОВ ДИЗЕЛЯ

Показана значительная доля нагрева топливопроводов дизеля от горячего воздуха моторного отсека. Описана оценочная методика сравнительных испытаний теплоизоляционных материалов путем сравнения темпа охлаждения воды, заключенной в сосуд, покрытый теплоизоляцией в различных вариантах. Исследованы теплоизоляционные материалы с целью применения их на топливопроводах в моторном отсеке сельскохозяйственного трактора. Предложена технология теплоизоляции топливопроводов. В результате ожидается уменьшение подогрева топлива от горячего воздуха моторного отсека и улучшение показателей работы дизеля в эксплуатации.

Ключевые слова: дизель, топливная система дизеля, моторный отсек, температура дизельного топлива, температура воздуха в моторном отсеке, теплоизоляция топливопроводов

Введение

Авторы данной статьи намерены использовать теплоизоляцию для топливопроводов дизеля, поскольку снижение подогрева топлива является актуальной задачей [1]. В ранее проведенном исследовании доказано, что в процессе эксплуатации дизеля ТМЗ 8481.10 в моторном отсеке трактора К-744Р2 происходит нагрев топливопроводов, преимущественно, за счет горячего воздуха моторного отсека. При этом известно, что искусственный подогрев стенок топливопроводов или топлива приводит к ухудшению впрыска и показателей работы дизеля [2].

Для стальных ТНД (топливопроводов низкого давления) на дизеле ТМЗ 8481.10 имеются следующие размеры: диаметры $\varnothing 10 \times \varnothing 8$ мм, протяженность по моторному отсеку около 5 м. Температура стенок ТНД равна 61°C , из них на 23°C они подогреваются от горячего воздуха моторного отсека; на остальные факторы, исключая температуру атмосферы, приходится 13°C [2]. Большая протяженность ТНД, нагретые стенки могут обеспечить заметный нагрев топлива. Данных о степени нагрева топлива пока нет.

На дизеле ТМЗ 8481.10 применяются ТВД (топливопроводы высокого давления) с диаметрами $\varnothing 7 \times \varnothing 2$ мм и длиной 0,9 м. Для ТВД характерно то, что топливо находится в узком канале, циркуляция топлива отсутствует, порция топлива, поданная насосом, постепенно продвигается и прогревается по мере продвижения к форсунке.

Подогрев топлива в дизелях также происходит в форсунке и распылителе, в топливных фильтрах и ТНВД (топливном насосе высокого давления).

Температура стенок ТВД равна 70°C , из них на 24°C они подогреваются от горячего воздуха моторного отсека; на остальные факторы, исключая температуру атмосферы, приходится 21°C . Остальными факторами подогрева топливопроводов являются: подогрев топлива от сжатия, теплопередача и лучистый теплообмен с другими деталями двигателя. Вклад атмосферы в нагрев ТНД и ТВД составляет 25°C [2].

На сегодняшний день в дизелестроении используются некоторые мероприятия для снижения подогрева топлива [1], но среди них не рассматривается возможность их теплоизоляции.

Целью исследования является выбор теплоизоляционных материалов (далее материалов) для топливопроводов тракторного дизеля. Теплоизоляция должна снижать подогрев топлива от воздуха моторного отсека и от лучистого теплообмена с другими деталями двигателя.

Задачи исследования следующие: сделать предварительный выбор материалов; посредством эксперимента выбрать наиболее приемлемый вариант с учетом теплоизолирующих, эксплуатационных и технологических свойств.

Объект и методика

В качестве объекта исследования выступают теплоизоляционные материалы применительно к топливопроводам дизеля.

Предварительный выбор материалов выполнялся по коэффициенту λ теплопроводности, заявленному производителем материала.

Экспериментальная оценка теплоизолирующей

способности материалов проведена путем сравнения темпа охлаждения воды, заключенной в сосуд, покрытый теплоизоляцией в различных вариантах. Эта методика позволила, не определяя фактические коэффициенты λ исследуемых образцов материалов, выяснить какой из них имеет лучшую теплоизолирующую способность. Для реализации методики потребуется несложное лабораторное оборудование и средства измерений, при этом сокращается трудоемкость получения окончательного результата.

В представленном исследовании использовались стеклянные цилиндрические сосуды из бесцветного прозрачного силикатного стекла с металлическими закручивающимися крышками.

В ходе исследования измерялась температура воды в поверхностном слое через интервалы времени. Время и температура замерялись с погрешностями ± 1 с и ± 1 °C, соответственно.

Результаты исследований

С целью предварительного выбора материалов выполнен обзор информации о современных теплоизоляционных материалах. Особое внимание обращено на ЖТПП (жидкое теплоизоляционное полимерное покрытие). Этот материал, согласно данных большинства производителей, имеет наименьший коэффициент λ из всех существующих. Данный тип теплоизоляции в последнее время широко рекламирует, производится и продается в России под марками «Корунд», «Астратек», «Альфатек», «Броня», «RE-THERM» и др.

Однако в ходе консультаций, специалистами, занимающимися энергоаудитом и теплоизоляцией зданий и сооружений, высказано мнение о том, что данный тип теплоизоляции не обеспечивает заявленной эффективности, т. е. фактический коэффициент λ , предположительно, не соответствует заявленному.

Согласно данных производителя, рассматриваемый далее образец ЖТПП имеет коэффициент λ равный $0,023 \pm 10\%$ Вт/(м · К) при 20 ± 5 °C, определенный по ГОСТ 7076-99, имеет температуру эксплуатации в рабочем режиме до +200°C, хорошо подходит для поверхностей любой формы и составов, эксплуатируемых в атмосферных условиях, и также обладает другими положительными качествами.

Авторы статьи намеренно не называют производителя исследованного материала и не ссылаются на его документацию, а также не ссылаются на материалы других производителей с целью избежать идентификации производителя исследованного образца. Образец материала приобретен у официального представителя фирмы-производителя, хранился

и использовался в соответствии с рекомендациями производителя.

Материал данного вида, независимо от его производителя, позиционируется на рынке как теплоизоляция последнего поколения с широкой областью применения, благодаря своим уникальным свойствам. Согласно данным большинства производителей, материал оказывает ощутимый эффект энергосбережения уже при толщине слоя 10^{-3} м.

Состав рассматриваемого образца ЖТПП следующий: полимерная дисперсия (акриловый полимер на водной основе), функциональные наполнители, ингибирующие, пигментирующие, стабилизирующие, модифицирующие добавки. Количество компонентов на упаковке не указывается.

Анализ информации интернет-сайтов продавцов или производителей вышеуказанных марок жидкой теплоизоляции показывает, что в качестве основного компонента (функционального наполнителя) используют керамические силикатные тонкостенные микросферы в количестве 75 - 85 %. Остальной объем занимают вспомогательные компоненты материала. Наличие микросфер значительно минимизирует теплообмен в связи с их низкой теплопроводностью.

Керамические силикатные тонкостенные вакуумированные микросферы – продукт сжигания углей на энергетическом объекте, размеры таких микросфер – до $5 \cdot 10^{-4}$ м, стенки микросфер – сплошные непористые. Газовая фаза внутри микросфер состоит, в основном, из азота, кислорода и оксида углерода и является продуктами сгорания углей. Теплопроводность микросферы зависит от диаметра, толщины и теплопроводности стенок микросферы, от степени разряжения внутри микросферы. Для керамической микросферы по разным данным коэффициент λ может составлять от 0,06 до 0,00083 Вт/(м · °C) [3, 4].

Коэффициент λ газовой фазы микросферы при нормальных условиях (без разрежения) приближенно равен коэффициенту λ воздуха при нормальных условиях и составляет 0,023 - 0,026 Вт/(м · К). Это объясняется тем, что состав газовой фазы схож с составом воздуха.

Заявленный коэффициент λ для ЖТПП одних производителей составляет от 0,023 до 0,1 Вт/(м · К) при 20°C, полученный по ГОСТ 7076-99 или расчетным путем.

Диапазон оценки значения λ для ЖТПП по результатам независимых научных исследований составляет 0,03 – 0,05 Вт/(м · К) [5].

В источнике [5] высказывается предположение о том, что значительный диапазон коэффициента λ для ЖТПП может быть связан с различием методик его определения.

Не зависимо от методики, теплопроводность ЖТПП будет зависеть от функционального наполнителя в объёме жидкой теплоизоляции, т.е. микросфер и их теплопроводности, поскольку остальные компоненты материала имеют заведомо большую теплопроводность. Анализируя диапазон изменения заявленного коэффициента λ для ЖТПП, можно сделать вывод о том, что производители используют микросферы, различающиеся по теплопроводности, и (или) используют различное содержание микросфер в материале.

Имеются исследования [5], подтверждающие влияние газовой среды, концентрации микросфер и их размеров на λ для ЖТПП. При толщине покрытия $8,8 \cdot 10^{-4}$ м и температуре 60°C : для покрытия с вакуумированными микросферами λ составил $0,028 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$, для покрытия с газонаполненными микросферами λ равен $0,140 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$. Концентрация микросфер 85 % - максимально возможная, при этом обеспечивается необходимая адгезия и максимальная теплоизолирующая способность. Влияние связующих материалов на λ несущественно. При исследовании теплоизолирующей способности в зависимости от диаметра микросфер наилучший результат в диапазоне диаметров от 0 до $2 \cdot 10^{-4}$ м получен при значении $7 \cdot 10^{-5}$ м. [5].

Наряду с ЖТПП для представленного исследования выбраны и другие образцы современных эффективных материалов. Например, исследовался вспененный полиэтилен, имеющий значение λ в пределах $0,031\text{--}0,037 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ [6], пенополиуретан, имеющий λ равный $0,022\text{--}0,032 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ в зависимости от технологии производства [7].

С учетом вышесказанного, нельзя говорить о фиксированном значении λ для материалов и делать выбор материала только на основании данных производителя. Для сравнения теплоизолирующей способности материалов проведен эксперимент по указанной выше методике.

Исследовалось 10 вариантов теплоизоляции сосуда: №1 – без теплоизоляции; №2 – слой ЖТПП толщиной $1 \cdot 10^{-3}$ м; №3 – слой ЖТПП толщиной $8 \cdot 10^{-3}$ м; №4 – вспененный закрытоячеистый полиэтилен толщиной $8 \cdot 10^{-3}$ м с фольгой, обращенной во внутри; №5 – вспененный закрытоячеистый полиэтилен толщиной $8 \cdot 10^{-3}$ м и с алюминиевой фольги снаружи и внутри; №6 – вспененный закрытоячеистый полиэтилен толщиной $8 \cdot 10^{-3}$ м; №7 – вспененный закрытоячеистый полиэтилен толщиной $8 \cdot 10^{-3}$ м и с алюминиевой фольгой снаружи; №8 – самоклеящаяся алюминиевая фольга; №9 – один слой алкидного лака с алюминиевой пудрой; №10 – слой пенополиуретана толщиной $8 \cdot 10^{-3}$ м, полученный методом заливки, с двумя слоями фольги снаружи и

внутри; №11 – один слой эмали глянцевой белой общего назначения; №12 – один слой алкидного лака с алюминиевой пудрой и один слой эмали глянцевой белой общего назначения. Во всех случаях крышки без теплоизоляции.

Толщина основного теплоизоляционного материала, равная во всех вариантах $8 \cdot 10^{-3}$ м, принята исходя из наличия у авторов вспененного полиэтилена указанной толщины.

Полированная фольга, эмаль с белой пигментацией, алкидный лак с алюминиевой пудрой, благодаря своим свойствам [8, 9, 10], использовались как отражающий слой, что уменьшает лучистый теплообмен.

Коэффициент теплового отражения фольги не менее 0,97; у эмали с белой пигментацией общего назначения – 0,75, наилучшее отражение достигается при толщине эмали не менее 10^{-4} м. При желании отражающая способность эмали падает, поэтому рекомендуется применять белые акриловые эмали, обладающие высокой светостойкостью [9]. Коэффициент отражения эмали с алюминиевой пудрой равен 0,55. Последняя, часто применяется для окраски бензиновых резервуаров с целью уменьшения потерь за счет испарения [11]. Остальные исследованные материалы уменьшают теплопередачу.

Для получения светоотражающих лакокрасочных покрытий с большим коэффициентом отражения выпускаются специальные белые светотехнические эмали с коэффициентом отражения 0,85. Они предназначены для покрытия светильников с люминесцентными лампами и лампами накаливания [11]. Результаты экспериментального исследования материалов сведены в таблицу 1.

Анализ таблицы производим по значению параметра m , который характеризует скорость охлаждения воды в сосуде и является безразмерной величиной. Чем больше значение m , тем хуже теплоизолирующее свойство. Темп охлаждения m рассчитывается по формуле

$$m = -(\ln T_H - \ln T_K) / (\ln t_H - \ln t_K),$$

где m – темп охлаждения; T_H – избыточная температура в начале охлаждения, $^\circ\text{C}$; T_K – избыточная температура в конце охлаждения, $^\circ\text{C}$; t_H – время в начале охлаждения, с; t_K – время в конце охлаждения, с.

Избыточная температура рассчитывается как разность между температурами T_B воды в сосуде и T_O воздуха в помещении.

Из таблицы видно, что вариант №3 с ЖТПП имеет теплоизолирующее свойство хуже, чем вариант №6 со вспененным полиэтиленом при прочих

Таблица 1

Результаты экспериментального исследования

$T_o, ^\circ\text{C}$	22,0 ⁺¹											
Время, $t, 10^3 \text{ c}$	Температура воды в сосуде, $T_v, ^\circ\text{C}$											
	№1	№2	№3	№4	№5	№6	№7	№8	№9	№10	№11	№12
0	94,5											
1,2	76,0	78,5	82,0	85	86	83	84,5	83	80	87	79	79,5
1,8	69,0	73,0	77,0	81	82	78	80,5	78	74	84	72,5	73
2,4	62,0	67,0	72,0	76	78,5	74	77	73	68,5	80,5	68	67,5
3,3	56,0	60,5	66,5	71,5	74	68,5	72	67,5	62	76,5	61,5	61
4,2	51,0	55,5	62,0	67	70	63,5	67,5	62,5	56	74	56	55
5,1	46,5	51,0	57,5	64	67	59,5	64	58,5	53	71	50	49
6,0	43,0	47,5	53,0	61	63,5	56	61,5	54,5	47,5	67	47	46,5
Темп охлажде- ния m	0,142	0,120	0,097	0,071	0,064	0,087	0,069	0,092	0,120	0,055	0,122	0,125

равных условиях. В ходе исследования выявлено, что ЖТПП при попадании воды размягчается и может быть легко разрушено, что отрицательно повлияет на эксплуатацию такого покрытия; после нанесения каждого слоя толщиной $5 \cdot 10^{-4}$ м необходима сушка в течение 24 ч. Требуется значительное время для получения ЖТПП окончательной толщины, что является отрицательным технологическим свойством.

Среди материалов основного теплоизолирующего слоя лучший результат получен на образце с пенополиуретаном (вариант №10).

Лучшим материалом для отражающего слоя оказалась фольга. Целесообразно нанесение 2-х отражающих слоёв, что даёт заметный эффект.

Выводы

Вариант №10 обладает наилучшими теплоизолирующими, технологическими и эксплуатационными свойствами. Он является 3-х слойным комбинированным вариантом, обеспечивающим уменьшение теплопередачи и излучения: слой 1 – отражающий, слой 2 – основной, слой 3 – отражающий. При использовании пенополиуретана в этом варианте необходимо введение эластичной оболочки. Оболочка нужна для создания слоя пенополиуретана определенной толщины в процессе его заливки, а также будет выполнять защитную функцию.

С учетом теплоизолирующих, эксплуатационных и технологических свойств авторы рекомендуют использование следующих материалов на топливопроводах дизеля (рис. 1).

Для 1-го слоя: нанесение самоклеящейся фоль-

ги 3 на окрашенную трубку 1; либо электролитическое хромирование, дающее коэффициент отражения до 0,85 и высокие защитные свойства, либо металлизация.

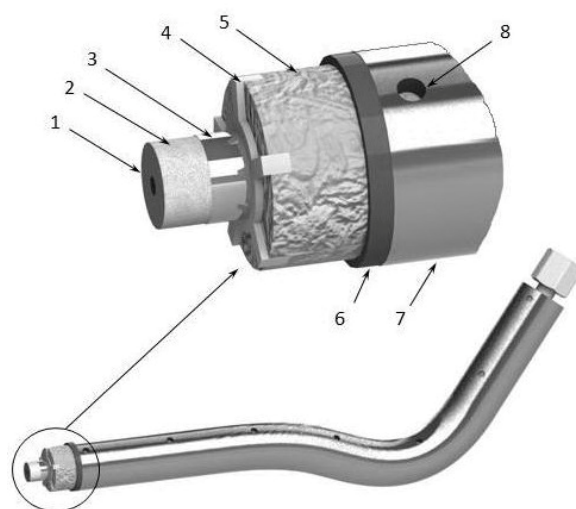


Рис. 1. Схема теплоизоляции топливопровода: 1-трубка высокого давления; 2-эмаль автомобильная; 3-фольга алюминиевая самоклеящаяся; 4-центратор полимерной оболочки; 5-пенополиуретан; 6-полимерная оболочка; 7-металлизированный слой на полимерной оболочке; 8-отверстия для заливки пенополиуретана

Металлизация получается методом вакуумного напыления металлов (алюминия, хрома). После напыления наносится защитное покрытие в виде двуокиси кремния (стекло). В результате получают металлическое светоотражающее зеркальное покрытие.

тие, которое имеет стойкость к температурным воздействиям до +200°C, окружающей среде и дизельному топливу. Данная технология применяется для всех автомобильных фар, отражателей для автомобилей, уличных фонарей и прожекторов [12].

В качестве 2-го слоя рекомендуется использование пенополиуретана в сочетании с эластичной полимерной оболочкой, устойчивой к дизельному топливу и выдерживающей температуру до +100°C (например, полиуретан, хлорированный поливинилхлорид). Необходимо центрирование оболочки 6 с помощью центраторов 4. Для заполнения оболочка должна иметь технологические отверстия 8. Технология заливки пенополиуретана в полимерную или металлическую оболочку используется при изготовлении теплоизолированных труб [7]. Диапазон рабочих температур пенополиуретана обычно от -100 до +150 °C, может достигать до +320 °C. Пенополиуретан стоек к дизельному топливу.

В качестве 3-го слоя предлагается металлизировать наружную поверхность полимерной оболочки. Например, алюминий, напыленный в вакууме, с последующей полировкой обеспечивает коэффициент отражения 0,95.

В результате исследования выбрана комбинация теплоизоляционных материалов для топливопроводов дизеля. При этом сразу учитывались теплоизолирующие, технологические и эксплуатационные свойства.

Литература

1. Таусенев, Е. М. Применение теплоизоляторов при ремонте, техническом обслуживании и модернизации топливной аппаратуры дизелей. Постановка цели, выбор объекта и методов исследования [Электронный ресурс] / Е. М. Таусенев, А. Е. Свищула // Электронный научный журнал «Наука и образование», *technomag.edu.ru*. – 2012. – № 8. – Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/452551.html>: - 27.01.2013.
2. Экспресс-исследование температуры топливопроводов дизельной топливной системы разделенного типа [Текст] / Е. М. Таусенев, К. В. Кох, А. Е. Свищула, Е. А. Герман // Ползуновский вестник. – 2013. – № 4/3. – С. 95-99.
3. Алюмосиликатные микросферы тонкостенные, керамические. Основные характеристики и отличительные особенности [Электронный ресурс] // Сайт группы компаний Инотэк, *inoteck.net*. –

2014. – Режим доступа: http://inoteck.net/keramicheskaya_mikrosfer. – 02.04.2014.

4. Теплоизоляционные материалы «ТЕРМО-СИЛАТ» [Электронный ресурс] // Сайт компании «Термохаус», *hermo-house.com*. – 2011. URL: <http://thermo-house.com/teploizolyacziya/163-teploizolyaczionnye-materialy-torgovoj-marki-ltermosilat.html> (дата обращения: 02.04.2014).

5. Влияние характеристик микросфер и связующего вещества на теплопроводность тонкопленочных теплоизоляционных покрытий [Текст] / В.А. Рыженков, А.Ф. Прищепов, Н.А. Логинова, А.П. Кондратьев // Надежность и безопасность энергетики. – 2010. – № 10. – С. 28-30.

6. Изолон пенополиэтилен. Физические свойства [Эл.ресурс]//*isolon-trade.ru*:сайт компании ООО «Изолон-Трейд». – 2011. – Режим доступа: http://isolon-trade.ru/catalog/detail.php?ELEMENT_ID=43. – 02.04.2014.

7. Теплоизоляционные материалы Elastopor® Н. Пенополиуретановая изоляция труб [Электронный ресурс] // Сайт химической компании BASF, *basf.ru*. – 2014. – Режим доступа: http://www.basf.ru/ecp2/Business_Segments_products_and_markets_russia/PU_pipe_insulation. – 02.04.2014.

8. Фольгированный материал Армофол [Электронный ресурс] // Сайт компании ЗАО "Пласт-эк", *plastex.ru*. – 2014. – Режим доступа: <http://plastex.ru/catalog/armofol/>. – 02.04.2014.

9. Денкер, И. И. Технология окраски самолетов и вертолетов гражданской авиации [Текст] / И. И. Денкер, В. Н. Владимирский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М., Машиностроение, 1988. – 128 с.

10. Панченко, Ю. Ф. Энергоэффективность использования нового теплозащитного материала для снижения теплопотребления зданий и сооружений [Текст] / Ю. Ф. Панченко, Г. А. Зимакова, Д. А. Панченко // Вестник Томского государственного архитектурно-строительного университета. – 2011. – № 4. – С. 97-105.

11. Лакокрасочные покрытия светоотражающие [Электрон. ресурс] // Сайт «Энциклопедия современной техники. Строительство», *bibliotekar.ru*. – 2014. – Режим доступа: <http://www.bibliotekar.ru/spravochnik-181-2/191.htm>. – 02.04.2014.

12. Вакуумное напыление металлов [Электронный ресурс] // Сайт ООО "Гальваника", *galvanica.com.ua*. – 2014. – Режим доступа: http://galvanica.com.ua/Napylenie_projektorov_fonarei.html. – 02.04.2014.

Поступила в редакцию 12.04.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ВАРІАНТІВ ТЕПЛОІЗОЛЯЦІЇ ПАЛИВОПРОВОДУ ДИЗЕЛЯ

Є. М. Таусенев, К. В. Кох, А. Є. Свістула

Показано значну частку нагріву паливопроводів дизеля від гарячого повітря моторного відсіку. Описано оціночну методику порівняльних випробувань теплоізоляційних матеріалів шляхом порівняння темпу охолодження води, що є в сосуді, покритому теплоізоляцією в різних варіантах. Досліджено теплоізоляційні матеріали з метою застосування їх на паливопроводах в моторному відсіку сільськогосподарського трактора. Запропоновано технологію теплоізоляції паливопроводів. У результаті очікується зменшення підігріву палива від гарячого повітря моторного відсіку і поліпшення показників роботи дизеля в експлуатації.

Ключові слова: дизель, паливна система дизеля, моторний відсік, температура дизельного палива, температура повітря в моторному відсіку, теплоізоляція паливопроводів.

PROBE OF OPTIONS OF HEAT INSULATION OF DIESEL FUEL LINES

E. M. Tausenev, K. V. Koh, A. E. Svistula

The analysis of fuel supplying pipelines in the engine bay revealed that heavy part of their heating is due to hot air present in the bay. The paper deals with the experimental method of comparing the heat-insulating materials. Method is based on comparing the cooling rate of water in the vessel coated with different heat-insulators. Paper also presents the analysis results for different heat-insulating materials that can be used for fuel supplying pipelines in the engine bay of the farm tractor. Authors also suggested a new heat insulating technology for fuel supplying pipelines. The obtained results of the research aim to decrease the heating of pipelines due to hot air in the engine bay and to improve the efficiency of diesel operation in maintenance.

Keywords: diesel, diesel fuel system, engine compartment, diesel fuel temperature, air temperature in an engine compartment, heat insulation of fuel lines.

Таусенев Евгений Михайлович – канд. техн. наук, докторант кафедры двигателей внутреннего сгорания, Алтайский государственный технический университет им. И. И. Ползунова, Барнаул, Россия, e-mail: tausenev_e_m@bk.ru.

Кох Константин Викторович – аспирант кафедры двигателей внутреннего сгорания, Алтайский государственный технический университет им. И. И. Ползунова, Барнаул, Россия, e-mail: koxk@inbox.ru.

Свистула Андрей Евгениевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. двигателей внутреннего сгорания, Алтайский государственный технический университет им. И. И. Ползунова, Барнаул, Россия, e-mail: sae59@mail.ru.

УДК 621.43.047.3

С. В. ЛОЗНЯ, С. А. ПУСТОВОЙ

ООО «Котрис», Киев, Украина

АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА ДЛЯ РАЗРАБОТКИ И ОПТИМИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ДВС С ИСКРОВОМ ЗАЖИГАНИЕМ

Представлены результаты аппроксимации экспериментальных данных по динамике индикаторного давления двигателей внутреннего сгорания (ДВС) при изменении загрузки, расхода топлива и углов опережения зажигания. Полученные результаты обобщены в виде математической модели динамики газового моторного компрессора и реализованы на базе программируемой логической интегральной микросхемы (ПЛИС) платформы *CotractRIO* производства фирмы NI (США). С помощью разработанных аппаратно-программных средств выявлены недостатки и сформулированы требования к быстрому воздействию исполнительного механизма управления подачей топлива.

Ключевые слова: двигатель внутреннего сгорания; система зажигания; угол опережения зажигания; топливный регулирующий клапан, газовый моторный компрессор; индикаторные диаграммы.

Актуальность темы и состояние вопроса

Одним из направлений повышения экономичности двигателей внутреннего сгорания (ДВС) является повышение эффективности работы их системы зажигания ДВС за счет оптимизации углов опережения зажигания (УОЗ).

Оптимальные УОЗ на ДВС по современным представлениям требуют соблюдения следующих критериев:

- максимальный крутящий момент (МКМ);
- максимальная удаленность от границы детонации;
- минимальные выбросы NOx.

Следует учесть также, что критерии детонации и повышенных выбросов NOx критичны в районе полной мощности ДВС. Поэтому на режимах частичной загрузки оптимальность УОЗ полностью сводится к МКМ.

Практически все современные ДВС сегодня используют разомкнутые, предварительно откалиброванные схемы управления УОЗ по параметрам, влияющим на оптимальность УОЗ, компенсируя это влияние. Калибровка предполагает достаточно интенсивное тестирование на этапе разработки двигателя с целью формирования таблиц – Look-Up Tables (LUT), определяющих изменение УОЗ по контролируемым параметрам. В связи с этим, увеличение числа контролируемых параметров оказывается порой не столько дорогим удовольствием, сколько нереализуемым с точки зрения технической невозможности калибровки. Поэтому число параметров ограничивают оборотами, нагрузкой, темпе-

ратурой рубашки охлаждения, температурой воздуха на впуске и др. При таком подходе калибровка не может служить цели достижения оптимальности УОЗ. Фактически при калибровке обеспечивают отсутствие детонации и приемлемые выбросы NOx во всем диапазоне изменения неконтролируемых параметров. Пример полученного таким образом поля изменения УОЗ по 2-м параметрам для автомобильного ДВС представлен на рис. 1 [1].

Для мощных ДВС, например, в приводе газовых моторных компрессоров (ГМК), указанные причины приводят к тому, что разработчик либо вообще не предусматривает изменение УОЗ на режимах загрузки (например, ГМК типа 10ГКН, МК-8), либо рекомендует изменять УОЗ только от давления наддува (ГМК типа МК-8М) и то, потому что иначе пуск холодного ГМК данного типа не возможен. На остановленном агрегате УОЗ устанавливается в верхнюю мертвую точку (ВМТ).

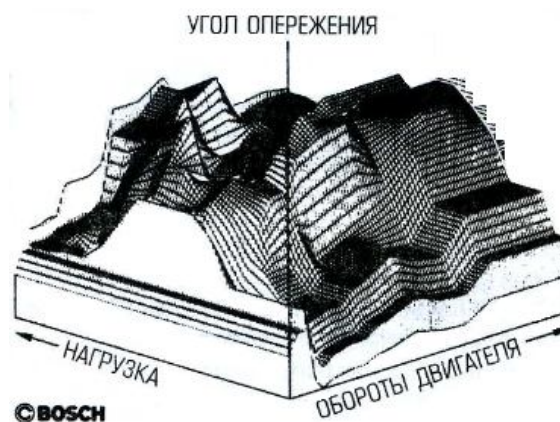


Рис. 1. Поле изменения УОЗ по 2-м параметрам для автомобильного ДВС

Нужно также учесть, что ГМК работают в основном на обеспечение буферного подземного хранения газа и львиная доля эксплуатации производится именно на режимы частичной загрузки. Поэтому нет ничего удивительного, что оптимальный УОЗ на таких режимах достаточно далек от штатного. Об этом явно свидетельствует увеличение оборотов ГМК при неизменном положении топливного регулирующего крана (ТРК) на режиме частичной загрузки ГМК типа МК-8, как видно из зависимости, представленной на рис. 2 (получена авторами в рамках данного исследования).

Цели:

- построение замкнутой системы управления УОЗ;
- определение условий оптимальности УОЗ;
- оценка фактического угла воспламенения;
- компенсация динамического запаздывания ТРК при поддержании оборотов;
- исключение аварий по оборотам при загрузке и разгрузке ГМК.

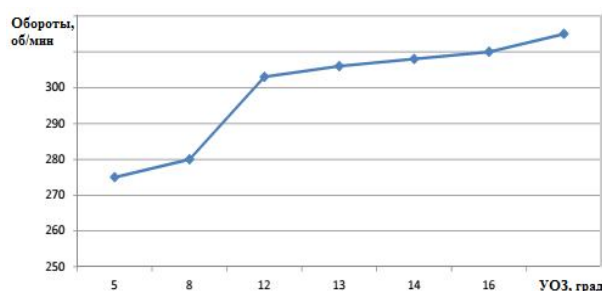


Рис. 2. Зависимость частоты вращения ГМК типа МК-8 от УОЗ при неизменном положении ТРК

Концепция решения

Основной подход к достижению поставленных выше целей может быть ориентирован на аппроксимацию экспериментальных данных по индикаторному давлению, оборотам, загрузке с получением модели реального времени, отражающей динамику изменения индикаторного давления, крутящего момента и оборотов ГМК в зависимости от загрузки, управляющего сигнала на ТРК и УОЗ.

Наличие подобной модели даст возможность реализовать системы управления расходом топливного газа и УОЗ, обеспечивающие требуемую динамику регулирования и оптимальные характеристики двигателя по экономичности.

Полученная замкнутая система управления на базе модели двигателя может быть реализована на базе быстродействующих контроллеров и привязываться в реальном времени к состоянию ГМК, компенсируя ошибки измеренных и модельных параметров, воздействуя на неконтролируемые состояния модели.

Изложение основного материала

Замкнутые системы управления УОЗ в отличие от разомкнутых принципиально гарантируют оптимальность УОЗ во всем диапазоне изменения условий и поэтому потенциально более привлекательны. При этом нет нужды в сложных калибровках при разработке двигателя. Но для реализации замкнутой системы управления УОЗ необходимо решить две задачи:

- определить условия оптимальности УОЗ;
- иметь обратную связь, т.е. возможность измерить фактический угол зажигания.

Оптимальность УОЗ достаточно полно определяется индикаторной диаграммой рабочего давления в цилиндре, напрямую влияющей на крутящий момент цилиндра.

Кроме информации об оптимальности УОЗ индикаторная диаграмма несет определенную информацию и о процессе горения, а значит и о самом угле зажигания. Но эта информация представлена не в явном виде. Помимо УОЗ форму индикаторной диаграммы определяют изменения объема цилиндра, потери тепла на теплопередачу, утечки и перетекания в цилиндре. Поэтому индикаторное давление приходится подвергать анализу на математической модели или вычислять значение критерия, отражающего чистое влияние УОЗ. Современные модели индикаторного давления даже на базе однозонной теории горения дают возможность воспроизвести измеренное давление с погрешностями порядка $0,2 \text{ кг/см}^2$. Наиболее распространенными критериями оптимальности индикаторной диаграммы, используемыми для определения оптимальности УОЗ на одном из ДВС, являются следующие:

- положение коленвала (ПКВ) пика индикаторной диаграммы давления;
- ПКВ 45% выгорания топлива;
- ПКВ максимума отношения индикаторного давления к моторному (давления сжатия);
- ПКВ максимального темпа роста индикаторного давления.

Принцип управления замкнутой системой, таким образом, должен состоять в поддержании УОЗ в зависимости от нагрузки ДВС, чтобы максимизировать крутящий момент. Для получения информации о крутящем моменте могут быть применены процедуры самонастройки по ошибке контролируемых параметров.

Математическая реализация модели динамики ГМК

Реализованная модель динамики ГМК включает следующие модули и предполагает расчет сле-

дующих параметров:

- процессор углов, рассчитывающий угловое ПКВ от ВМТ цилиндра в диапазоне 0.. 360 по углу поворота за такт цикла с периодом 5 мкс;
- углы опережения зажигания, углы ПКВ и наличие пламени по цилиндрам;
- давление сжатия по цилиндрам исходя из экспериментальной индикаторной диаграммы;
- давление сгорания в цилиндре по углу ПКВ, расходу топливного газа и давлению сжатия;
- крутящий момент по рабочему давлению и ПКВ цилиндра;
- избыточный крутящий момент и обороты исходя из момента инерции маховика;
- частоты собственных акустических колебаний цилиндра и выходные сигналы датчиков индикаторного давления и детонации.

Порядок реализации рассмотрим на примере модели рабочего давления в цилиндре с использованием индикаторных диаграмм, снятых на ГМК типа МК-8 (рис. 3).

На рисунке 4 приведены результаты оцифровки индикаторной диаграммы абсолютного рабочего давления P_{ia} в области расширения объема цилиндра. Здесь же приведены зависимости моторного давления P_{ma} и приращения dP_b рабочего давления в цилиндре над моторным давлением по ПКВ.

Исходя из полученной формы диаграммы dP_b приращения рабочего давления, очевидно, что сгорание топлива закончилось не позднее 206° ПКВ от нижней мертвой точки (НМТ).

Зависимость приращения рабочего давления от давления сжатия с этого момента представляет собой аппроксимацию процесса расширения продуктов сгорания при полностью сгоревшем топливе.

Для аппроксимации зависимости приращения давления сгорания при полностью сгоревшем топливе от моторного давления в цилиндре на диапазон углов до ВМТ использовались экспериментальные данные индикаторного давления при углах опережения зажигания 18° до ВМТ, при котором сгорание происходит в зоне ВМТ, достигая максимального уровня рабочего давления в цилиндре при неизменной подаче топливного газа.

Из экспериментальных данных получено, что максимальный пик давления при горении в районе ВМТ не превышает 44 кг/см^2 .

Для реализации указанного условия диаграмма приращения рабочего давления продлена до ВМТ, что соответствует моторному давлению 24 кг/см^2 и сглажена с выходом на полученный в эксперименте уровень приращения давления в момент ВМТ. Эта зависимость соответствует расходу топливного газа, соответствующего режиму работы ГМК в момент снятия индикаторной диаграммы (рис. 5).

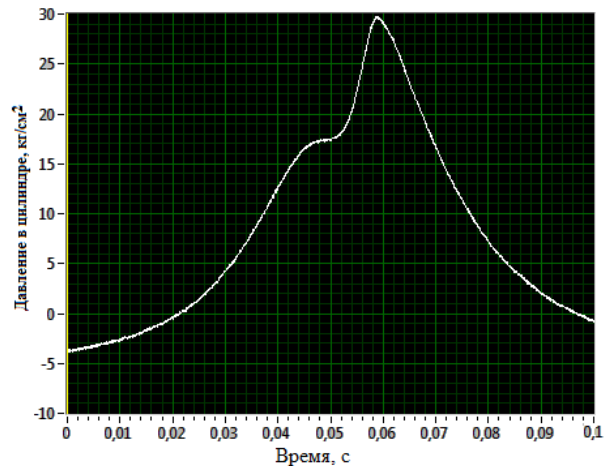


Рис. 3. Индикаторная диаграмма ГМК типа МК-8

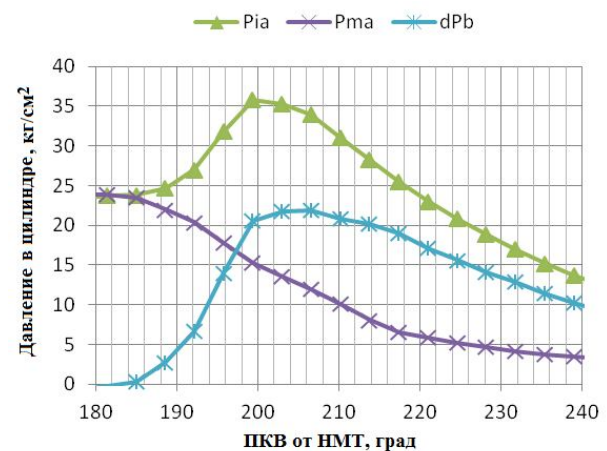


Рис. 4. Результаты оцифровки индикаторной диаграммы

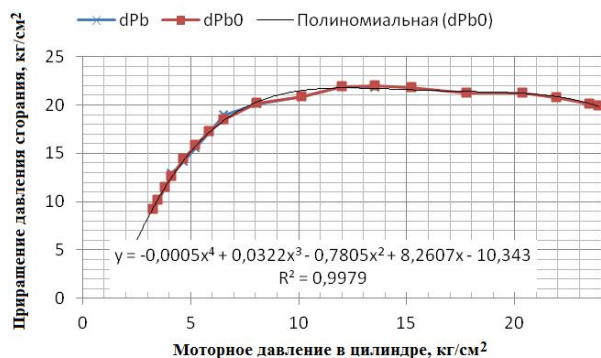


Рис. 5. Приращение давления сгорания при полностью сгоревшем топливе в зависимости от моторного давления в цилиндре

Для моделирования процесса расширения при расходе топлива отличным от данного достаточно отмасштабировать полученную зависимость по относительной подаче топлива, используя, например, условия адиабатного рабочего процесса.

Аппроксимация полученной зависимости полино-

мом 4-го порядка обеспечивает погрешность в области углов ПКВ от 0 до 70 гр за ВМТ не выше 0,2% (рис. 5).

На базе полученной аппроксимации зависимости, описывающей процесс расширения газа, легко предсказать рабочее давление P_{bm} при мгновенном выгорании топлива вплоть до момента воспламенения или до ВМТ (рис. 6).

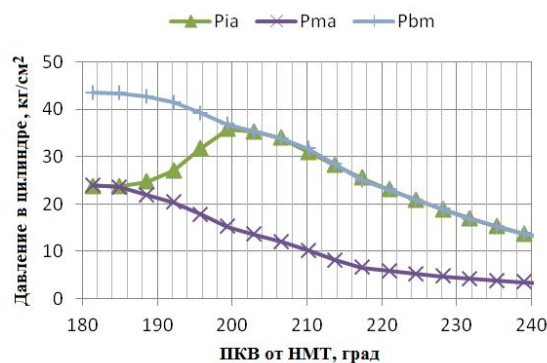


Рис. 6. Аппроксимация рабочего давления при мгновенном сгорании топлива до ВМТ

Используя в качестве базового полученное выше прогнозное значение рабочего давления, можно получить относительную массу несгоревшего топлива m_i в цилиндре как отношение перепада между рабочим и давлением сжатия при мгновенном сгорании топлива и при фактической скорости горения (рис. 7).

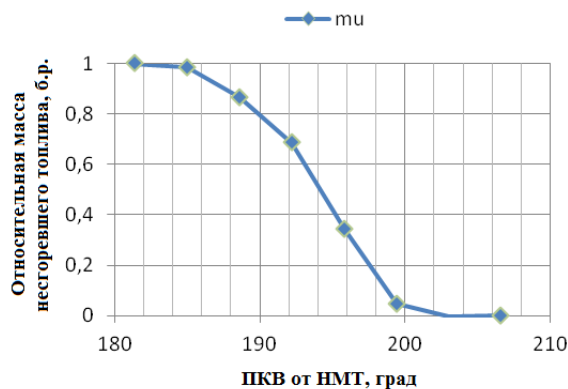


Рис. 7. Относительная масса несгоревшего топлива

Из полученной относительной массы несгоревшего топлива m_i объемная скорость V_f выгорания топлива в цилиндре определяется как скорость убывания массы несгоревшего топлива и представляется в виде зависимости от текущей относительной массы несгоревшего топлива. Аппроксимация данной зависимости полиномом 3-го порядка дает погрешность порядка 3% (рис. 8).

Алгоритм расчета рабочего индикаторного давления с учетом аппроксимированных зависимостей может быть следующим:

– определение прироста рабочего давления при полном мгновенном сгорании всего поданного топ-

лива (рис. 5);

– интегрирование относительной массы несгоревшего топлива с учетом зависимости объемной скорости выгорания (рис. 8);

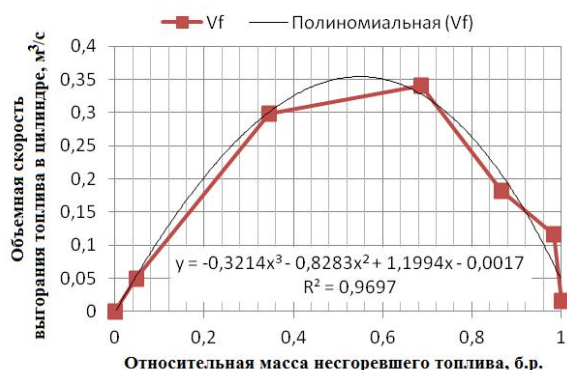


Рис. 8. Объемная скорость выгорания топлива в цилиндре

– определение текущей доли прироста рабочего давления в зависимости от текущей массы несгоревшего топлива;

– определение текущего рабочего давления как суммы текущего давления сжатия и текущего прироста рабочего давления.

Анализ данных, полученных при расчете по указанному алгоритму с использованием исходных давлений сжатия показывает, что ошибки моделирования рабочего давления по приведенному алгоритму не превышают 0,6 кг/см² (рис. 9).

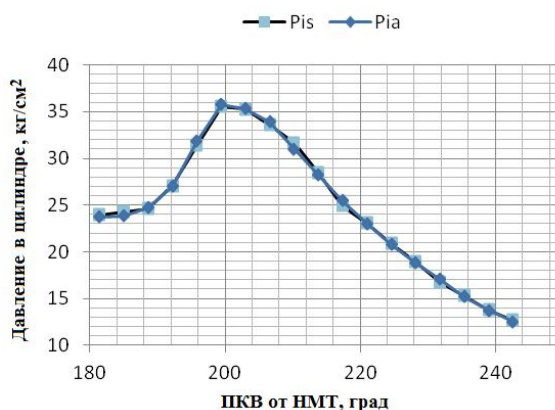


Рис. 9. Рабочее давление в цилиндре

Реализация указанного алгоритма в реальном времени на ПЛИС требует реализации двух табличных нелинейных зависимостей (2-х умножителей) и 16-битной целочисленной математики (рис. 10).

Аппаратная реализация модели динамики ГМК

Аппаратная реализация модели осуществлена на базе программируемой логической интегральной

микросхемы в составе платформы NI cRIO (рис.11), основанной на 46 тысячах логических вычислителей, работающих параллельно на частоте 40 МГц, что соответствует вычислительной мощности процессора, работающей на тактовой частоте 40 МГц*46 000 ячеек > 1000 ГГц.

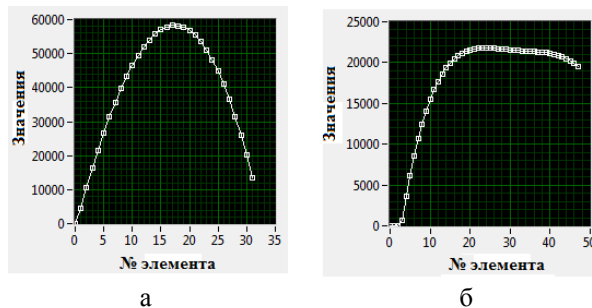


Рис. 10. Табличные нелинейные зависимости (Look-Up Tables) интерполяции:

а - доли dM топлива, выгоревшего за 5 мкс, в зависимости от текущей массы несгоревшего топлива m ; б - расчетного приращения рабочего давления dP_{b0} над давлением сжатия в процессе при полном сгорании расчетного количества топлива M_0



Рис. 11. Аппаратная платформа для реализации имитатора ГМК: ПЛИС на платформе NI cRIO-9073

Реализация модели в составе имитатора ГМК потребовала использования до 65% мощности ПЛИС и 22-х умножителей с реализацией вычислений с разрешающей способностью до 64 бит.

Обмен информацией с внешней системой зажигания и регулятором оборотов осуществляется на частоте 125...143 кГц и 500 Гц соответственно.

Функциональные возможности реализованной модели:

- расчет по каждому из 8 цилиндров ГМК типа МК-8 с периодичностью 5 мкс (0,01 углового градуса ПКВ при частоте вращения 300 об/мин): индикаторного давления цилиндров, фактических УОЗ, относительной подачи топлива на такт, наличия пламени в цилиндре, фактического угла воспламенения топлива (рис. 12);

- обмен информацией с рабочей станцией оператора по цифровому каналу Ethernet с периодичностью 20 мс;

- вывод осциллограмм работы системы зажигания (формирование входных сигналов на имитацию работы датчиков оборотов и фазы и импульсов зажигания) с разрешением 0,5 углового градуса ПКВ при 300 об/мин (рис. 13).



Рис. 12. Элемент видеокadra панели рабочей станции оператора модели динамики ГМК

Пример применения реализованной модели динамики ГМК

Покажем возможности использования разработанного имитатора ГМК на примере обоснования требуемого быстродействия ТРК (рис. 14).

В процессе имитации сравнивались переходные процессы загрузки и разгрузки ГМК, соответствующие мгновенному повышению и снятию нагрузки с 532 Нм до 32 Нм для трех различных вариантов реализации ТРК:

- пневмоприводного ТРК KE-43 фирмы Spirax Sarco (время перекладки 2 с);
- соленоидного пропорционального ТРК Sentronic фирмы Emerson (время перекладки 400 мс);
- шагового ТРК 8402 фирмы АМОТ (время перекладки 250 мс).

Для оценки с помощью имитатора влияния быстродействия исполнительного механизма подачи топлива на возможность компенсации резкого изменения нагрузки при загрузке ГМК в трассу использовался регулятор топлива, представляющий зависимость требуемого тока управления ТРК для заданной нагрузки (нагрузочного крутящего момента), обратной нагрузочной характеристике двигателя (рис. 15).

Аварийная уставка по превышению оборотов для моделируемого ГМК составляет 330 об/мин, по снижению оборотов 250 об/мин. Период вывода данных на тренды составлял 20 мс.

На рисунке 16-17 представлены результаты моделирования при загрузке (а) и разгрузке (б) ГМК.

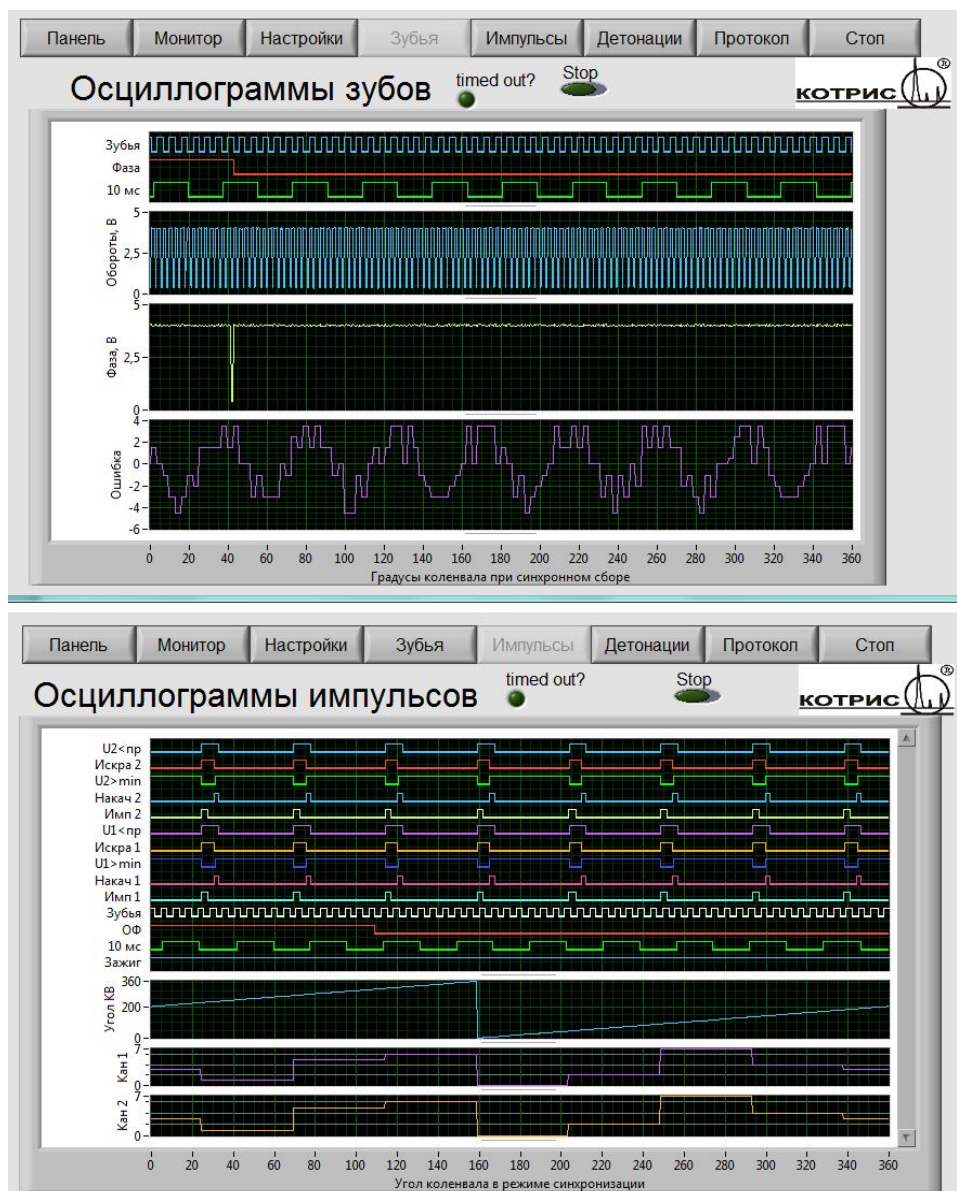


Рис. 13. Видеокдры осциллограмм входов и выходов системы зажигания рабочей станции оператора имитатора ГМК



Рис. 14. Осциллограммы крутящего момента и частоты вращения коленчатого вала ГМК в процессе имитации

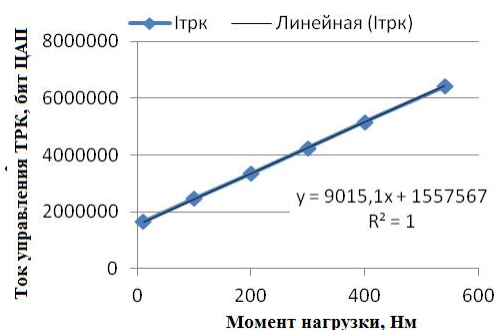
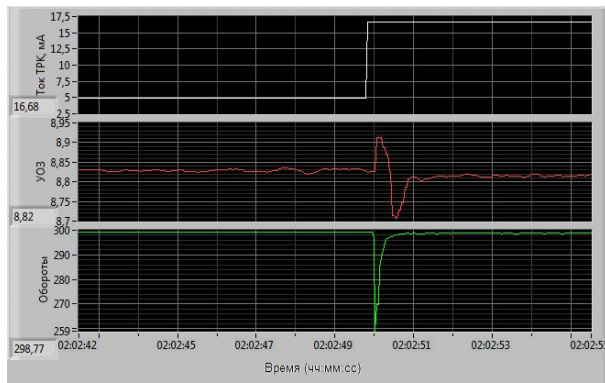
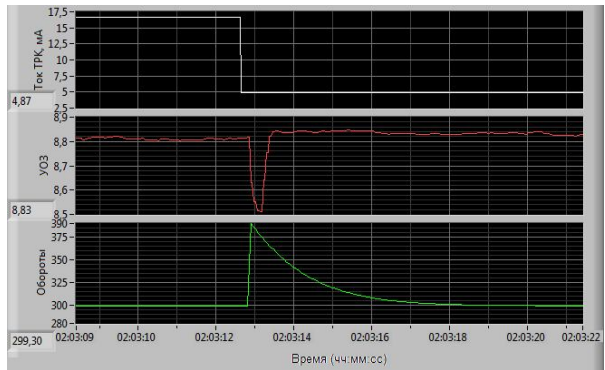


Рис. 15. Программа регулирования ТРК в полном соответствии с модельной нагрузочной характеристикой ГМК по топливу при фиксированных штатных 9 гр. УОЗ

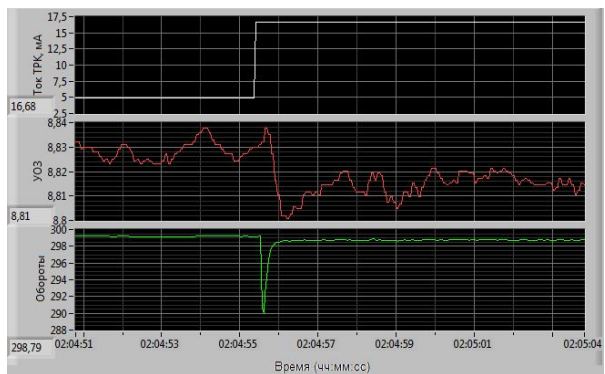


а

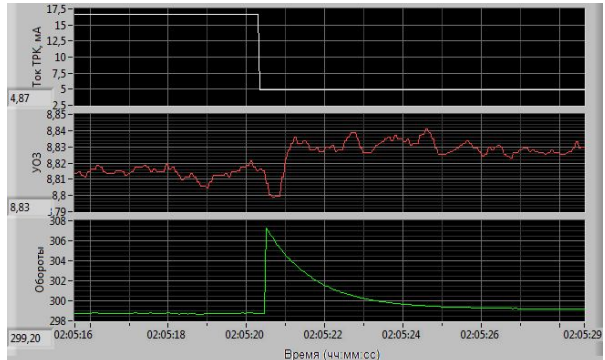


б

Рис. 16. Тренды изменения УОЗ и оборотов ГМК при использовании пневмоприводного ТРК KE-43 фирмы Spirax Sarco



а



б

Рис. 17. Тренды изменения УОЗ и оборотов ГМК при использовании шагового ТРК 8402 фирмы AMOT

Как видно из графиков рис. 16-17, а также из аналогичных результатов моделирования, загрузка ГМК приводит к провалу оборотов коленвала:

- на 41 об/мин на время до 0,5 с (2 оборота коленвала) при использовании ТРК с временем переключения 2 с;

- на 13 об/мин на время до 0,5 с (2 оборота коленвала) при использовании ТРК с временем переключения 400 мс;

- на 9 об/мин на время до 0,5 с (2 оборота коленвала) при использовании ТРК с временем переключения 250 мс.

Соответственно, разгрузка ГМК приводит к забросу оборотов коленвала:

- на 90 об/мин на время до 4 с (20 оборотов коленвала) при использовании ТРК с временем переключения 2 с;

- на 19 об/мин на время до 3 с (15 оборотов коленвала) при использовании ТРК с временем переключения 400 мс;

- на 8 об/мин на время до 3 с (15 оборотов коленвала) при использовании ТРК с временем переключения 250 мс.

Анализ полученных результатов свидетельствует о том, что при применении «медленного» ТРК KE-43 фирмы Spirax Sarco ГМК выходит на «верх» после провала практически за 1 оборот, тогда как сброс оборотов после превышения затягивается.

При сокращении времени переключения ТРК с 2 с до 400 мс (ТРК Sentronic фирмы Emerson) забросы оборотов снижаются не менее чем в четверо, обеспечивая возможность реализации безаварийных переходных процессов.

При применении ТРК Амот 8402 (темп переключения 250 мс), обеспечивается практически 10-кратное повышение скорости переключения по сравнению с пневмоприводным клапаном, величины ошибок регулирования также снижаются в 10 раз. При этом забросы и провалы при разгрузке и загрузке практически равны. Последний факт может служить обоснованием того, что снижение провалов при загрузке фактически связано с ограниченным периодом обновления данных на тренде (20 мс), практически равным периоду рабочих тактов цилиндров.

Выводы

1. Динамическая модель ДВС с шагом решения 0,01 градус ПКВ для 300 об/мин требует не более 30% ресурсов серийного ПЛИС и может быть реализована в состав систем зажигания и регулятора оборотов ДВС.

2. Для реализации регулятора оборотов ГМК типа МК-8 время переключения ТРК не должно быть выше 0,5 с.

3. Стандартный ПИД-регулятор не дает возможность реализовать приемлемое качество управления ДВС ввиду существенного расхождения потребных коэффициентов усиления регулятора для положительных и отрицательных рассогласований в замкнутом контуре управления.

4. Применение синхронных фильтров в канале измерения оборотов ГМК типа МК-8 с периодом усреднения равным периоду рабочих циклов цилин-

дров позволяет снизить ошибки регулирования оборотов до 3%.

Литература

1. Рэндалл М. Электрическое и электронное оборудование автомобилей: Полное руководство для автолюбителя [Text] / М. Рэндалл. – СПб. : Альфамер Паблишинг. – 2012. – 284 с.

Поступила в редакцию 2.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

АПАРАТНО-ПРОГРАМНІ ЗАСОБИ ДЛЯ РОЗРОБКИ ТА ОПТИМІЗАЦІЇ КЕРУВАННЯ ДВС З ІСКРОВИМ ЗАПАЛЮВАННЯМ

С. В. Лозня, С. О. Пустовий

Представлено результати апроксимації експериментальних даних динаміки індикаторного тиску двигунів внутрішнього згоряння (ДВЗ) при зміні навантаження, витрати палива та кутів випередження запалювання. Отримані результати узагальнено у вигляді математичної моделі динаміки ГМК та реалізовано на базі програмованої логічної інтегральної мікросхеми (ПЛИС) платформи CompactRIO виробництва фірми NI (США). За допомогою розроблених апаратно-програмних засобів виявлено недоліки та сформульовано вимоги до швидкодії виконавчого механізму керування витратою палива.

Ключові слова: двигун внутрішнього згоряння; система запалювання; паливний регулюючий клапан, газовий моторний компресор; індикаторні діаграми.

HARDWARE AND SOFTWARE TOOLS FOR DESIGN AND OPTIMIZATION SPARK IGNITION INTERNAL COMBUSTION ENGINE

S. V. Loznia, S. O. Pustovyi

Based on field measurements approximation to compute of dynamic of in-cylinder pressure of internal combustion (IC) engine depend upon load, advanced ignition angle and fuel rate changes is presented. Results of approximation is taken in use for developing of integrated tool for real-time engine numeric modeling, that is based on integrated circuit of field programmable gate array (FPGA) inside on CompactRIO platform from National Instruments (USA). With help of developed tool it is performed the analysis, that allow to word the requirements for fuel valve response time for internal combustion engine speed control system.

Key words: IC-engine; ignition control system; fuel control valve; gas fired reciprocating compressor; in-cylinder pressure diagrams.

Лозня Сергей Владимирович – канд. техн. наук, доцент, Главный инженер, ООО «Котрис», Киев, Украина, e-mail: lsv@kotris.ua.

Пустовой Сергей Алексеевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., начальник отдела программно-технического обеспечения, ООО «Котрис», Киев, e-mail: pustovoy@kotris.ua.

УДК 004.336

О. П. ГОЖИЙ, І. О. КАЛІНІНА, Н. Ю. АНДРЕЕВА

Чорноморський державний університет ім. П. Могили, Миколаїв, Україна

ДИНАМІЧНЕ ПЛАНУВАННЯ РОЗПОДІЛУ РЕСУРСІВ В АВТОНОМНІЙ ЕНЕРГОСИСТЕМІ

В роботі досліджується процес оптимального розподілу енергоресурсів в автономній енергетичній системі між користувачами, потреби яких змінюються сезонно. Альтернативними джерелами енергії для автономної енергетичної системи є сонячні батареї, вітрогенератор та дизельгенератор. Для вирішення задачі використано поетапний процес динамічного планування розподілу енергії між користувачами, та для оптимального розподілу застосовано багатокритеріальні генетичні алгоритми NSGA-II, AMGA-2 та ϵ -MOEA. За допомогою яких обчислено оптимальний сезонний розподіл енергії між споживачами та постачальниками. Для вирішення задачі розроблено інформаційну систему для планування розподілу енергетичних ресурсів. Проаналізовано обчислювальну складність багатокритеріальних генетичних алгоритмів. Наведено рекомендації при використанні генетичних алгоритмів в задачах динамічного планування ресурсів.

Ключові слова: динамічне планування, альтернативні джерела енергії, процес динамічного планування, оптимальний розподіл енергетичних ресурсів, багатокритеріальні генетичні алгоритми.

Вступ

Проблема оптимального розподілу енергоресурсів між споживачами, відповідно до їх потреби, завжди актуальна. Використання автономних енергетичних систем мотивується потребою в розширенні ефективного використання відновлюваної або залишкової енергії в районах де немає централізованого енергетичного постачання, а також намаганням підвищити загальну ефективність використання енергії в локальній автономній енергетичній мережі [9]. На практиці в процесі експлуатації автономних енергетичних систем можуть накопичуватись певні варіанти планів розподілу ресурсів між споживачами, які потенційно є оптимальними. При цьому доволі складно прийняти рішення про те, що певний варіант є оптимальним. Виникають питання з мінімізації витрат, споживання енергії, характеристик устаткування тощо. Метод динамічного планування спроможний шукати оптимальні рішення з розподілу енергії у енергетичних системах з урахуванням цілей різних типів, які можуть враховувати, скажімо, фактори зовнішнього середовища, економічні фактори, структурні фактори та інші.

1. Постановка проблеми

Для вирішення проблеми оптимального розподілу енергії від різних джерел до різних постачальників та до різних груп споживачів, необхідно вирі-

шити послідовно декілька задач. Перша задача це визначення з джерелами енергії, з системами постачання енергії та споживачами енергії. Друга задача це побудова моделі процесу для детального визначення та дослідження ключових параметрів системи. Третя задача розробка алгоритмів для вирішення задачі оптимального розподілу. Оскільки в задачі присутні ще часові обмеження, то необхідно вирішити задачу оптимального динамічного планування.

2. Дослідження проблеми

Автономна енергетична система представляє собою систему, яка складається з джерел енергії, підсистем, які генерують енергію, та систем споживачів енергії. Структура такої системи представлена на рис. 1.

В системі, яка досліджується, розглядаються три типи енергетичних ресурсів: енергія вітру, електричний струм та сонячна енергія. Крім цього, існують чотири типи енергетичних потреб: потреба в охолодженні, потреба в обігріві, потреба в прісній воді та потреба в електричному струмі. Для обчислення споживання енергії в системі необхідно спочатку створити модель, яка у нашому випадку складатиметься з трьох елементів: ресурс палива, обладнання та устаткування системи, та потреба в енергії. На рис. 2 показано співвідношення між елементами, та склад споживачів енергії.

Позначення споживачів енергії: ЕН – електрич-

ний насос, АХМ – абсорбційна холодильна машина, ЕБ – електричний бойлер, ТЕЦ – теплоелектроцентр, ФВ – система фотовольтаніки, ОП – система опріснення. Обладнання та устаткування має свої власні характеристики, ресурс палива та найбільш ймовірне споживання. Головна задача полягає в сезонному оптимальному розподілу електричної енергії між споживачами, яка виробляється за допомогою вітрогенератора, сонячних батарей та дизельгенератора.



Рис. 1. Структура автономної енергетичної системи

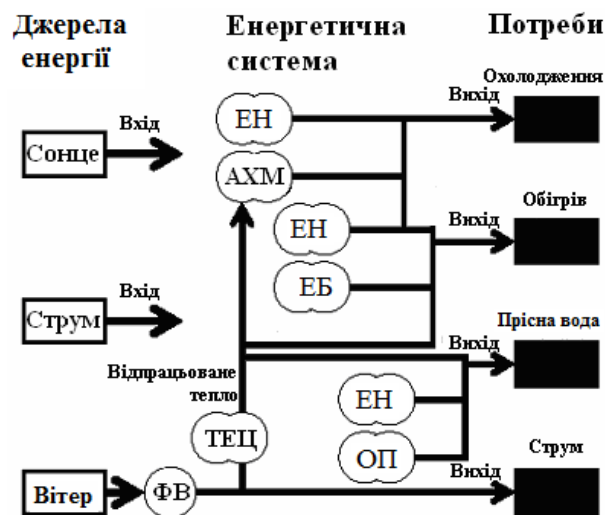


Рис. 2. Структура системи та склад споживачів енергії в автономній енергетичній системі

Для моделювання цієї системи запропоновано використання Кольорових мереж Петрі. Кольорові мережі Петрі дають змогу побудувати адекватну динамічну модель процесу або системи з врахуванням часових параметрів системи. Побудовано 16 моделей розподілу енергії в автономній енергетичній системі, яка побудована в середовищі CPN.

Моделі, які побудовані, дозволили підрахувати часові параметри системи, та моделювати розподіл енергії між постачальниками та споживачами відповідно їх сезонних потреб.

Для вирішення задач оптимального планування розподілу енергії доцільним є використання багатокритеріальних генетичних алгоритмів [4, 5]. Багатокритеріальні генетичні алгоритми набули значний розвиток останнім часом, вони базуються на еволюційних принципах та знайшли широке застосування, адже більшість інженерних задач характеризуються НР-складністю, тому часто бажаним є швидке обчислення наближених розв'язків.

Еволюційні алгоритми (ЕА) є техніками адаптивного пошуку, які базуються на природних принципах. Адаптивна природа ЕА використовувалася для розробки алгоритмів оптимізації шляхом створення відповідних операторів варіації і апроксимованих функцій придатності [6]. Генетичний алгоритм (ГА) – це одна з еволюційних технік, яка може успішно використовуватись як інструмент оптимізації. Як правило, ГА працює з популяцією (набором розв'язків), а не з одним розв'язком (індивідом). Підхід на основі популяції у ГА робить його стійким до передчасного сходження, тобто це потужний інструмент для роботи з нелінійними і мультимодальними функціями. Більшість дослідницьких робіт у сфері багатокритеріальних еволюційних підходів представляють і порівнюють різні алгоритми. З усього різноманіття багатокритеріальних генетичних алгоритмів обрано 3 алгоритми: NSGA-II, AMGA-2 та ε-MOEA [1 - 3]. Алгоритми реалізовано в спеціалізованій інформаційній системі. В якості входних даних запропоновано структуру хромосоми, яка представлена в таблиці 1.

На рис. 3 показано результати вирішення задачі оптимального розподілу електроенергії серед споживачів за алгоритмами NSGA-II, AMGA-2 та ε-MOEA.

Таблица 1

Приклад кодування даних у вигляді хромосоми для генетичних алгоритмів

Номер	1	2	3	4	5	6	7	8
Назва	ЕН1	АХМ	ЕН2	ЕБ1	ЕН3	ЕБ2	ТЕЦ	ФВ
Одиниця	кВт	кВт	кВт	кВт	кВт	кВт	кВт	кВт

Результати виконання NSGA-II										
	ЕН-1, кВт	АХМ, кВт	ЕН-2, кВт	ЕБ-1, кВт	ЕН-3, кВт	ЕБ-2, кВт	ТЕЦ, кВт	ФВ, кВт	спож. струму, кВт	поч. витрати, грн
1	0	180	0	0	83	23.3	600	5.2	29.6429	3.4186e+06
2	0	0	0	0	118.2	0	700	0	42.2143	1.70017e+06
3	0	180	0	0	118.2	0	600	5.2	42.2143	3.59152e+06
4	0	180	0	0	83	23.3	600	0	29.6429	3.3583e+06
5	0	180	0	0	118.2	0	600	0	42.2143	3.53122e+06
6	0	0	0	0	83	23.3	700	0	29.6429	1.52725e+06

Результати виконання AMGA-2										
	ЕН-1, кВт	АХМ, кВт	ЕН-2, кВт	ГБ-1, кВт	ЕН-3, кВт	ГБ-2, кВт	ТЕЦ, кВт	ФВ, кВт	спож. струму, кВт	поч. витрати, грн
1	0	0	0	23.3	83	23.3	700	0	29.6429	1.53164e+06
2	0	0	0	31.3	118.2	0	600	0	43.0851	1.60614e+06
3	0	0	0	23.3	118.2	0	600	5.2	42.2143	1.66486e+06
4	0	0	0	23.3	48.3	23.3	1000	0	17.25	1.69821e+06

Результати виконання EPSILON-MOEA										
	ЕН-1, кВт	АХМ, кВт	ЕН-2, кВт	ГБ-1, кВт	ЕН-3, кВт	ГБ-2, кВт	ТЕЦ, кВт	ФВ, кВт	спож. струму, кВт	поч. витрати, грн
1	48.3	180	0	23.3	83	23.3	600	5.2	46.8929	3.63242e+06
2	48.3	180	0	23.3	83	23.3	600	0	48.4785	3.57212e+06

Рис. 3. Результати розрахунків

На рис. 3 показано варіанти розподілу енергії по постачальникам за допомогою алгоритмів NSGA-II, AMGA-2 та ϵ -MOEA. Найбільш оптимальним з точки зору пошуку оптимальних рішень є алгоритм NSGA-II. Всі рішення, які згенеровано цим алгоритмом найбільш наближені до оптимальних.

Висновки

В результаті вирішення задачі динамічного планування розподілу енергоресурсів отримано оптимальний сезонний розподіл енергії між споживачами автономної енергетичної системи. Вирішення задачі розподілу здійснювалось за допомогою багатокритеріальних генетичних алгоритмів. Аналіз результатів роботи багатокритеріальних генетичних алгоритмів свідчить про те, що NSGA-II вимагає для роботи більше часу у порівнянні з іншими алгоритмами, але усі результуючі рішення є потенційно оптимальними. AMGA-2 вимагає трохи менше часу, але в результаті певна кількість розв'язків відсікається. ϵ -MOEA виявився найшвидшим, але прослідковується тенденція повертати розв'язки, над якими домінують рішення, отримані за допомогою інших алгоритмів. В результаті вирішення задачі планування ресурсів, можна зробити висновок, що використання багатокритеріальних генетичних алгоритмів є ефективним.

Література

1. Гожий, О. П. Аналіз ефективності багатокритеріальних генетичних алгоритмів в задачах прийняття рішень [Текст] / О. П. Гожий, О. О. Маленовський // Вісник Національного університету «Львівська політехніка»: Сер. Комп'ютерні науки та інформаційні технології. – Львів: Вид-во НУ «Львівська політехніка», 2012. – Вип. 732. – С. 247-260.
2. Гожий, А. П. Многокритериальные эволюционные методы и алгоритмы в задачах принятия решений сценарного планирования [Текст] / А. П. Гожий // Системные технологии. Региональный межвуз. сб. науч. тр. – Днепропетровск, 2012. – № 2 (79). – С. 20-29.
3. Goldberg, D. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning. Reading [Text] / D. Goldberg. – MA: Addison-Wesley, 1989. – 220 p.
4. Schaffer, J. Multiple objective optimization with vector evaluated genetic algorithms. [Text] / J. Schaffer // In: Proceedings of the international conference on genetic algorithm and their applications. – 1985. – P. 18-26.
5. Komamura, K. Optimal Design Method for Buildings & Urban Energy Systems Using Genetic Algorithms [Text] / K. Komamura, R. Ooka // Building Simulation: 10th International Building Performance Simulation Association Conference and Exhibition. – 2007. – P. 523-528.

6. Sundberg, G. *Investments in combined heat and power plants: influence of fuel price on cost minimized operation [Text]* / G. Sundberg, D. Henning // *Energy Conversion and Management*. – 2002. – Vol. 43. – P. 639-950.

7. Henning, D. *MODEST - An energy system optimisation model applicable to local utilities and countries [Text]* / D. Henning // *Energy*. – 1997. – Vol. 22. – P. 1135-1150.

8. Kayo, G. *Application multi-objective genetic algorithm for optimal design method of distributed energy system [Text]* / G. Kayo, R. Ooka // *Eleventh International IBPSA Conference, Glasgow, Scotland, 2009 July 27-30*. – 2009. – P. 28-34.

9. Ooka, R. *Optimal Design Method for Distributed Energy System Utilizing Waste Heat By Means of Genetic Algorithms*. / R. Ooka, G. Kayo // *Renewable Energy Conference*. – 2008. – P. 30-35.

Поступила в редакцию 2.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

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

ДИНАМИЧЕСКОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ РЕСУРСОВ В АВТОНОМНОЙ ЭНЕРГОСИСТЕМЕ

А. П. Гожий, И. А. Калинина, Н. Ю. Андреева

В работе исследуется процесс оптимального распределения энергоресурсов в автономной энергетической системе между пользователями, потребности которых изменяются сезонно. Альтернативными источниками энергии для автономной энергетической системы являются солнечные батареи, ветрогенератор и дизельгенератор. Для решения задачи использован поэтапный процесс динамического планирования распределения энергии между пользователями, и для оптимального распределения применены многокритериальные генетические алгоритмы NSGA-II, AMGA-2 и ϵ -MOEA. С помощью которых вычислено оптимальное сезонное распределение энергии между потребителями и поставщиками. Для решения задачи разработана информационная система для планирования распределения энергетических ресурсов. Проанализирована вычислительная сложность многокритериальных генетических алгоритмов. Приведены рекомендации при использовании генетических алгоритмов в задачах динамического планирования ресурсов.

Ключевые слова: динамическое планирование, альтернативные источники энергии, процесс динамического планирования, оптимальное распределение энергетических ресурсов, многокритериальные генетические алгоритмы.

DYNAMIC PLANNING RESOURCE ALLOCATION IN THE AUTONOMOUS ENERGOSYSTEMS

A. P. Gozhyi, I. A. Kalinina, N. Yu. Andreeva

The paper explores the process of optimal allocation of energy resources in the autonomous energy system between users whose needs vary seasonally. Energy sources for autonomous energy system is solar panels, wind turbine and diesel. The problem is solved step by step process of dynamic scheduling of energy distribution between users, and optimal allocation of multi-criteria applied genetic algorithms NSGA-II, AMGA-2 and ϵ -MOEA. With the help has been calculated optimal seasonal energy distribution between consumers and suppliers. To solve the problem was to develop an information system for planning the topic distribution of energy resources. Analyzed the computational complexity of multi objective genetic algorithms. The recommendations using genetic algorithms in problems of dynamic resource planning.

Keywords: dynamic planning, alternative energy sources, the process of dynamic planning, the optimal allocation of energy resources, multi-criteria genetic algorithms.

Гожий Александр Петрович – канд. техн. наук, доцент, декан факультету комп'ютерних наук Чорноморського державного університету ім. П. Могили, Миколаїв, Україна, e-mail: alex_daos@mail.ru.

Калініна Ірина Олександрівна – канд. техн. наук, доцент, Чорноморського державного університету ім. П. Могили, Миколаїв, Україна.

Андреева Наталля Юрївна – аспірант, Чорноморського державного університету ім. П. Могили, Миколаїв, Україна.

УДК 004.9: 378.147

В. Д. ПЕТРЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»***АДАПТИВНЫЙ МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ ЗАДАНИЙ ДЛЯ РАЗВИВАЮЩЕГО ТЕСТИРОВАНИЯ СТУДЕНТОВ ТЕХНИЧЕСКИХ ВУЗОВ**

Проведен обзор публикаций, посвященных адаптивному тестированию и тестированию с развивающей функцией, а также работ, в которых рассматриваются вопросы онтологического моделирования знаний в системе образования. Отражены особенности организации процесса тестирования знаний с использованием онтологий, проанализированы общие принципы создания онтологий предметных областей и существующие подходы к созданию онтологий учебных дисциплин. Рассмотрены адаптивные технологии тестирования знаний. Приведена постановка задачи формирования тестовых заданий с использованием различных типов тестовых заданий, определено три этапа процедуры тестирования. Предложен метод формирования тестовых заданий, совмещающий в себе адаптивность с развивающей функцией тестирования. В перспективе предусматривается применение данного метода при построении компьютерных систем тестирования обучаемых по заочной, последипломной и дистанционной формам обучения.

Ключевые слова: тестирование, тестовое задание, адаптивность, развивающая функция тестирования, онтологический инжиниринг, студенты ВУЗов.

Введение

Тестирование с целью выявления достигнутого уровня знаний, умений и навыков обучаемых стало, по существу, основой организации образования в современной Украине, поскольку оно дает возможность оперативно и с достаточной степенью объективности определить уровень усваивания обучаемым программы, а также указывает на пробелы в знаниях [1 – 3]. Очевидно, что в подавляющем большинстве случаев контроль знаний сильно субъективизирован как по форме проведения, так и по содержанию. Его объективизация может быть достигнута и достигается в определенном объеме с помощью использования автоматизированных систем. Данное обстоятельство определяет актуальность задач, связанных как с автоматизацией отдельных этапов, так и процесса тестирования в целом. Существующие автоматизированные системы, используемые при обучении в школах, университетах и в системе профессионального образования, а также при оценивании знаний, преимущественно ориентированы на использование заданий тестового характера. Ответы на задания такого типа предполагают ответ «Да-Нет», иногда при этом необходимо выбрать один правильный ответ из нескольких предложенных. Очевидно, что такие задания, с одной стороны, не исчерпывают всего многообразия вопросов и задач, которые желательно задать лицу, знания которого оценивают при устной или письменной форме контроля, а с другой – не отражают, с

достаточной степенью адекватности, специфику традиционного контроля знаний. С целью сближения компьютерного обучения и контроля знаний с другими формами обучения и контроля знаний, существует классификация вопросов по типам, в зависимости от ответов. В указанной выше работе приводится решение проблемы формализации и приведения оценок ответов к одной шкале. К приведенной классификации вопросов необходимо добавить еще и такие, ответами на которые является указание правильной последовательности (объектов, процессов, действий и т.п.). Обсуждаемая классификация вопросов является достаточно полной, поскольку вопросы других возможных типов могут быть сведены к заданной номенклатуре [4].

При определении уровня знаний в классическом виде тестирования для каждого обучаемого формируется тест из определенного количества выбранных случайным образом заданий тестового пространства. При этом тесты различаются по сложности, а итоговая оценка определяется по количеству правильных ответов с учетом коэффициентов значимости заданий [5, 6].

В работах М. Б. Чельшковой и Ю. М. Нейман рассматривается понятие педагогических тестов [7, 8]. Педагогический тест – это система параллельных заданий равномерно возрастающей трудности, которые позволяют измерить уровень и оценить структуру подготовленности обучаемого.

По результатам тестирования можно указать

обучаемому на тот материал, который ему необходимо изучить для заполнения этих пробелов [9]. Тестовые задания имеют специфическую форму, что отражено даже в их определении. Задание, имеющее правильную форму, позволяет точно выразить содержание вопроса, понятное всем испытуемым, исключая возможность появления ошибочных ответов по формальным признакам [10, 11]. Виды заданий в тестовой форме могут быть весьма разнообразными, в частности, в [12] предлагается 24 формы тестовых заданий.

Особую актуальность обсуждаемая проблема имеет для организации тестирования знаний студентов, обучающихся в технических вузах. Это определяется характерной особенностью технического образования, а именно: жёсткой взаимосвязью между темами и разделами в рамках отдельных дисциплин; дисциплинами в цикле; циклов дисциплин в пределах направления подготовки.

Созданные на основе рассматриваемого подхода автоматизированные системы обучения и контроля знаний (далее – АСОКЗ) в настоящее время успешно применяются для реализации следующих видов компьютерного тестирования: централизованного вузовского, аттестационного, итогового, рубежного и текущего тестирования, а также оценки остаточных знаний обучаемых [13].

Однако существующие АСОКЗ совершенно не поддерживают развивающее тестирование, которое, в свою очередь, уместно было бы использовать для оценки контроля знаний, умений и навыков студентов заочного, дистанционного и последипломного образования, так как объем получаемых ими в процессе обучения знаний недостаточно широк, а задания в АСОКЗ формируются исходя из объема аудиторной нагрузки для студентов дневного отделения.

Цель статьи состоит в изложении метода формирования тестовых заданий, сочетающего в себе достоинства адаптивного тестирования с возможностью использования развивающей функции, что обеспечит приобретение недостающих базовых знаний обучаемыми непосредственно в процессе тестирования.

1. Постановка задачи

Исходными данными для формирования тестовых заданий, по конкретной дисциплине, является номенклатура типов тестовых заданий по этой дисциплине: задания закрытого типа, задания с выбором одного или нескольких верных ответов, задания с градуированными ответами, задания на соответствие и на установление последовательности; и открытого типа: дополнения и свободного изложения [14]. Набор тестовых заданий предварительно

подготавливаются педагогами или разрабатываются специально обученными людьми в области составления тестовых заданий – экспертами.

На первом этапе необходимо разработать процедуру компьютерной реализации процесса формирования тестовых заданий с целью выявления недостающих знаний, умений и навыков обучаемых.

Второй этап реализации задач предполагает разработку процедуры формирования тестовых заданий, которые дадут возможность реализовать развивающую функцию тестирования, то есть приобретения обучаемым знаний, умений и навыков по неосвоенным в ходе обучения разделам дисциплины непосредственно в ходе тестирования.

В результате решения задачи будут сформированы рекомендации по дальнейшему освоению «проблемных» разделов дисциплины.

2. Основные положения адаптивного подхода в организации тестирования с использованием АСОКЗ

Создание эффективных АСОКЗ предполагает, в частности, реализацию принципа адаптивности в форме выполнения следующих положений [4]:

- адаптивные технологии позволяют реализовать учащемуся индивидуальную траекторию обучения;
- нет смысла предлагать легкие задания подготовленному учащемуся в излишнем количестве, поскольку они снижают мотивацию к учебе;
- трудные задания, симметрично, нерационально предлагать «слабым» учащимся по той же причине.

В теории тестов известны три варианта адаптивного тестирования [15]:

- всем учащимся в начале тестирования даются задания средней трудности и затем, в зависимости от ответов, каждому определяется задание сложнее или легче;
- контроль знаний начинается с любого уровня сложности заданий и далее итерационно приближается к реальному уровню сложности, соответствующему уровню знаний;
- существует база знаний, с вопросами, распределенными по уровням сложности. При правильном ответе следующее задание выбирается из группы более сложных заданий, при неправильном – из более «легких».

Процедура формирования тестовых заданий имеет все признаки слабоструктурированности, поскольку содержит как количественные, так и качественные составляющие. Для ее анализа необходимо использовать технологии искусственного интеллекта, доминирующими из которых в АСОКЗ являются

продукционные правила и элементы теории нечетких множеств [4].

При разработке и реализации АСОКЗ необходимо решение ряда задач, связанных с интеграцией подсистем обучения и контроля знаний, их взаимосвязь и взаимозависимость. В большинстве современных систем эти подсистемы функционируют отдельно и независимо одна от другой. Такая независимость приводит к неэффективному контролю знаний, увеличению времени на его проведение. В то же время наличие взаимосвязи между подсистемами контроля и обучения даст возможность автоматически формировать задания, проводить обучение по результатам контроля знаний, контроль знаний по окончании обучения и определять адаптивную стратегию обучения, что является одним из аспектов создания эффективных АСОКЗ. Таким образом, эффективная АСОКЗ должна быть по своей природе адаптивной системой. В ней должны быть предусмотрены процедуры досрочного прекращения контроля знаний в случае неполучения правильного ответа на один или несколько ключевых вопросов, а также процедуры предложения более «трудных» вопросов по мере получения правильных ответов. В работе [4] предложен подход к формализации соотношений между уровнем сложности вопросов, уровнем их комплексности, принадлежности к разным темам и уровнями иерархии, на которых они находятся, на основе графа вопросов. На нижнем уровне графа вопросов рационально размещать простые вопросы о свойствах объектов и процессов. На верхних уровнях должны быть расположены обобщающие вопросы, получение ответов на которые предусматривает не только интегральные знания, но и умение их применить к решению новых задач. Граф вопросов содержит три макроуровня:

- творческий, предполагающий знание теоретического материала и умение решения новых задач;
- воспроизведения, на котором находятся вопросы на знание теории и воспроизведение процесса решения задач;
- декларативный, содержащий вопросы на знание основных теоретических положений учебного курса.

Каждый из уровней может содержать несколько подуровней. Кроме горизонтальной структуры в графе вопросов присутствует и вертикальное разделение, с помощью которого чаще всего выделяются темы учебного курса.

Формально, позиционирование элементов в графе вопросов осуществляется следующим образом: пусть $Q(i, j, k, m_k, l, \Omega)$ – вопрос, имеющий i -й уровень сложности, находящийся на j -м уровне графа вопросов, относящийся к k -м теме (m_k -й ветке) и

имеющий показатель интегральности l (число l указывает на количество тем, знание которых необходимо для правильного ответа на вопрос), Ω – интегрирующий показатель, в котором учтены неуказанные выше факторы, допускающие, в свою очередь, декомпозицию.

Пусть количество уровней сложности вопросов равно I , количество уровней графа – J , количество тем учебного курса – K , количество подтем – M_k , максимальный показатель интегральности, в общем случае, совпадает с количеством тем и равен L . Для каждой из описанных характеристик заданы свои приоритеты. Наиболее приоритетной является интегральность вопроса, далее – его принадлежность теме, подтеме. Наименьший приоритет имеют сложность и уровень иерархии, на котором находится вопрос.

3. Онтологическое представление тестируемого учебного материала в АСОКЗ

Рассмотренный выше подход к формальному представлению знаний по тестируемой дисциплине в виде графа вопросов, при создании АСОКЗ целесообразно реализовать на основе онтологического представления тестируемого учебного материала. Создание онтологии предметной области учебного курса направлено на оптимизацию структуры и элементного базиса дисциплины с целью обеспечения полноты ее представления и порядка структурных элементов. При этом в качестве ядра АСОКЗ выступают онтологии предметных областей (учебных курсов), что даст возможность в автоматизированном режиме определять структуру процесса тестирования, а также обеспечить его полноту и верифицированность [4].

В работе [16] онтология определена как точная спецификация концептуализации. Разные точки зрения на такое определение обсуждаются в [17]. В частности, обозначены онтологии верхнего уровня, онтологии предметной области, онтологии задач и онтологии приложений.

Известно, что онтология для учебного процесса – это структурная спецификация предметной области (учебного курса), ее формализованное представление, которое включает словарь указателей на понятия области и логические связи, которые описывают, как они соотносятся друг с другом. Таким образом, онтологии включают в себя словарь для представления и обмена знаниями об изучаемой предметной области и множество связей, установленных между терминами этого словаря.

Общепринято онтологию предметной области представлять тройкой элементов

$$O = \langle X, R, F \rangle,$$

где X – конечное множество концептов, R – множество отношений между концептами, F – множество функций интерпретации концептов и отношений.

Графически онтология имеет вид сети, вершины которой являются терминами и отношениями, а ребра указывают на связи между ними.

Концепты онтологии из множества X между собой находятся в определенных отношениях из множества R . Выполним краткую интерпретацию этих отношений. Так, множество отношений является совокупностью

$$R = \langle R_1, R_2, R_3, R_4 \rangle,$$

где R_1 – отношение состава (часть и целое, частное и общее), R_2 – отношение определения (есть), R_3 – отношение типа атрибута (который), R_4 – отношение типа действия (составляет, предназначенный для, выполняет, формирует, ...). Указанный перечень отношений не является полным, однако он может быть расширен непосредственно в ходе разработки конкретной онтологии.

На практике, для разработки онтологий используют два подхода: нисходящий и восходящий [18].

При нисходящем подходе на низшем (начальном) уровне находятся элементарные единицы. Например, для учебных курсов, в которых изучаются теории (например, теория вероятностей) это могут быть неопределяемые понятия. На следующих уровнях находятся аксиомы, определения, теоремы, леммы, приложения. Применяя восходящий подход, на верхнем уровне размещают основные метапонятия курса, которые с теми или иными атрибутами многократно присутствуют в учебном материале.

Поскольку онтология имеет древовидную структуру, то существование отношений между концептами накладывает определенный отпечаток и на последовательность вопросов, которые будут заданы обучаемому. Заметим, что онтология имеет нисходящую структуру, предусматривающую, согласно принципам концептуального баланса, наличие на верхнем уровне 7 ± 2 концептов, которые являются основными структурными единицами учебного курса. На нижнем уровне находятся концепты, определяющие концепты высших уровней и, зачастую, являющиеся неопределяемыми понятиями в курсе.

Преподаватель формирует стратегию контроля знаний, согласно которой характер опроса имеет индуктивный или дедуктивный характер, что является следствием восходящего или нисходящего характера последовательности вопросов со значитель-

ной степенью субъективности. Для его уравновешивания и объективизации предлагается учитывать этапы контроля знаний, которые будут заключаться в прохождении последовательности вопросов через определенные горизонтальные уровни, отвечающие укрупненным концептуальным фрагментам и обеспечивающие его полноту.

Верификация процессов контроля знаний является достаточно сложной субъективизированной процедурой. Рассмотрим подход к контролю знаний, базирующийся на объективизации оценки учащегося посредством автоматизации процесса формирования множества вопросов и процедуры его реализации при соблюдении условия полноты. Композиция двух условий: полноты охвата учебного материала и минимизации информационной избыточности выполняется за счет построения отображения онтологии предметной области курса на формализованную схему проблемно-ориентированного представления учебного материала. В результате реализации структурно-онтологического подхода оптимизируется учебный процесс и повышается эффективность контроля знаний.

Рассмотрим аспекты формирования онтологии и структур учебных курсов. В качестве базового примера приведем этапы создания онтологии известного стандарта IDEF5:

- изучение и систематизация начальных условий с установлением основных целей разработки онтологии;
- сбор и накопление исходных данных;
- обработка данных, при которой анализируется и группируется исходная информация;
- начальное развитие онтологии – формирует предварительный вариант;
- уточнение и верификация онтологии [4].

4. Адаптивный метод формирования тестов в процессе функционирования АСОКЗ

Примем в качестве основного предположения наличие в составе АСОКЗ интеллектуальной компоненты, представленной в форме онтологической системы. В составе этой системы должны находиться: метаонтология «Направление подготовки», составленная на основе соответствующего курикулула; онтологии отдельных дисциплин, читаемых в рамках направления подготовки.

Исходными данными для реализации процедуры адаптивного тестирования, включающего развивающую функцию, является совокупность тестовых заданий по конкретной дисциплине (или циклу дисциплин), которая предварительно разработана экспертами. Экспертами в данном случае могут

выступать ведущие преподаватели, либо методисты кафедр, имеющих статус ведущих по соответствующему направлению подготовки. Тестовые задания заносятся в базу данных АСОКЗ.

На первом этапе реализации метода производится тестирование обучаемых с помощью тестов, составленных из тестовых заданий случайным образом.

Второй этап предполагает выявление отсутствующих знаний у каждого из тестируемых путем соотнесения неправильных ответов с соответствующими элементами онтологий учебных дисциплин.

Третий этап предполагает уточнение границ областей отсутствующих знаний. Данный этап метода реализуется в среде онтологической системы.

На четвертом этапе для каждой выявленной области формируются тесты из тестовых заданий тех типов, которые способны предоставить базовые знания обучаемому непосредственно в ходе данного этапа тестирования. Проводится тестирование и оценивание результатов.

Пятый этап посвящен формированию рекомендаций по дальнейшему усвоению обучаемым учебного материала. При этом рекомендации формируются компьютером автоматически, на основе тех тестовых заданий, относящихся к области отсутствия знаний, которые не вошли в тесты четвертого этапа.

Выводы

1. Проведен анализ публикаций, посвященных состоянию проблемы повышения эффективности процесса тестирования обучаемых по заочной, последипломной и дистанционной формам образования.

2. Рассмотрены особенности применения средств онтологического инжиниринга при создании автоматизированных систем оценки и контроля знаний.

3. Проанализированы возможности совмещения, в рамках одной процедуры, адаптивного подхода и развивающей функции тестирования.

4. Предложен метод формирования тестов, сочетающий в себе адаптивность с развивающей функцией.

Литература

1. Клайн, Пол. Справочное руководство по конструированию тестов [Текст] / Пол Клайн. – К. : ПАН Лтд, 1994. – 288 с.
2. Майоров, А. Н. Теория и практика создания тестов для системы образования [Текст] / А. Н. Майоров. – М. : Интеллект-центр, 2001. – 296 с.
3. Крокер, Л. Введение в классическую и современную теорию тестов [Текст] : учеб. пособие / Л. Крокер, Дж. Алгина : пер. с англ. Н. Н. Найденовой, В. Н. Симкина, М. Б. Чельшиковой ; под общ. ред. В. И. Звонникова, М. Б. Чельшиковой. – М. : Логос, 2010. – 668 с.
4. Снитюк, В. Е. Интеллектуальное управление оцениванием знаний [Текст] : моногр. / В. Е. Снитюк, К. Н. Юрченко. – Черкассы : ТОВ-Маклаут, 2013. – 262 с.
5. Сергеев, В. В. Адаптивное тестирование в системах дистанционного обучения [Электронный ресурс] / В. В. Сергеев. – Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/65577.html>. – 15.06.2014.
6. Бабенко, Л. П. Онтологический подход к спецификации свойств программных систем и их компонентов [Текст] / Л. П. Бабенко // Кибернетика и системный анализ. – 2009. – № 1. – С. 180–187.
7. Чельшикова, М. Б. Теория и практика конструирования педагогических тестов [Текст] : учеб. пособие / М. Б. Чельшикова. – М. : Логос, 2002. – 432 с.
8. Нейман, Ю. М. Введение в теорию моделирования и параметризации педагогических тестов [Текст] / Ю. М. Нейман, В. А. Хлебников. – М., 2000. – 168 с.
9. Алехин, Е. И. Основы разработки тестов [Электронный ресурс] / Е. И. Алехин. – Режим доступа: http://ec.univ-orel.ru/index.php?option=com_docman&task=doc_download&gid=11&Itemid=57. – 28.09.2012.
10. Красильникова, В. А. Теория и технологии компьютерного обучения и тестирования [Текст] : моногр. / В. А. Красильникова. – М. : Дом педагогики, ИПК ГОУ ОГУ, 2009. – 339 с.
11. Ким, В. С. Тестирование учебных достижений [Текст] : моногр. / В. С. Ким. – Уссурийск : Изд-во УГПИ, 2007. – 214 с.
12. Распопов, В. М. Программирование и организация самостоятельной работы учащихся [Текст] / В. М. Распопов. – М. : Высш. шк., 1989. – 55 с.
13. Красильникова, В. А. Подготовка заданий для компьютерного тестирования [Текст] : метод. рекомендации / В. А. Красильникова. – Оренбург : ИПК ГОУ ОГУ, 2004. – 31 с.
14. Атанов, Г. А. Обучение и искусственный интеллект, или основы современной дидактики высшей школы [Текст] / Г. А. Атанов, И. Н. Пустынникова. – Донецк : Изд-во ДОНУ, 2002. – 504 с.

15. Аванесов, В. С. Научные проблемы тестового контроля знаний [Текст] / В. С. Аванесов. – М. : Иссл. центр проблем качества подготовки специалистов, 1994. – 135 с.

16. Gruber, T. R. Toward principles for the design of ontologies used for knowledge sharing [Text] / T. R. Gruber // *International Journal Human-Computer Studies*. – 1995. – Vol. 43, Issue 5-6. – P. 907–928.

17. Guarino, N. Formal ontology in information systems [Text] / N. Guarino // *In Proceedings of FOIS'98*. – Trento, Italy, 1998. – P. 3–15.

18. Кибернетическая педагогика: онтологический инжиниринг в обучении и образовании [Текст] : моногр. / К. А. Метешкин, О. И. Морозова, Л. А. Федорченко и др. – Х. : ХНАГХ, 2012. – 207 с.

Поступила в редакцию 15.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой экономики и маркетинга В. М. Вартанян, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

АДАПТИВНИЙ МЕТОД ФОРМУВАННЯ ЗАВДАНЬ ДЛЯ РОЗВИВАЛЬНОГО ТЕСТУВАННЯ СТУДЕНТІВ ТЕХНІЧНИХ ВНЗ

В. Д. Петренко

Проведено огляд публікацій, присвячених адаптивному тестуванню й тестуванню з розвивальною функцією, а також робіт, в яких розглянуто питання онтологічного моделювання знань в системі освіти. Відображено особливості організації процесу тестування знань з використанням онтологій, проаналізовано загальні принципи створення онтологій предметних областей та існуючі підходи до створення онтологій навчальних дисциплін. Розглянуто адаптивні технології тестування знань. Наведено постановку задачі формування тестових завдань з використанням різних типів тестових завдань, визначено три етапи процедури тестування. Запропоновано метод формування тестових завдань, який поєднує в собі адаптивність з розвивальною функцією тестування. У перспективі передбачено застосування даного методу при побудові комп'ютерних систем тестування учнів по заочній, післядипломній та дистанційній формах навчання.

Ключові слова: тестування, тестове завдання, адаптивність, розвивальна функція тестування, онтологічний інжиніринг, студенти ВНЗ.

ADAPTIVE METHOD OF FORMING TASKS FOR STUDENT'S DEVELOPMENTAL TESTING OF TECHNICAL HIGH SCHOOL'S

V. D. Petrenko

The review of publications on the adaptive testing and testing with developmental functions, as well as works that address the ontological modeling knowledge in the education system. The features of the organization of the testing process knowledge using ontologies, analyzed the general principles of domain ontologies and existing approaches to ontology creation of academic disciplines. Considered adaptive testing technology knowledge. Shows the formulation of the problem of formation of tests using different types of tests, defined three stages of testing procedures. Proposed a method of forming the test tasks that combines adaptability with developmental function testing. It is planned to use this method in the construction of computer systems testing students on part-time, postgraduate and distance learning.

Keywords: testing, test task, adaptability, developmental function of testing, ontological engineering, high school's students.

Петренко Валерія Дмитрієвна – аспірант каф. Інженерії ПО, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: petrenko.valeriia@gmail.com.

УДК 004.054

И. В. ГРУЗДО, С. В. РОССОХА, И. В. ШОСТАК

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

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ КОМПЬЮТЕРИЗАЦИИ ПРОЦЕССА УСТАНОВЛЕНИЯ АВТОРСТВА ТЕКСТА НА ОСНОВЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ

В работе проведено решение задачи преобразования последовательных программ в параллельные. Обсуждены типичные элементы распараллеливания, используемые в современных системах. Проведена методика поиска заимствований и определения авторства текстов в виде последовательного выполнения операций. Сформулирована задача распараллеливания для процесса анализа заимствований в конкретном типе письменных учебных работ. Дано описание параллельного алгоритма для процесса выполнения анализа заимствований и определения авторства текстов, позволяющих за приемлемое время получать распределения параллельных ветвей анализа текстов письменных учебных работ по процессорным ядрам.

Ключевые слова: параллельные вычисления, плагиат, анализ, распараллеливание, преобразование, распределенная память, степени параллелизма.

Введение

На современном этапе развития информационных технологий, как во всем мире, так и в Украине особую актуальность приобретают задачи, связанные с машинным поиском информации [1, 2]. К этому классу задач относится и компьютеризация процессов анализа различного рода письменных документов с целью выявления в них заимствований. Одной из типичных задач указанного класса является автоматический поиск заимствований во всякого рода письменных учебных работах.

Процесс выявления заимствований в письменных учебных работах (ПУР) состоит из следующих этапов [3]: определение специфики учебных работ, диагностика причин заимствования, классификация видов заимствований ПУР, оценивание текстов ПУР с позиций наличия в них плагиата, создание технологии выявления заимствований в письменных учебных работах, организация машинного анализа ПУР на предмет наличия в них плагиата с целью повышения качества учебного процесса в целом.

Реализация перечисленных выше этапов связана с решением еще одной важной прикладной задачи, а именно со структурированием анализируемой ПУР, установлением семантических связей между отдельными структурными частями с учетом их значимости.

В свою очередь, при решении данной задачи необходимо сравнивать письменную учебную работу со значительным количеством проверенных работ, находящихся в хранилище, что приводит к увеличению времени на выполнение процесса анализа.

Указанные выше обстоятельства определяют

актуальность задачи разработки эффективного информационного инструментария для контроля качества выполнения академических работ на предмет выявления плагиата с использованием параллельных вычислений, что даст возможность снизить затрачиваемое время на поиск заимствований.

Цель статьи состоит в изложении основных этапов преобразования последовательных программ в параллельные, а также описание параллельного алгоритма и принципов функционирования программного средства, реализующего указанную технологию.

Решение задачи преобразования последовательных программ в параллельные

Задача преобразования ПС «Plagiarizm» в параллельную программу может быть представлена в виде следующего набора подзадач:

1. Распараллеливание линейных участков. Линейным участком программы назовем часть программы, операторы которой выполняются в естественном порядке или в порядке, определенном командами безусловных переходов. Линейный участок ограничен начальным и конечным операторами. Внутри линейного участка распараллеливание может производиться по операторам, а внутри операторов – распараллеливание арифметических выражений. Распараллеливание по операторам позволяет, при наличии вычислительных ресурсов, обеспечить реализацию одновременно нескольких операторов, что ускоряет проведение вычислений.

2. Распараллеливание циклов. Границы циклов определяются по формальным признакам описания

циклов в соответствующих языках программирования. Процесс преобразования последовательного цикла для параллельного выполнения заключается в том, что из переменных формируются векторы, над которыми выполняются векторные операции.

3. Распараллеливание по процессам. В вычислительных системах с множественным потоком команд одновременно может выполняться несколько участков программ. В зависимости от структуры вычислительных систем взаимосвязь потоков команд между собой может быть различна. Каждый поток команд может быть совершенно независимой задачей. Потоки команд могут образовывать подзадачи одной задачи. В последнем случае между подзадачами сохраняется связь по данным, но каждая подзадача – это, как правило, достаточно большая программа, слабо связанная с другими подзадачами по управлению.

Разбиение программы на асинхронные параллельно выполняемые процессы может оказаться существенным фактором ускорения вычислительного процесса.

4. Разбиение программы на слабо связанные участки. Такое разбиение может оказаться полезным в тех случаях, когда анализ всей программы потребует слишком много времени из-за огромного числа связей и комбинаций, которые необходимо проверить. Предварительная разбивка программ на слабо связанные участки, т.е. декомпозиция программ, может сократить это время, хотя, конечно, повлияет на полноту распараллеливания. Метод разбиения программ на слабо связанные участки может оказаться эффективным при разбиении программ по узлам (вычислительным машинам) локальной сети. Он может позволить сократить число межмашинных обменов.

В соответствии с наданной функциональной декомпозицией, преобразование ПС «Plagiarizm» в параллельную программу предполагает присвоение разным потоком данных различных функций, но в силу того, что множество задач выполняются последовательно, целесообразно провести распараллеливание на уровне анализа ПУР.

Для того, чтобы преобразовать ПС «Plagiarizm» в параллельную программу рассмотрим основные этапы разработки параллельного ПО. Процесс распараллеливания можно разделить на две части: анализ исходной программы; синтез параллельной программы.

Анализ исходной программы включает в себя: анализ задачи с целью выделить подзадачи, которые могут выполняться одновременно; выявление основных типичных элементов и представление связей между ними или пошаговых действий.

Следует отметить, что по своей природе ПС «Plagiarizm» относится к событийно-ориентированным приложениям, и, кроме того, имеет сложно

организованную структуру, когда в составе программы наряду с параллельными имеются и циклические участки.

Методика поиска заимствований и определения авторства текстов в виде последовательного выполнения операций

Формально задача выявления текстологических заимствований в различных типах учебных работ относится к классу задач принятия решений. Ограничениями являются вид поиска (точный или нечеткий). Результатом работы модели применение в ходе поиска последовательности методов, рациональных для поиска заимствований в конкретном типе письменных учебных работ.

Методика поиска заимствований в ПУР с учетом типа и значимости структурных частей ПУР предусматривает реализацию следующих этапов.

1 Преобразование анализируемой ПУР в вид, удобный для построения полнотекстового индекса, вычисляемого автоматически для каждой рубрики (выделение из документов содержательной информационной основы).

2 Выполнение автоматической классификации анализируемой ПУР по матрице согласования приоритетов уровней:

а) вычисление признакового пространства $P = P_1 \times P_2 \times \dots \times P_N$, i -го признака P_i рассматриваемой ПУР;

б) нахождение признакового описания рассматриваемой ПУР pc_i по заданному в матрице согласования приоритетов уровней;

в) определение отношения $\Phi: D \times C \rightarrow \{0, 1\}$, для каждой пары (pc_i, cr_j) , относится ли данная ПУР pc_i , имеющая признаковое описание $f(pc_i)$, к категории cr_j . Для этого находим из матрицы максимальную близкую к функции Φ функцию $\Phi_{ПУР}$. Каждое значение $f(pc_i)$ нормируется от нуля до единицы. Поэтому и расстояние нормировано к единице.

3 Нахождение множества ПУР в банке данных работ, соответствующих типу анализируемой ПУР.

4 Выбор поискового инструментария из следующей номенклатуры методов поиска α_1 – Рабина; α_2 – Бойера-Мура-Хорспула; α_3 – Маасса-Новака; α_4 – Левенштейна; α_5 – Ханта-Шиманского; α_6 – Машека-Патерсона.

5 Вычисление заимствования по выбранному методу с учетом значения условий перехода:

$$\begin{aligned}
\alpha_1 &= \begin{cases} 1 - \text{если } X = (K = \text{ПУР}_{\text{лаб}}) \vee (R = 1) \vee (10 < V < 16) \vee (S = 1) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{реф}}) \vee (R = 0) \vee (10 < V < 16) \vee (S = 1) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{дз}}) \vee (R = 0) \vee (10 < V < 16) \vee (S = 1); \\ 0 - \text{если нет;} \end{cases} \\
\alpha_2 &= \begin{cases} 1 - \text{если } X = (K = \text{ПУР}_{\text{дз}}) \vee (R = 1) \vee (15 < V < 60) \vee (S = 1) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{реф}}) \vee (R = 1) \vee (10 < V < 60) \vee (S = 1) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{вр}}) \vee (R = 0) \vee (50 < V < 60) \vee (S = 1); \\ 0 - \text{если нет;} \end{cases} \\
\alpha_3 &= \begin{cases} 1 - \text{если } X = (K = \text{ПУР}_{\text{вр}}) \vee (R = 1) \vee (60 < V < 120) \vee (S = 1) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{дп}}) \vee (R = 0) \vee (60 < V < 120) \vee (S = 1) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{др}}) \vee (R = 0) \vee (60 < V < 120) \vee (S = 1); \\ 0 - \text{если нет;} \end{cases} \\
\alpha_4 &= \begin{cases} 1 - \text{если } X = (K = \text{ПУР}_{\text{лаб}}) \vee (R = 1) \vee (10 < V < 16) \vee (S = 0) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{кп}}) \vee (R = 0) \vee (10 < V < 16) \vee (S = 0) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{дз}}) \vee (R = 0) \vee (10 < V < 16) \vee (S = 0) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{др}}) \vee (R = 0) \vee (60 < V < 120) \vee (S = 0); \\ 0 - \text{если нет;} \end{cases} \\
\alpha_5 &= \begin{cases} 1 - \text{если } X = (K = \text{ПУР}_{\text{дз}}) \vee (R = 1) \vee (15 < V < 50) \vee (S = 0) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{кп}}) \vee (R = 1) \vee (10 < V < 40) \vee (S = 0) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{кр}}) \vee (R = 1) \vee (10 < V < 40) \vee (S = 0) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{вр}}) \vee (R = 0) \vee (50 < V < 60) \vee (S = 0); \\ 0 - \text{если нет;} \end{cases} \\
\alpha_6 &= \begin{cases} 1 - \text{если } X = (K = \text{ПУР}_{\text{вр}}) \vee (R = 1) \vee (60 < V < 120) \vee (S = 0) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{дп}}) \vee (R = 1) \vee (60 < V < 120) \vee (S = 0) \parallel \\ \quad (K = \text{ПУР}_{\text{др}}) \vee (R = 1) \vee (60 < V < 120) \vee (S = 0); \\ 0 - \text{если нет.} \end{cases}
\end{aligned}$$

6 Формирование списка фрагментов заимствований из других текстов ПУР, при этом индекс каждого элемента списка будет указывать на структурную часть анализируемой ПУР.

Качественным отличием описанной методики анализа текстовых документов является учет особенностей, присущих письменным учебным работам, что, в конечном итоге, приводит к повышению эффективности организации учебного процесса в заведениях различного уровня аккредитации.

Описание процесса выполнения анализа заимствований и определения авторства текстов в форме параллельных вычислений

Сформулируем задачу распараллеливания для процесса анализа заимствований в конкретном типе письменных учебных работ.

Имеется упорядоченная схема ПУР в виде множества вершин V , соответствующих типу ПУР, которые пронумерованы от 1 до n . Т.е. задана схема и взаимно однозначное отображение $V_{\text{нум}} \rightarrow \{1, \dots, n\}$.

Требуется найти такое отображение $V_{\text{скорект}} : \{1, \dots, n\} \rightarrow \{1, \dots, m\}$, чтобы выполнялось следующее условие.

Управляющая схема, получающаяся из исходной нумерации, должна быть эквивалентной. Т.е. требуется, чтобы вычисления на ней оставались бы ровно в тех случаях в которых определены на предыдущем шаге для анализа ПУР, и были соотнесены с теми же результатами к значениям приписанным в начале анализа вершинам соответствующего типа и значения. При этом никак не должны учитываться свойства вызываемых процедур поискового инструментария.

Введем оператор R раскрытия состояния программы: если $X = (t, i, S)$ — произвольное, отличное от финального состояние программы (т.е. $S \subset O_n \setminus \{o(i)\}$), то $R = (t, i, S)$ — множество состояний, порождаемых состоянием X , т.е. непосредственно следующих за этим состоянием. Раскрыв начальное состояние A_0 и последовательно раскрывая все далее получаемые состояния, мы в конечном итоге дойдем до совокупности финальных состояний программы во время процесса анализа вида $(t, i, O_n \setminus \{o(i)\})$. Определим также оператор R^* , который, в отличие от оператора R , раскрывает не состояния, а их расширения — записи. Записью будем называть кортеж объектов подлежащих анализу $(t, i, S, z, z^*, c, h, v)$, где $(t, i, S) = X$ — состояние программы, z — получаемый номер этого состояния, z^* — номер непосредственно предшествующего состояния, c — стоимость, определяемая построенной совокупностью записей траектории от начального состояния до состояния X , h и v — соответственно нижняя и верхняя оценки стоимостей всех возможных полных траекторий из A_0 в финальные состояния программы, начальная часть которых совпадает с траекторией из A_0 в X .

Нижняя оценка h есть сумма $c + \sum^H(t, i, O_n \setminus S)$, где через $\sum^H(t, i, O_n \setminus S)$ обозначена сумма $\sum_{o(j) \in S} \phi_{\min}(t, i, j)$, в которой $\phi_{\min}(t, i, j) = \phi(i, t_{\min}^*(t, i, j))$ — величина штрафа по объекту анализа $o(j)$ при условии, что его обслуживание начинается вслед за объектом анализа $o(i)$, т.е. в момент времени $t_{\min}(t, i, j) = \max(t + l(i, j), t(j))$; при этом $t_{\min}^*(t, i, j)$ — момент завершения анализа $o(j)$, т.е. $t_{\min}(t, i, j) + \tau(j, t_{\min}(t, i, j))$. Очевидно, что в силу монотонности функции штрафа, величина $\sum^H(t, i, O_n \setminus S)$ является неуменьшаемой нижней оценкой оптимального штрафа по объектам множества $O_n \setminus S$.

Верхняя оценка v есть сумма $c + \sum^V(t, i, O_n \setminus S)$, где $\sum^V(t, i, O_n \setminus S)$ — верхняя оценка оптимального суммарного штрафа по объектам множества $O_n \setminus S$ при их анализе вслед за $o(i)$. Значение последней предлагается вычислять согласно следующей пошаговой процедуры, относящейся к классу жадных алгоритмов [5].

1. Производится инициализация первоначальных значений переменных алгоритма: $\bar{S} = O_n \setminus S$, $\bar{i} = i$, $\bar{t} = t$, $\sum^V(t, i, O_n \setminus S) = 0$.

2. В качестве очередного объекта, принимаемого к анализу, выбирается тот объект $o(k) \in \bar{S}$, который обеспечивает минимум приращения нижней оценки суммарного штрафа по объектам множества $\bar{S} \setminus \{o(k)\}$:

$$\min_{k \in \bar{S}} \left\{ \sum^H(t^*(\bar{t}, \bar{i}, k), k, \bar{S} \setminus \{o(k)\}) - \sum^H(t^*(\bar{t}, \bar{i}, \bar{S} \setminus \{o(k)\})) \right\}$$

3. С учетом номера выбранного объекта производится обновление значений переменных алгоритма:

$$\bar{S} = \bar{S} \setminus \{o(k)\},$$

$$\bar{t} = t_{\min}^*(\bar{t}, \bar{i}, k), \sum^V(t, i, O_n \setminus S) = \sum^V(t, i, O_n \setminus S) + \phi_{\min}(\bar{t}, \bar{i}, k), \bar{i} = k$$

4. Если $\bar{S} = \emptyset$, то переход на шаг 2, в противном случае — останов.

Будем говорить, что запись $Z = (t, i, S, z, z^*, c, h, v)$ доминируется записью $Z_1 = (t_1, i, S_1, z_1, z_1^*, c_1, h_1, v_1)$, если $t_1 \leq t$, $S \subseteq S_1$, $c_1 \leq c$, причем, по меньшей мере, одно из записанных соотношений выполняется как строгое (строгое включение или строгое неравенство). Очевидно, что в случае, когда запись Z_1 доминирует запись Z , траектория, заканчивающаяся в итоге расширением Z , предпочтительнее траектории, заканчивающейся расширением Z_1 . Очевидно также, что если существует траектория, заканчивающаяся расширением $Z_2 = (t_2, i, S_2, z_2, z_2^*, c_2, h_2, v_2)$, и такая, что $v_2 \leq h$, то в этом случае состояние X (соответствующее расширению Z) является бесперспективным направлением счета и может быть исключено из дальнейшего рассмотрения.

Итак, предполагаем, что параллельная система (ПС) состоит из m вычислительных узлов $cl_1, \dots, cl_m$ и одного узла-координатора cl_0 , соединенных локальной сетью.

1. В начальный момент времени все вычислительные узлы находятся в режиме ожидания, т.е.:

—массив записей, раскрываемых узлом cl_i — пуст ($M_i = \emptyset$);

—массив всех сгенерированных параллельной системой записей, о которых на данный момент времени известно узлу cl_i , а также массив номеров записей, помеченных как удаленные, пусты: $G_i = \emptyset$, $D_i = \emptyset$ ($i = \overline{1, m}$).

—множество номеров свободных узлов на координаторе содержит номера всех узлов ПС ($J = \{1, 2, \dots, m\}$), а массивы всех сгенерированных системой нефинальных и финальных записей, а также записей, помеченных как удаленные - пусты: $G = \emptyset$, $F = \emptyset$, $D = \emptyset$.

2. Координатор отправляет на cl_i начальную запись $Z_0 = (0, 0, \emptyset, 0, 0, 0, h_0, v_0)$ отражая изменение состояния системы в массивах J и G . $J = \{2, 3, \dots, m\}$, $G = \{Z_0\}$.

3. На каждом узле cl_i :

—если узел находится в режиме ожидания ($W_i = 0$) и получает от координатора пакет записей T , подлежащих раскрытию, то этот пакет переносится в массив M_i ($M_i = T$) и узел переводится в рабочий режим ($W_i = 1$);

—если узел находится в рабочем режиме ($W_i = 1$):

—если $M_i = \emptyset$, то узел переводится в режим ожидания ($W_i = 0$) и об этом сообщается координатору ($J = J \cup \{i\}$);

—если $M_i \neq \emptyset$, начинает действовать основная часть алгоритма.

3.1. Узлом запрашиваются от координатора записи из массива G , начиная с $(|G_i| + 1)$ -й и добавляются в конец G_i ; аналогичным образом запрашиваются номера удаленных записей начиная с $(|D_i| + 1)$ -го элемента массива D и добавляются в конец D_i .

3.2. Из M_i изымаются все записи, к ним применяется оператор R^* и результат сохраняется в G_i^* .

3.3. Из числа записей массива G_i помечаются как удаленные те записи, которые либо доминируются записями из G_i^* , либо их нижняя оценка превышает верхнюю для какой-либо записи множества G_i^* . Совокупность записей, помеченных к удалению, добавляется в конец D_i .

3.4. Если в G_i^* есть финальные записи, то они перемещаются в F_i .

3.5. Устанавливается соединение с координатором, в рамках которого передается содержимое массивов D_i , G_i^* и F_i и сообщается о занятости узла cl_i ($J = J \cup \{i\}$).

3.6. Узел переводится в режим ожидания, т.е.

$$G_i^* = \emptyset, F_i = \emptyset, F_i = 0.$$

4. При установлении соединения по инициативе узла cl_i координатор принимает результаты работы узла (массивы D_i , G_i^* и F_i) и добавляет их в конец соответствующих совокупных массивов записей, сгенерированных всей ПС

$$(D = D \cup D_i, G = G \cup G_i^*, F = F \cup F_i).$$

После этого в массиве F оставляются только записи с минимальным значением суммарного штрафа, а остальные записи удаляются. По завершении соединения принятая координатором совокупность нефинальных записей G_i^* распределяется между узлами множества J , и соответствующие узлы изымаются из J . Заметим, что соединения узлов с координатором осуществляются в монопольном режиме с целью синхронизации процесса обновлений массивов D , G и F .

5. Процесс завершается, когда $J = \{1, 2, \dots, m\}$ и $G_i^* = \emptyset$ ($i = \overline{1, m}$), т.е. все узлы завершили вычисления и нераскрытые нефинальные записи отсутствуют. В этом случае массив F содержит все финальные записи с минимальным значением штрафа s . Определив траекторию системы, ведущую из начального состояния в состояние, определяемое некоторой записью массива F , очевидным образом можно построить соответствующую оптимальную стратегию.

Приведенный параллельный алгоритм поиска заимствований и определения авторства текстов, а также разработанная группа алгоритмов распараллеливания, позволяют за приемлемое время получать распределения параллельных ветвей анализа текстов ПУР по процессорным ядрам.

Выводы

Рассмотрены существующие типы распараллеливания приложений и проведен их анализ.

Приведено описание параллельного алгоритма поиска заимствований и определения авторства текстов, а также разработана группа алгоритмов, позволяющих за приемлемое время получать распределения параллельных ветвей анализа текстов ПУР по процессорным ядрам. Первая группа алгоритмов относится к классу вероятностных алгоритмов локальной оптимизации, вторая основана на алгоритмах обхода графов и их разбиении.

Литература

1. Груздо, И. В. Анализа программного обеспечения для обнаружения плагиата в научных работах [Текст] / И. В. Груздо // Сучасні напрями розвитку інформаційно-комунікаційних технологій та засобів управління : 1-я науч.-техн. конф. 13-14 грудня 2010. – К. : НАУ, 2010. – С. 264.
2. Груздо, И. В. Проблемы анализа естественно-языковых текстов для обнаружения плагиата в учебных работах [Текст] / И. В. Груздо // Радиоелектронні і комп'ютерні системи. – 2011. – №1 (49). – С. 130- 138.
3. Груздо, И. В. Информационная технология выявления заимствований в работах студентов технических вузов на основе нечеткого поиска

[Текст] / И. В. Груздо, И. В. Шостак // Информационные системы и технологии ИСТ-2012 : Межнар. науч.-техн. конф. посвященная 75-летию В. В. Свиридова. – Х., 2012. – С. 31.

4. Ситкевич, Т. А. Параллельные вычислительные среды [Текст] : учеб.-метод. пособие / Т. А. Ситкевич, В. Н. Сюрин. – Гродно, 2001. – 115 с.

5. Минаев, Д. В. Идея параллельного алгоритма синтеза стратегий обслуживания группировки стационарных объектов [Текст] / Д. В. Минаев, Ю. С. Федосенко, А. Ю. Шлюгаев // Высокопроизводительные параллельные вычисления на кластерных системах : 7-я Межнар. конф.-сем. – Нижний Новгород : Изд-во Нижегородского госуниверситета, 2007. – С. 248-256.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. экономики и маркетинга В. М. Вартанян, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗРОБКА ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ КОМП'ЮТЕРИЗАЦІЇ ПРОЦЕСУ ВСТАНОВЛЕННЯ АВТОРСТВА ТЕКСТУ НА ОСНОВІ ПАРАЛЕЛЬНИХ ОБЧИСЛЕНЬ

І. В. Груздо, С. В. Россоха, І. В. Шостак

У роботі наведено рішення задачі перетворення послідовних програм в паралельні. Обговорено типові елементи розпаралелювання, що використовуються в сучасних системах. Приведено методику пошуку запозичень і визначення авторства текстів у вигляді послідовного виконання операцій. Сформульовано завдання розпаралелювання для процесу аналізу запозичень в конкретному типі письмових навчальних робіт. Дано опис паралельного алгоритму для процесу виконання аналізу запозичень і визначення авторства текстів, які дозволяють за прийнятний час отримувати розподіл паралельних гілок аналізу текстів письмових навчальних робіт по процесорним ядрам.

Ключові слова: паралельні обчислення, плагіат, аналіз, розпаралелювання, перетворення, розподілена пам'ять, ступені паралелізму.

DEVELOPMENT OF SOFTWARE FOR THE COMPUTERIZATION OF ATTRIBUTION TEXT BASED ON PARALLEL

I. V. Gryzdo, S. V. Rossokha, I. V. Shostak

In the work the solution of converting serial programs in parallel. Discussed the typical elements of parallelization used in modern systems. Conducted search technique borrowing and authorship of texts as a series of operations. The problem of parallelization for the analysis process of borrowing in a particular type of written educational works. A description of the parallel algorithm for analysis of the implementation process of borrowing and authorship of texts allow a reasonable time to obtain the distribution of parallel branches analysis of texts written academic works on the processor cores.

Keywords: parallel computing, plagiarism, analysis, parallelization, transformation, distributed memory parallelism.

Груздо Ирина Владимировна – канд. техн. наук, ассистент кафедры инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: tigrwovna@rambler.ru.

Россоха Сергей Владимирович - канд. техн. наук, доцент кафедры инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: sergey.rossokha@gmail.com.

Шостак Игорь Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: iv_shostak@rambler.ru.

УДК 656.7.084.17(08)

О. М. РЕВА¹, П. Ш. МУХТАРОВ², Б. М. МИРЗОЕВ²,
В. І. ВДОВИЧЕНКО³, Ш. Ш. НАСІРОВ²

¹ Національний авіаційний університет, Київ, Україна

² Головний центр Єдиної системи управління повітряним рухом держпідприємства
AZANS, Азербайджанська Республіка

³ Некомерційна освітня установа «Корпоративний центр підготовки персоналу –
Інститут аеронавігації», Російська Федерація

СТІЙКІСТЬ ОСНОВНОЇ ДОМІНАНТИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ АВІАДИСПЕТЧЕРОМ В УМОВАХ РИЗИКУ

Враховуючи вплив людського чинника на безпеку польотів, сформульовано поняття основної домінанти діяльності авіаційних операторів при прийнятті рішень, суть якої є схильність, неохочість, байдужість до ризику. Нестиківка блоків «людина – процедури («L – S»)» моделі SHELL, що рекомендується ІКАО для системного дослідження проблем людського чинника, розглядається як закрита задача прийняття рішень при порушенні норм ешелонування повітряного простору $S=20$ km і $S=10$ km, що дало змогу побудувати по обмеженому числу точок відповідні оцінні функції корисності-безпеки всього континууму зазначених відстаней. Виявлено, що при посилюванні норми ешелонування майже $\frac{3}{4}$ авіадиспетчерів, які перед тим виявили схильність до ризику при вирішенні більш простого професійного завдання, зберегли свою вихідну основну домінанту діяльності. 100% осіб, неохочих до ризику, змінили початкову домінанту та продемонстрували більш ризиковану поведінку: 77,8% – схильність до ризику і 22,2% – байдужість до ризику. З числа осіб, байдужих до ризику, 32% зберегли початкову домінанту, 60% змінили її на схильність до ризику і усього 8% проявили неохочість до ризику. Спираючись на характерні точки оцінних функцій корисності-безпеки розв'язана проблема вирішення «трикутника ризиків» ІКАО в зрозумілих фізичних одиницях.

Ключові слова: людський чинник, основна домінанта прийняття рішень авіадиспетчером в умовах ризику, безпека норм ешелонування повітряного простору, оцінні функції корисності відстані між повітряними судами, розв'язання «трикутника ризиків».

Вступ

Враховуючи вплив людського чинника (ЛЧ) на безпеку польотів (БП) та незвичайну важливість саме проактивного попередження негативних пригод в цивільній авіації (ЦА), ІКАО розробила спеціальну концепцію контролю погроз і помилок, яка стосовно професійної діяльності авіадиспетчерів (А/Д) утворюється трьома основними компонентами, а саме: погроз, помилок і небажаних станів. Згідно цієї концепції погрози і помилки є частиною повсякденної діяльності ЦА, які мають долати А/Д, оскільки погрози і помилки можуть спровокувати виникнення небажаних станів. А/Д мають також контролювати небажані стани, які можуть привести до небезпечних наслідків. Адже цей контроль значною мірою є останньою можливістю запобігти небажаним наслідкам і саме таким чином забезпечити витримання порогового рівня БП при управлінні повітряним рухом (УПР) [1].

Зазначений контроль визначається, насамперед, ставленням А/Д до встановлених стандартних

процедур (СП) УПР і вимагає в науковому плані ґрунтовного вивчення стикання / нестикання блоків «людина – процедури (L – S)» моделі SHELL, що була рекомендована ІКАО для системного дослідження проблем ЛЧ (рис. 1) [2].

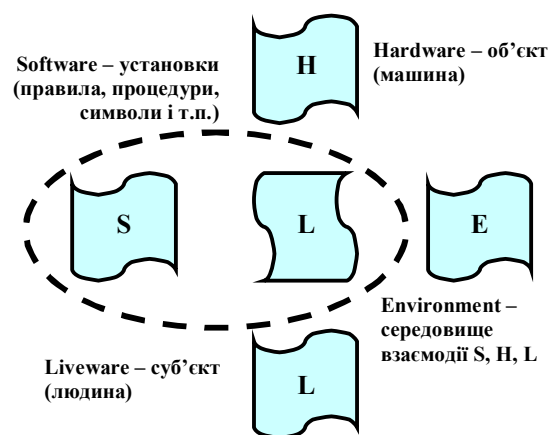


Рис. 1. Модель SHELL, що рекомендується ІКАО для дослідження проблем людського чинника

З іншого боку, йдеться про необхідність проактивного управління БП (УБП) вже авіаційними організаціями (рис. 2) [3], в основу діяльності яких має бути покладені як мікропоказники наслідків неналежного виконання СП УПР, так і макропоказники небажаних наслідків небезпечних пригод.

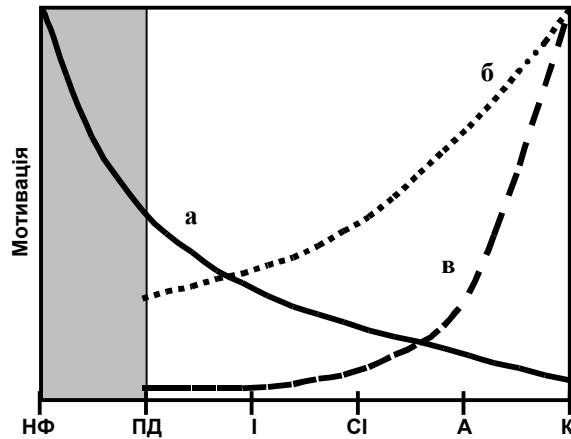


Рис. 2. Гіпотетичне уявлення ставлення авіаційних організацій до негативних пригод:

а – реалізація заходів з управління безпекою польотів; б – реалізація заходів по забезпеченню безпеки польотів; в – інші заходи;

НФ – небезпечні фактори, ПД – помилкові дії;

І – інциденти; СІ – серйозні інциденти;

А – аварії; К – катастрофи

Наведене цілком відповідає концепції ІКАО щодо УБП в частині, що стосується виявлення ставлення авіаційного персоналу та авіаційних організацій до проблем виявлення факторів безпеки, їх запобігання та формування «безпечної» корпоративної культури [4].

1. Аналіз досліджень та публікацій

Слід зазначити, що необхідність виявлення ставлення А/Д до СП УПР та безпеки їх порушення переважним чином декларується. Рішення так званого «трикутника ризиків», що введений ІКАО для визначення рівнів безпеки, пов'язане з визначенням різних сполучень якісних показників частоти і безпеки [4], що викликає суттєві зауваження [5]. Відповідні нечіткі моделі ставлення А/Д до СП побудовано тільки для показників безпеки небажаних подій [6].

Відомий підхід до вирішення сформульованої проблеми шляхом побудови оціночної функції корисності-безпеки (ОФКБ) різних показників та характеристик, умов професійної діяльності А/Д [7, 8], що дало змогу як виявити основну домінують їх діяльності (ОДД), а саме схильність, несхильність, байдужість до ризику, так і відповідний рівень домагань (РД). Особливістю досліджень [7] є те, що в них визначена усталеність ОДД для двох задач ПР: відкритої та закритої (табл. 1). Справа в тому, що в контексті наших досліджень мова йде про побудову ОФПБ за обмеженим числом точок, технологія якої, спираючись на [9, 10], детально викладена в працях [11, 12]. При цьому під відкритою задачею ПР розуміємо таку ситуацію вибору, коли випробуваний А/Д самостійно визначається з мінімальним і максимальним обсягом навчального навантаження (кількістю повітряних суден (ПС), які одночасно знаходяться на управлінні в зоні його відповідальності), закритою – коли оцінюється корисність-безпека відстані між ПС при заході на посадку (ЗП) на усьому континуумі її нормативу. І зрозуміло, що в зазначеному конкретному випадку закрита задача ПР (ЗПР) є більш відповідальною і складною для А/Д з точки зору забезпечення належного рівня БП.

Як можна побачити з табл. 1, найбільш усталеною є ОДД «схильність до ризику». Адже дійсно, для відкритої ЗПР (кількість ПС на управлінні) спостерігається співвідношення осіб байдужих, несхильних і схильних до ризику в такій пропорції

$$1 : 1,4 : 1,9 \Leftrightarrow 23,3\% : 32,6\% : 44,2\%.$$

Тобто, на кожних двох А/Д, байдужих до ризику, маємо приблизно 3 – несхильних і 4 – схильних до стохастичного ризику. У свою чергу, схильних до ризику А/Д виявилось приблизно в півтори рази більше, ніж несхильних. Схильність до ризику визначається прагненням грати у віртуальні лотереї, за допомогою яких встановлюються характерні точки ОФКБ. Однак з іншого боку, це прагнення до ризику, пояснюється бажанням А/Д отримати оптимальні умови праці, що забезпечують належний рівень БП. Таким чином, виявлений парадокс ОДД в умовах стохастичного ризику [7]. Для більш складної закритої ЗПР виявлене таке співвідношення

Таблиця 1

Усталеність основної домінують прийняття рішень авіадиспетчером при ускладненні умов праці

Основна домінують прийняття рішень при оцінці		Відстані між літаками при заході на посадку		
Кількості літаків, що одночасно знаходяться на управлінні у авіадиспетчера	N	Схильність до ризику	Несхильність до ризику	Байдужість до ризику
Схильність до ризику	30	25	3	2
Несхильність до ризику	14	10	3	1
Байдужість до ризику	17	11	3	3
Всього випробуваних авіадиспетчерів	61	46	9	6

осіб, байдужих, неохочих і схильних до ризику
 $1 : 1,5 : 7,7 \Leftrightarrow 9,8\% : 14,7\% : 75,5\%$.

Тобто, якщо співвідношення А/Д, що байдужі та неохочі до ризику у порівнянні з попередньою задачею залишилось приблизно тим же, то кількість осіб, схильних до ризику, різко зросло (в 4 (!) рази).

Як випливає з одержаних результатів (табл. 1) 83,3% А/Д, які показали схильність до ризику при розв'язанні більш простої відкритої ЗПР повторно продемонстрували цю ОДД в більш складній закритій ЗПР. З числа неохочих та байдужих до ризику А/Д початкову ОДД зберегли відповідно 21,4% і 17,6%, а змінили її на схильність до ризику відповідно 71,4% та 64,8% випробуваних.

2. Постановка завдання

Як бачимо з поданого, ОДД грає важливу роль у виявленні ставлення А/Д до умов, характеристик та показників ефективності виконання СП при УПР, що є дійсним дослідженням певних складових концепції УБП, які розглянуто у вступі. При цьому, як витікає з праць [5, 7], характерні точки ОФКБ можуть бути застосовані для розв'язання «трикутника ризиків» ІКАО. З іншого боку, спектр показників, характеристик, умов професійної діяльності А/Д набагато ширше розглянутих ЗПР. При цьому насамперед слід орієнтуватися на норми ешелонування повітряного простору [13-15], рекомендовано ІКАО при впровадженні Глобального плану забезпечення БП [16]. І має безперечний науковий та практичний інтерес дослідження стійкості ОДД А/Д саме при зміні норм ешелонування.

Виходячи з наведеного та враховуючи результати досліджень [5, 7, 17], метою цієї публікації є виявлення закономірностей зміни ОДД при посилюванні норм ешелонування, а також розв'язання при цьому «трикутника ризиків» ІКАО.

3. Встановлення основної домінантної прийняття рішень авіадиспетчером та її усталеності при посилюванні норм ешелонування повітряного простору

Для досягнення сформульованої мети дослідження розглянемо дві норми ешелонування повітряного простору:

1) $S=20$ km, що відповідає відстані між ПС, що летять на одному ешелоні встановленими маршрутами обслуговування повітряного руху (ОПР) в диспетчерських районах АСС (Area Control Center - районний диспетчерський центр), АРР (APP Approach Control диспетчерське обслуговування ЗП);

2) $S=10$ km, що відповідає відстані між ПС, що летять на одному ешелоні в диспетчерському районі АРР ТМА (Terminal Control Area, - вузловий

диспетчерський район) з використанням автоматизованої системи (АС) УПР.

Розроблена методологія дозволяє будувати ОФКБ по обмеженому числу точок [11, 12]: S_0 ; $S_{0,25}$; $S_{0,5}$; $S_{0,75}$; S_1 , кожній з яких відповідає значення функції корисності $f^{\theta_c}(S) = [0, 1]$. В нашому випадку цій корисності відповідає нижній індекс при показнику S відстані між ПС. При цьому зрозуміло, що корисність відстані $S_0=0$ км дорівнює 0:

$$f^{\theta_c}(S_0 = 0 \text{ km}) = 0,$$

а корисність відстані між ПС, що відповідає нормі ешелонування, дорівнює 1:

$$f^{\theta_c}(S_1 = 20 \text{ km}) = f^{\theta_c}(S_1 = 10 \text{ km}) = 1.$$

Проміжні значення характерних точок ОФКБ $S_{0,25}$, $S_{0,5}$, $S_{0,75}$ знаходяться за допомогою віртуальних лотерей (рис. 3). Розв'язання лотерей здійснюється за допомогою відповідних еквівалентів. Отже, еквівалент лотереї - це така відстань між ПС, коли А/Д, як людина, яка ПР байдуже: чи отримати таку відстань між ПС напевно, чи прийняти участь у лотереї, де з рівними шансами (50% - 50%) можна отримати відстань, яка забезпечує належний / неналежний рівень БП. Після виконання усіх процедур, що наведено на рис. 3, по отриманих п'яти точках S_0 ; $S_{0,25}$; $S_{0,5}$; $S_{0,75}$; S_1 будується ОФКБ. До досліджень залучено 70 професійних А/Д. На рис. 4 подано узагальнену ОФКБ, побудовану, спираючись на їх індивідуальні оціночні функції корисності норми ешелонування $S=10$ км.

Далі обчислюється показник надбавки за ризик

$$\pi = \bar{S} - S_{0,5} = \begin{cases} < 0 - \text{схильність до ризику,} \\ > 0 - \text{неохочість до ризику,} \\ = 0 - \text{байдужість до ризику,} \end{cases}$$

де $\bar{S}$ - очікуваний виграш лотереї:

$$\bar{S} = 0,5 \cdot S_0 + 0,5 S_1 = 0,5 \cdot (0,5 \cdot S_0 + 0,5 \cdot S_1).$$

З отриманих результатів маємо таке співвідношення осіб неохочих (НС), байдужих (Б) і схильних (С) до ризику (табл. 2):

- для норми ешелонування $S = 20$ km

$$НС : Б : С \Leftrightarrow 12,9\% : 35,7 : 51,4\% \Leftrightarrow 1 : 2,8 : 4;$$

- для норми ешелонування $S = 10$ km

$$НС : Б : С \Leftrightarrow 5,7\% : 25,7 : 68,6\% \Leftrightarrow 1 : 4,5 : 12.$$

Отже, з отриманих результатів випливає, що більшість випробуваних мають нелінійну ОФКБ, що вимагає розробки спеціальних тренувальних особистісно-орієнтованих тренажерних вправ, зміст яких має враховувати особливості їх мислення під час ПР. Причому при ускладненні умов професійної діяльності, коли норми ешелонування стають більш суворими, кількість осіб з ОДД «схильність до

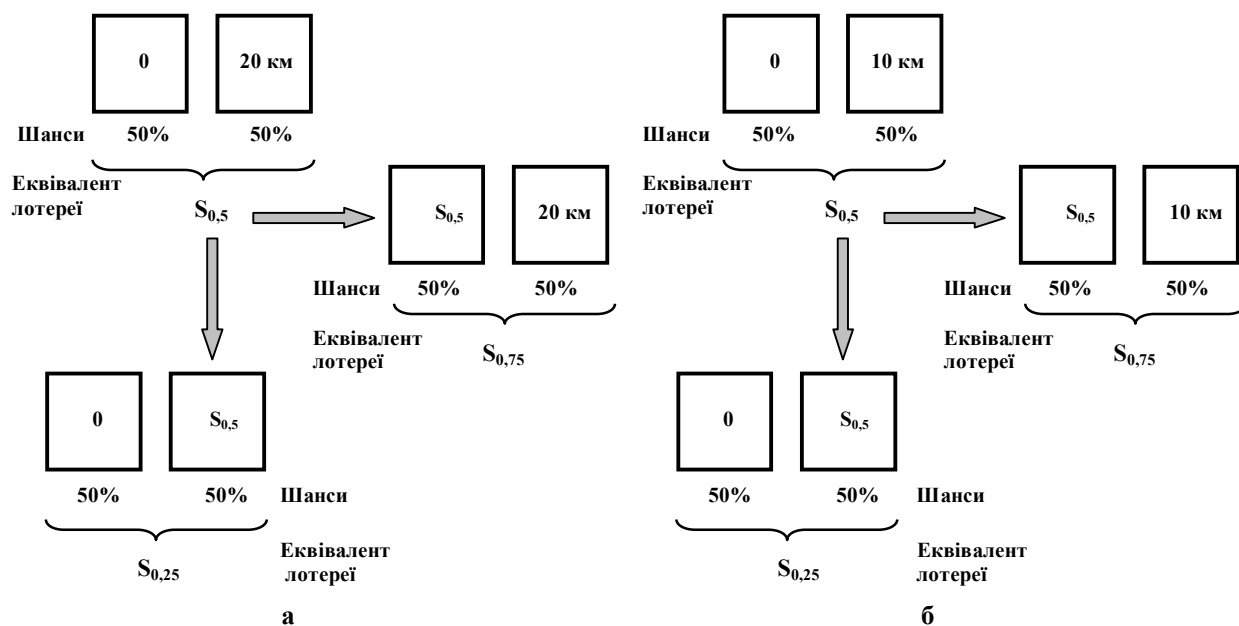


Рис. 2. Организация лотерей для выявления характерных точек оценной функции полезности-безопасности норм эшелонирования воздушного пространства: а – норма эшелонирования $S=20$ км; б – $S=10$ км

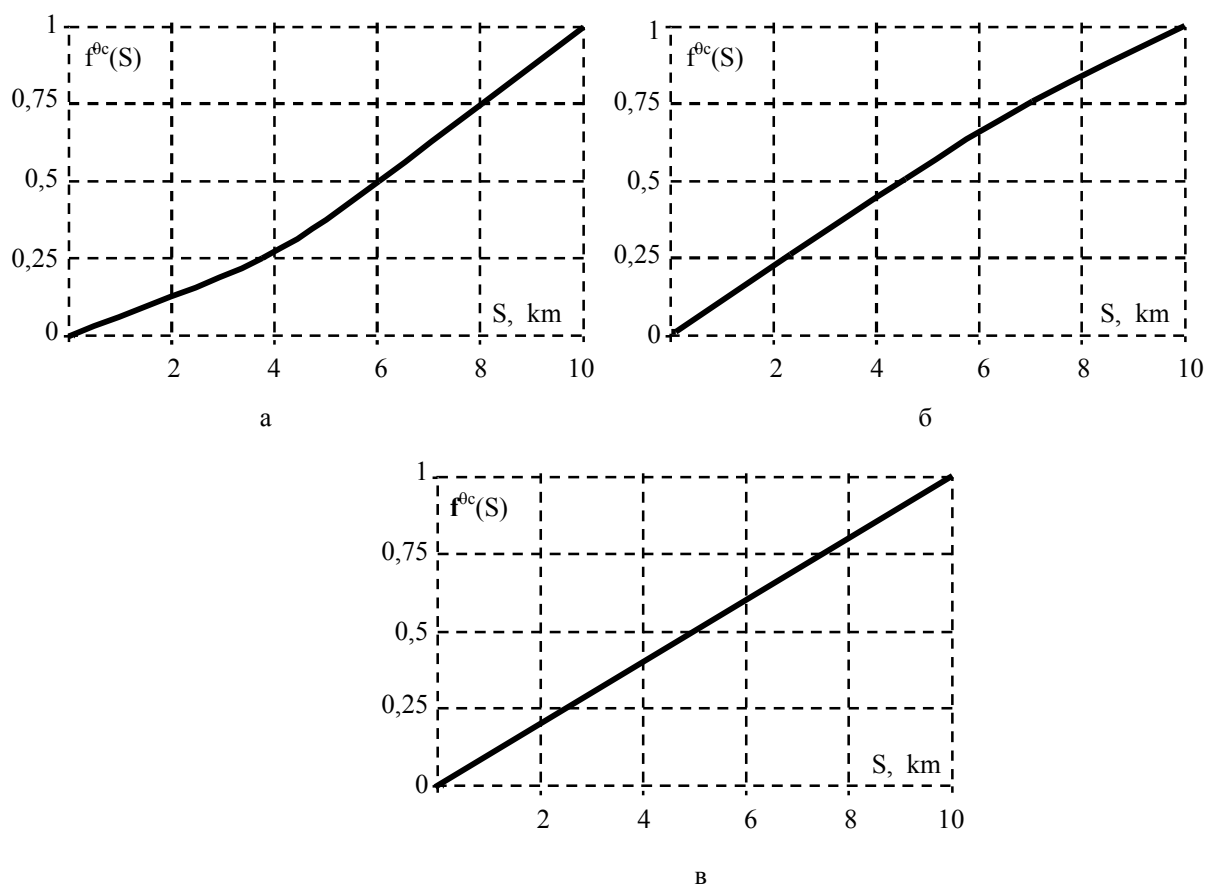


Рис. 3. Узагальнені оцінні функції корисності-безпеки норми ешелонування $S=10$ км: а – схильність, б – несхильність, в – байдужість до ризику

Таблиця 2

Динаміка основної домінанти діяльності авіадиспетчерів при ускладненні норм ешелонування повітряного простору

Основна домінанта прийняття рішень		Норма ешелонування $S = 10$ km		
Норма ешелонування $S = 20$ km	N	Схильність до ризику	Несхильність до ризику	Байдужість до ризику
Схильність до ризику	36	26	2	8
Несхильність до ризику	9	7	0	2
Байдужість до ризику	25	15	2	8
Всього:	70	48	4	18

ризик» зростає відносно вихідного показника ставлення до ризику на 33,3%.

Таблиця 2 дає уявлення про усталеність і динаміку зміни ОДД випробуваних А/Д. З неї бачимо, що при ускладненні норм ешелонування майже 75% А/Д, які перед тим виявили «схильність до ризику», зберегли свою вихідну ОДД. 100% осіб, несхильних до ризику, змінили початкову ОДД та продемонстрували більш ризиковану поведінку: 77,8% – схильність до ризику і 22,2% – байдужість до ризику. З числа осіб, байдужих до ризику, 32% зберегли початкову ОДД, 60% змінили її на

схильність до ризику і усього 8% проявили несхильність до ризику.

Таким чином, «схильність до ризику» - найважливіша ОДД АО, котра має бути більш повно і всебічно досліджена. З іншого боку, наведене підтверджує результати інших досліджень стійкості ОДД [7, 17], що дозволяє стверджувати про виявлену закономірність поведінки А/Д при ускладненні умов професійної діяльності. З урахуванням рекомендацій праць [5] у табл. 3 подано результати вирішення «трикутника ризиків» ІКАО, спираючись на характерні точки ОФКБ.

Таблиця 3

Розв'язання «трикутника ризиків» ІКАО, спираючись на характерні точки оцінних функцій корисності-безпеки

Зв'язок якісних критеріїв ІКАО з характерними точками оцінної функції корисності	Вирішення «трикутника ризиків», км. для осіб з основною домінантою		
	С	НС	Б
1	2	3	4
КАТАСТРОФІЧНИЙ РИЗИК, $S \leq S_{0,25}$	$\underline{S \leq 9,07}$ $S \leq 3,61$	$\underline{S \leq 3,70}$ $S \leq 2,13$	$\underline{S \leq 5}$ $S \leq 2,5$
НЕПРИЙНЯТНИЙ РИЗИК $S_{0,25} < S \leq S_{0,5}$	$\underline{9,07 < S \leq 13,61}$ $3,61 < S \leq 6$	$\underline{3,70 < S \leq 8,15}$ $2,13 < S \leq 4,35$	$\underline{5 < S \leq 10}$ $2,5 < S \leq 0,5$
ПРИПУСТИМИЙ РИЗИК: $S_{0,5} < S \leq S_{0,75}$	$\underline{13,61 < S \leq 17,03}$ $6 < S \leq 7,97$	$\underline{8,15 < S \leq 13,33}$ $4,35 < S \leq 6,76$	$\underline{10 < S \leq 15}$ $0,5 < S \leq 7,5$
ПРИЙНЯТНИЙ РИЗИК $S_{0,75} < S \leq S_1$	$\underline{17,03 < S \leq 20}$ $7,97 < S \leq 10$	$\underline{13,33 < S \leq 20}$ $6,76 < S \leq 10$	$\underline{15 < S \leq 20}$ $7,5 < S \leq 10$
МІЗЕРНИЙ РИЗИК $S > S_1$	$\underline{S > 20}$ $S > 10$	$\underline{S > 20}$ $S > 10$	$\underline{S > 20}$ $S > 10$
ПРИМІТКА: Дробом подано: чисельник – вирішення «трикутника ризиків» для норми ешелонування $S = 20$ км, знаменник – для $S = 10$ км.			

Висновки

1. Комплексно досліджено ставлення А/Д до норм ешелонування S=20 км та S=10 км шляхом побудови ОФКБ, що відкриває перспективи як для формування тренувальних тренажерних вправ, орієнтованих на ОДД, так і методичного наповнення будь-якого інтелектуального модуля ПР, що може розроблятися на допомогу інструкторському складу.

2. Виявлено, що найбільш властивою А/Д є нелінійні ОФКБ. Особливу роль при цьому грає ОДД «схильність до ризику», оскільки при ускладненні умов професійної діяльності вона, з одного боку виявилися найбільш стійкою, а з іншого боку, більшість випробувань А/Д з іншою домінантою змінюють її на схильність до ризику.

3. Вирішений «трикутник ризиків» ІКАО, спираючись на характерні точки ОФКБ, що дає уявлення про рівні ризиків у зрозумілих фізичних вимірах – відстанях між ПС.

4. Подальші дослідження слід проводити шляхом виявлення РД А/Д на показниках норм ешелонування повітряного простору та побудови нечітких моделей їх ставлення до порушення цих норм.

Література

1. Контроль факторов угрозы и ошибок (KVO) при управлении воздушным движением [Текст]: Cir. ICAO 314 – AN / 178. – Монреаль, Канада, 2008. – 18 с.

2. Фундаментальные концепции человеческого фактора [Текст] // Человеческий фактор : сб. материалов № 1. - Циркуляр ИКАО 216 AN / 131. – Монреаль, Канада, 1989. – 34 с.

3. Козлов, В. В. Безопасность полетов: от обеспечения к управлению [Текст] / В. В. Козлов. – М. : Оперативная Полиграфия, 2010. – 270 с.

4. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) [Электронный ресурс] : Doc. ICAO 9859 – AN / 474 ; 3-е издание. – Монреаль, Канада, 2013. – Режим доступа: <http://www.caa.kg/downloads/doc9859.pdf>. – 5.04.2014.

5. Актуальные направления разработки проактивных моделей решения «треугольника рисков» ИКАО [Текст] / А. Н. Рева, В. И. Вдовиченко, С. П. Борсук и др. // Сучасні енергетичні установки на транспорті, технології та обладнання для їх обслуговування : 4-та Всеукр. наук.-практ. конф., Херсон, 9-11 жовтня 2013 р. – Херсон : ХДМА, 2013. – С. 334-338.

6. Рева, О. М. Нечітка модель ставлення авіадиспетчера до ризику настання потенційно-конфліктної ситуації [Текст] / О. М. Рева, С. П. Борсук // Авіаційно-космічна техніка і

технологія. – 2013. – № 10(107). – С. 214-221.

7. Рева, А. Н. Человеческий фактор и безопасность полетов (Проактивное исследование влияния) [Текст] : моногр. / А. Н. Рева, К. М. Тумышев, А. А. Бекмухамбетов ; науч. ред. А. Н. Рева, К. М. Тумышев. – Алматы, 2006. – 242 с.

8. Рівень домагань авіадиспетчерів на показниках робочого навантаження [Текст] / О. М. Рева, Б. М. Мирзоев, П. Ш. Мухтаров, Ш. Ш. Насіров // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2013. – № 8(105). – С. 273-281.

9. Кини, Р. Л. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения [Текст] : пер. с англ. / Р. Л. Кини, Х. Райфа ; под ред. И. Ф. Шахнова. – М. : Радио и связь, 1981. – 560 с.

10. Надежность и эффективность в технике: справочник в 10 т. – Т.3: Эффективность технических систем [Текст] / под общ. ред В. Ф. Уткина, Ю. В. Крюкова. – М. : Машиностроение, 1988. – 328 с.

11. Алгоритмизация процедуры визначення ставлення авіаційного оператора до ризику [Текст] / О. М. Рева, С. І. Корж, П. Ш. Мухтаров, С. В. Недбай // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2012. – № 1 (88). – С. 109-114.

12. Рева, О. М. Теоретическая модель выявления основной доминанты деятельности авиационного оператора в условиях риска [Текст] / О. М. Рева, П. Ш. Мухтаров, С. В. Недбай // Elmi təsəvvərlər : Jurnal Milli Aviasiya Akademiyasinin. – Bakı, Oktyabr - Dekabr 2012. – Child № 4. – С. 64-73.

13. Единые принципы моделирования риска столкновения в обоснование Руководства по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования (Cir. ICAO 319 – AN / 181 (Doc. 9689) [Электронный ресурс]. – Монреаль, Канада, 2009. – Режим доступа: http://aviaspec.com/images/circulari/319_ru.pdf. – 1.06.2014.

14. Организация воздушного движения: Правила аэронавигационного обслуживания [Электронный ресурс] : Doc. ICAO 4444 – ATM / 501. – Монреаль, Канада, издание пятнадцатое, 2007. – Режим доступа: http://www.aviadocs.net/icaodocs/Docs/4444_cons_ru.pdf. – 5.04.2014.

15. Единые принципы моделирования риска столкновения в обоснование Руководства по методике планирования воздушного пространства для определения минимума эшелонирования [Электронный ресурс] : Cir. ICAO 319 – AN / 181 (Doc. 9689). – Монреаль, Канада, 2009. – Режим доступа: <http://www.aerohelp.ru/data/432/Cir319.pdf>. – 5.04.2014.

16. Глобальный план обеспечения безопасности полетов [Электронный ресурс]. – Монреаль, Канада, – 2013. – 76 с. – Режим доступа: http://www.icao.int/safety/airnavigation/Documents/GASP/GASP_ru.pdf. – 5.04.2014.

Рецензент: заслужений діяч науки і техніки України, д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С. В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

УСТОЙЧИВОСТЬ ОСНОВНОЙ ДОМИНАНТЫ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ АВИАДИСПЕТЧЕРОМ В УСЛОВИЯХ РИСКА

А. Н. Рева, П. Ш. Мухтаров, Б. М. Мирзоев, В. И. Вдовиченко, Ш. Ш. Насиров

Учитывая влияние человеческого фактора на безопасность полетов, сформулировано понятие основной доминанты деятельности авиационных операторов при принятии решений, суть которой является склонность, несклонность, безразличие к риску. Нестыковка блоков «человек – процедуры («L – S»))» модели SHEL, рекомендуемой ИКАО для системного исследования проблем человеческого фактора, рассматривается как закрытая задача принятия решений при нарушении норм эшелонирования воздушного пространства $S=20$ km и $S=10$ km, что дало возможность построить по ограниченному числу точек соответствующие оценочные функции полезности-безопасности всего континуума указанных расстояний. Выявлено, что при ужесточении нормы эшелонирования почти $\frac{3}{4}$ авиадиспетчеров, которые перед тем проявили склонность к риску при решении более простого профессионального задания, сохранили свою исходную основную доминанту деятельности. 100% лиц, несклонных к риску, изменили начальную доминанту и продемонстрировали более рискованное поведение: 77,8% – склонность к риску и 22,2% – безразличие к риску. Из числа лиц, безразличных к риску, 32% сохранили начальную доминанту, 60% изменили ее на склонность к риску и всего 8% проявили несклонность к риску. Опираясь на характерные точки оценочных функций полезности-безопасности развязана проблема решения «треугольника рисков» ИКАО в понятных физических единицах.

Ключевые слова: человеческий фактор, основная доминанта принятия решений авиадиспетчером в условиях риска, безопасность норм эшелонирования воздушного пространства, оценочные функции полезности расстояния между воздушными судами, решение «треугольника рисков».

STEADINESS OF MAIN DOMINANTS OF MAKING DECISION BY AIR TRAFFIC CONTROLLER IN CASE OF RISK

A. H. Reva, P. Sh. Mukhtarov, B. M. Mirzayev, V. I. Vdovichenko, Sh. Sh. Nasirov

Taking into account human factor on safety of flights, have been formed concepts of basic dominants of activity of aviation operators during making decision, essence of which is inclination, disinclination, indifference to risk. Discordance of blocs of “human-procedures (“L-S”))” of model SHEL, recommended by ICAO for system research of problem of human factor is considered as closed task of making decision during breaching of norms of echelonment of air space by $S=20$ km and $S=10$ km, which gave chance to build corresponded valuation functions of utility – safety of all continuum of stated distances of points on limited number. Was revealed that during tightening of norms of echelonment almost by $\frac{3}{4}$ by air traffic controller who showed inclination to risk during making decision of more simple professional tasks before that, kept their initial basic dominance of activity. 100% of people being not inclined to risk, changed initial dominance and demonstrated more risky behavior: 77,8 % - inclination to risk and 22,2 % - indifference to risk. From the number of people, being indifferent to risk, 32% kept initial dominance, 60% changed it to inclination to risk and only 8% showed disinclination to risk. Basing on characteristic points of valuation functions of utility-safety problem of decision of “triangle of risks” of ICAO has been solved in clear physical units.

Key words: human factor, basic dominant of making decision by air traffic controller in case of risk, safety of norm of echelonment of air space, valuation functions of utility of distance between aircrafts, solution of “triangle of risks”.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, проф., професор кафедри дистанційного навчання, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: ran54@meta.ua.

Мірзоев Бала Мушгюль-огли – д-р філософії по техніці, начальник, Головний центр Єдиної системи управління повітряним рухом держпідприємства AZANS, Азербайджанська Республіка, e-mail: BalaMirzayev@azans.az.

Мухтаров Пейман Ширин-огли – інструктор тренажерного центра, Головний центр Єдиної системи управління повітряним рухом держпідприємства AZANS, Азербайджанська Республіка, e-mail: Peyman.Mukhtarov@gmail.com.

Вдовиченко Василь Іванович – Генеральний директор, Некомерційна освітня установа «Корпоративний центр підготовки персоналу – Інститут аеронавігації», Російська Федерація, e-mail: vdovichenko@aeronav.ru.

Насіров Шахин Шахвели-огли – керівник польотів, Головний центр Єдиної системи управління повітряним рухом держпідприємства AZANS, Азербайджанська Республіка; e-mail: shahin.s@mail.ru.

УДК 681.5.083.02/03.044.64:51(045)

Е. П. НЕЧИПОРУК, А. В. ПОПОВ*Национальный авиационный университет, Киев, Украина***ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ЛОГИКО-ЛИНГВИСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ
ДИАГНОСТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ**

Изложен метод оценки технического состояния сложных систем с многоуровневой структурой. Приведена экспериментальная логико-лингвистическая модель, отражающая причинно-следственные зависимости между типовыми комбинациями повреждений конструктивных узлов проточной части и соответствующими им изменениями значений контролируемых параметров авиационного турбореактивного двухконтурного двигателя АИ-25 по результатам стендовых исследований. Описан способ преобразования экспертной модели к алгебраическим формам, позволяющим использовать для идентификации множественных (совместных) повреждений эффективные алгоритмы направленного перебора вариантов.

Ключевые слова: диагностирование, сложная система, авиационный двигатель, множественные отказы, экспертная модель, алгебраическая система, алгоритм направленного перебора.

Актуальность проблемы

Обзор работ в области диагностики технических систем показал отсутствие общего подхода к построению эффективных моделей и алгоритмов диагностирования причин возникновения отказов и анализа предаварийных ситуаций в объектах с многоуровневой структурой и числом дефектов до нескольких сотен единиц. Большой класс объектов различной технической природы и назначения можно представить экспертными логико-лингвистическими моделями, отражающими все множества событий и их взаимосвязей.

Введение

В общем случае экспертные модели диагностирования (ЭМД) сложной многоуровневой технической системы, в которой возможны множественные отказы, строятся по следующей схеме: <комбинация элементарных отказов> → <изменение значений подмножества характеристик состояния системы> [1].

При этом предполагается, что изменение значения каждой характеристики оценивается по отношению к заранее известному эталонному уровню. Допускается, что в случае невозможности количественного измерения той или иной характеристики состояния объекта диагностирования (ОД) она может быть задана на качественном уровне.

Экспертная модель диагностирования сложно-го объекта с многоуровневой структурой формируется из логических выражений, каждое из которых сопоставлено одному из классов типовых комбина-

ций элементарных отказов, приводящих к одинаковым изменениям одних и тех же характеристик состояния ОД:

$$Y_q \rightarrow \bigwedge_{\mu=0}^v F_{\mu}^{[r(q)]}; q = \overline{1, w}; v = 3, \quad (1)$$

где $r(q)$ — обозначение одной из типовых комбинаций элементарных отказов, входящих в состав подмножества R_q ;

Y_q — логическое высказывание, конкретизирующее совокупность типовых комбинаций элементарных отказов, входящих в состав подмножества R_q ;

$F_0^{(r)}$ — логическое высказывание, отражающее изменение характеристики $p_0(r)$ состояния ОД под влиянием r -й типовой комбинации элементарных отказов;

$F_1^{(r)}$ — сложное высказывание, описывающее изменение значений других, за исключением $p_0(r)$ -й характеристик состояния $j_0(r)$ -й подсистемы ОД в результате возникновения r -й комбинации элементарных отказов;

$F_2^{(r)}$ — составное высказывание, отражающее изменение значений характеристик состояния прочих подсистем $i_0(r)$ -го уровня ОД, взаимодействующих с $j_0(r)$ -й подсистемой, под влиянием r -й комбинации элементарных отказов;

$F_3^{(r)}$ — сложное высказывание, описывающее из-

менения значений характеристик состояния подсистем других, за исключением $i_0(r)$ -го уровней ОД вследствие возникновения r -й комбинации элементарных отказов. Очевидно, выражения $F_1^{(r)}$, $F_2^{(r)}$ и $F_3^{(r)}$ отражают побочные эффекты первого, второго и третьего рода.

Если последствия комбинаций элементарных отказов, возникающих в какой-либо подсистеме того или иного уровня ОД, не распространяются не только на подсистемы других уровней, но и на другие подсистемы того уровня, где происходят эти отказы, то из правой части выражений экспертной модели (1) исключаются высказывания $F_2^{(r)}$ и $F_3^{(r)}$.

При этом ЭМД сложного объекта может быть представлена в следующем виде:

$$Y_q \rightarrow F_0^{[r(q)]} \& F_1^{[r(q)]}; q = \overline{1, w}. \quad (2)$$

В этом случае задачу диагностирования можно решать для каждой подсистемы ОД в отдельности, считая каждую подсистему ОД автономным и неделимым объектом диагностирования.

Выражения, входящие в экспертную модель (1), приобретают упрощенную форму:

$$Y_q = \bigvee_{r \in R_q} \bigwedge_{k \in K^{(r)}} X(s_k); F_0^{(r)} = D[z_{p_0(r)}, h_{p_0(r)}^{(r)}]; \\ F_1^{(r)} = \bigwedge_{p \in \overline{P}^{(r)}} D[z_p, h_p^{(r)}]; q = \overline{1, w}; r \in R_q,$$

где $K^{(r)}$ – множество видов элементарных отказов в ОД, входящих в состав r -й типовой комбинации; $r = \overline{1, \rho}$;

$P^{(r)}$ – множество номеров характеристик состояния ОД, изменяющих свои значения под влиянием r -й комбинации элементарных отказов; $r = \overline{1, \rho}$;

$X(s_k)$ – простой предикат, описывающий элементарный отказ k -го вида в ОД, $k = \overline{1, \lambda}$;

$\overline{P}^{(r)}$ – множество номеров характеристик состояния ОД, изменяющих свои значения под влиянием r -й комбинации элементарных отказов, за исключением $p_0(r)$ -й: $\overline{P}^{(r)} = P^{(r)} \setminus \{p_0(r)\}$; $r = \overline{1, \rho}$.

Тождественные преобразования, основанные на выражении $(A \vee B \rightarrow C) \leftrightarrow (A \rightarrow C) \& (B \rightarrow C)$, позволяют представить модель (2) в более компактной форме:

$$Y^{(r)} \rightarrow F_0^{(r)} \& F_1^{(r)}; r = \overline{1, \rho}, \quad (3)$$

где $Y^{(r)} = \bigwedge_{k \in K^{(r)}} X(s_k)$, а тождество

$$(A \rightarrow B \& C) \leftrightarrow (A \rightarrow B) \& (A \rightarrow C),$$

дает возможность заменить модель (3) эквивалентной по смыслу системой более простых выражений:

$$\bigwedge_{k \in K^{(r)}} X(s_k) \rightarrow D[z_p, h_p^{(r)}]; r = \overline{1, \rho}; p \in P^{(r)}. \quad (4)$$

Это позволяет сформулировать данную задачу следующим образом: на основе наблюдаемых значений характеристик состояния ОД $z = (z_p | p = \overline{1, u})$ определить значения предикатов $X(s_k)$; $k = \overline{1, \lambda}$, удовлетворяющих системе (4).

Экспериментальная модель диагностирования авиационных двигателей

В качестве сложной многоуровневой системы рассмотрим авиационный турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) АИ-25, выполненный по двухвальной схеме.

Экспериментальное исследование двигателя проводилось с целью определения взаимосвязи между поврежденными конструктивными элементами проточной части (ПЧ), что соответствует тому или иному виду неисправности и значениями термодинамических параметров рабочего тела ПЧ ТРДД.

Данное исследование направлено на решение обратной задачи – диагностирование двигателя по изменению ранее указанных параметров, идентификация вида неисправности с дальнейшей локализацией неисправности.

Анализ данных эксплуатации ряда ТРДД свидетельствует про неоднозначность имеющихся отклонений от нормального состояния поверхности лопаток компрессора и турбины как отдельно, так и в комплексе (совместно).

Забоины, загибы, сколы, прогары, оплавление, отложение продуктов сгорания, коррозия, эрозия лопаток рабочих колес, сопловых и направляющих аппаратов, приводит в первую очередь к нарушению условий обтекания, то есть нарушается качество и геометрия обтекаемой поверхности. При проведении натурного эксперимента был учтен низкий уровень контролепригодности и эксплуатационной технологичности ОД. Методика проведения эксперимента приведена в работах [4, 5].

Для выбранного ОД характеристиками состояния в рамках эксперимента можно считать такие диагностические признаки:

– коэффициент полезного действия (КПД) ком-

прессора низкого давления (КНД) (z_1);

– КПД компрессора высокого давления (КВД) (z_2);

– КПД турбины высокого давления (ТВД) (z_3);

– КПД турбины низкого давления (ТНД) (z_4);

– степень повышения давления КНД (z_5);

– степень повышения давления КВД (z_6);

– степень понижения давления ТНД (z_7);

– степень понижения давления ТВД (z_8);

– скольжение роторов (z_9);

– приведенный расход рабочего тела во внутреннем контуре (z_{10});

– суммарный приведенный расход воздуха (z_{11});

– удельный расход топлива (z_{12});

– удельная тяга (z_{13});

– КПД горения (z_{14}).

В качестве подсистем ОД рассматриваются возможные места возникновения неисправностей (повреждений):

– КНД – (s_1);

– ТНД – (s_2);

– входной направляющий аппарат (ВНА) – (s_3);

– форсунки (Φ) (s_4).

С учётом принятых обозначений, экспертную модель определения множественных (совместных) повреждений в ТРДД АИ-25 можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 &X_1(s_3) \rightarrow D(z_1, \downarrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \downarrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \downarrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_3) \wedge X_1(s_1) \rightarrow D(z_1, \downarrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \downarrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \downarrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_3) \wedge X_1(s_1) \wedge X_2(s_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \downarrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \downarrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \uparrow) \wedge D(z_{10}, \uparrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \downarrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_2(s_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \downarrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \downarrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \uparrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_3) \wedge X_2(s_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \downarrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_1) \wedge X_2(s_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \downarrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_1) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \downarrow) \wedge D(z_3, \uparrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \uparrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \downarrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \quad (5) \\
 &X_1(s_1) \wedge X_1(s_2) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_1) \wedge X_1(s_2) \wedge X_1(s_3) \rightarrow D(z_1, \downarrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \uparrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_1) \wedge X_1(s_2) \wedge X_1(s_3) \wedge X_2(s_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \uparrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_2) \wedge X_1(s_3) \wedge X_2(s_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \uparrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
 &X_1(s_2) \wedge X_2(s_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \uparrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
 &\wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow);
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& X_1(s_1) \wedge X_1(s_2) \wedge X_2(s_4) \rightarrow D(z_1, \downarrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \uparrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
& \wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \uparrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
& X_1(s_2) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \uparrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
& \wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow); \\
& X_1(s_2) \wedge X_1(s_3) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \uparrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\
& \wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \uparrow) \wedge D(z_{12}, \downarrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow).
\end{aligned}$$

Изменение значений характеристик ОД обозначено следующими символами:

$\downarrow$ – уменьшение значения характеристики;

$\uparrow$ – увеличение значения характеристики;

$\downarrow\uparrow$ – отклонение значения характеристики от эталонного в ту или другую сторону.

Приведенная логическая модель (5) диагностирования двигателя АИ-25 не является окончательной и требует дальнейшего усовершенствования. В данной работе она используется лишь для иллюстрации предлагаемого подхода.

Для преобразования модели (4) в алгебраическую форму необходимо выполнить следующие действия.

1. Каждому предикату $X(s_k)$, описывающему элементарный отказ k -го вида в ОД, поставить в соответствие булеву переменную $x_k \in \{0, 1\}$, $k = \overline{1, \lambda}$.

2. Каждому выражению модели (4) сопоставить систему комбинаторных уравнений:

$$\prod_{k \in K^{(r)}} h_p^{(r)} x_k = \delta_p^{(r)}; r = \overline{1, \rho}; p \in P^{(r)}. \quad (6)$$

Вектор значений независимых булевых переменных $(x_k | k = \overline{1, \lambda})$, удовлетворяющий системе нелинейных комбинаторных уравнений (6), определяет комбинацию элементарных отказов в объекте диагностирования, приведших его в anomalous состояние.

С целью учета эффекта «наложения» последствий множества факторов anomalous состояния ОД система уравнений (6) представляется в интегративной форме:

$$\sum_{r \in R(p)} \prod_{k \in K^{(r)}} h_p^{(r)} x_k = \delta_p; p = \overline{1, u}. \quad (7)$$

Необходимость учета разного рода погрешностей в оценке значений характеристик состояния ОД обуславливает представление комбинаторной модели (7), в виде системы нелинейных неравенств:

$$\begin{cases} \sum_{r \in R(p)} \prod_{k \in K^{(r)}} (h_p^{(r)} - \xi_p^{(r)}) x_k \leq \delta_p \\ \sum_{r \in R(p)} \prod_{k \in K^{(r)}} (h_p^{(r)} + \xi_p^{(r)}) x_k \geq \delta_p \end{cases}; p = \overline{1, u}. \quad (8)$$

С целью более компактного представления системы неравенств (8) введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned}
a_{rp}^{(1)} &= h_p^{(r)} - \xi_p^{(r)}; a_{rp}^{(2)} = -h_p^{(r)} - \xi_p^{(r)}; \\
\delta_p^{(1)} &= \delta_p; \delta_p^{(2)} = -\delta_p.
\end{aligned}$$

Тогда систему (8) можно представить в следующем виде:

$$\sum_{r \in R(p)} \prod_{k \in K^{(r)}} a_{rp}^{(\omega)} x_k \leq \delta_p^{(\omega)}; p = \overline{1, u}; \omega \in \{1, 2\}. \quad (9)$$

Проведенные преобразования позволяют свести задачу определения множественных отказов в сложном объекте диагностирования на основе экспертной модели (2) к отысканию бивалентного вектора значений переменных $(x_k | k = \overline{1, \lambda})$, удовлетворяющего системе неравенств (9).

Смысл искоемых переменных интерпретируется следующим образом: если в результате решения системы (9) некоторая переменная x_{k^*} ($1 \leq k^* \leq \lambda$) принимает значение 1, это означает, что в ОД произошел отказ k^* -го вида; при $x_{k^*} = 0$ данное утверждение неверно. Совокупность независимых переменных, принявших значения 1, определяет виды множества отказов, возникших (одновременно, последовательно или последовательно-параллельно) в исследуемом объекте к моменту его диагностирования.

Как видно, система неравенств (9) имеет нелинейную структуру и носит комбинаторный характер. Бивалентность искоемых переменных, входящих в данную систему, дает возможность использовать для ее решения модифицированные алгоритмы направленного перебора вариантов, адаптированные под структуру указанной комбинаторной модели [2-3].

Выводы

Анализ результатов обработки данных регистрации указывает на незначительные отклонения параметров рабочего процесса двигателя при различных комбинациях технического состояния (ТС), что может негативным образом сказаться на достоверности диагноза. Проведена апробация предложенного теоретического подхода к решению вопроса диагностирования ТРДД с локализацией неисправности до конструктивного узла двигателя.

Для осуществления комплексной реализации процедуры идентификации ТС предложен метод определения множественных отказов, возникающих в сложном многоуровневом объекте диагностирования, с учетом эффекта наложения последствий влияния каждого из них на значения характеристик состояния объекта.

В основе метода лежит экспертная модель, отражающая причинно-следственные зависимости между типовыми комбинациями неисправностей и соответствующими им изменениями значений контролируемых параметров исследуемого объекта.

Литература

1. Литвиненко, А. Е. Метод диагностирования сложных объектов с многоуровневой структурой [Текст] / А. Е. Литвиненко, Е. П. Нечипорук // *Black Sea: scientific journal of academic research*. – Tbilisi : Georgia, 2014. – № 3. – С. 35-42.
2. Вагин, В. Н. Дедукция и обобщение в системах принятия решений [Текст] : моногр. / В. Н. Вагин. – М. : Наука, 1988. – 384 с.
3. Литвиненко, А. Е. Метод направленного перебора в системах управления и диагностирования [Текст] : моногр. / А. Е. Литвиненко. – К. : Наук.-вид. центр НБУВ, 2007. – 328 с.
4. Попов, А. В. Исследование динамических характеристик ТРДД с перемежающимися неисправностями проточной части на установившихся режимах его работы [Текст] / А. В. Попов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2(38). – С. 63-67.
5. Кучер, А. Г. Определение технического состояния ТРДД по данным экспериментальных исследований с использованием нейронных сетей и методов распознавания образов [Текст] / А. Г. Кучер, С. А. Дмитриев, А. В. Попов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 10(46). – С. 153-164.

Поступила в редакцию 10.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологий аэропортов А.А. Тамаргазин, Национальный авиационный университет, Киев

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ЛОГІКО-ЛІНГВІСТИЧНА МОДЕЛЬ ДІАГНОСТУВАННЯ СКЛАДНИХ СИСТЕМ

О. П. Нечипорук, О. В. Попов

Викладено метод оцінки технічного стану складних систем з багаторівневою структурою. Наведено експериментальну логіко-лінгвістичну модель, що відображає причинно-наслідкові залежності між типовими комбінаціями пошкоджень конструктивних вузлів проточної частини і відповідними їм змінами значень параметрів, що реєструються на авіаційному турбореактивному двоконтурному двигуні AI-25 за результатами стендових досліджень. Описано спосіб перетворення експертної моделі до алгебраїчних форм, що дозволяє використовувати для ідентифікації множинних (спільних) відмов ефективні алгоритми спрямованого перебору варіантів.

Ключові слова: діагностування, складна система, авіаційний двигун, множинні відмови, експертна модель, алгебраїчна система, алгоритм спрямованого перебору.

LOGICAL-LINGUISTIC EXPERIMENTAL MODEL FOR DIAGNOSIS OF COMPLEX SYSTEMS

E. P. Nechiporuk, A. V. Popov

A method of estimation of technical condition complex systems with multi-level structure. The experimental shows the logical-linguistic model that reflects the causal relationship between the types of combinations damage of structural units of the flow part and the corresponding changes in the values of controlled parameters of the aircraft turbofan engine AI-25 on the results of stand research. Describes a method for converting expert model to algebraic forms, allowing for the identification of multiple use (of joint) damage efficient algorithms directional sorting options.

Key words: diagnosis, complex system, aircraft engine, multiple failures, the expert model, the algebraic system of directed enumeration algorithm.

Нечипорук Елена Петровна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры компьютеризованных систем управления, Институт компьютерных информационных технологий, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: styop_el@bigmir.net.

Попов Александр Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры сохранения лётной годности авиационной техники факультета летательных аппаратов, Аэрокосмический институт, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: popche@ukr.net.

УДК 519.2+621.3:09(045)

Ю. В. ПЕПА

Національний авіаційний університет, Україна

РОЗПІЗНАВАННЯ ВИПАДКОВИХ СИГНАЛІВ НА БАЗІ СПЕКТРАЛЬНИХ МІР

В роботі аналітично викладено два підходи щодо розпізнавання випадкових сигналів на фоні випадкових процесів, які можуть мати як гауссівський розподіл щільності ймовірності, так і негауссівський розподіл. В першому випадку пропонується метод переходу від часового простору до простору спектрального, що приводить до аналізу поведінки узагальнених коефіцієнтів Фур'є при заданих ймовірних мірах похибок розпізнавання. Особливість процесу розпізнавання полягає в аналізі ймовірних мір на просторі оцінок коефіцієнтів Фур'є, а не ймовірних мір на просторі реалізацій випадкових процесів. У другому випадку розпізнавання відбувається за рахунок чіткого опису в явному вигляді ймовірних мір випадкових процесів, що дає можливість використати гауссові міри. Для стаціонарних лінійних випадкових процесів в більшості випадків виконуються умови, які забезпечують нормальність оцінок їх спектральних щільностей, що і використано в процесі розпізнавання лінійних випадкових процесів на базі їх спектральних мір.

Ключові слова: випадковий сигнал, розпізнавання, лінійний випадковий процес, ймовірнісна міра, спектральна міра, критерій, реалізація, простір.

Вступ

Як правило, вирішення задачі розпізнавання двох випадкових сигналів принципово нічим не відрізняється від вирішення аналогічної проблеми для випадку $n > 2$ сигналів. Тому надалі розглядатиметься саме випадок розрізнення двох сигналів, тим паче, що цей випадок характерний і для завдань виявлення, де розрізняються по суті два види процесів: сигнал і сигнал плюс шум [1].

1. Розпізнавання випадкових сигналів за узагальненими коефіцієнтами Фур'є

Нехай спостерігається деяке коливання $x(t)$ на кінцевому інтервалі часу T . Про це коливання відомо, що воно представляє собою реалізацію одного з двох випадкових сигналів: $\xi_1(t)$ або $\xi_2(t)$, причому в обох випадках $t \in T$. Необхідно, аналізуючи інформацію, що міститься в прийнятому коливанні $x(t)$, винести мотивований висновок про те, якому із двох процесів $\xi_1(t)$ або $\xi_2(t)$ належить реалізація $x(t)$.

Позначимо через $\{X, \mathfrak{R}\}$ вимірюваний простір всіх безперервних функцій t , заданих на інтервалі T , де $\mathfrak{R}$ – σ -алгебра [2] підмножин X . Даний простір буде визначатися як простір реалізацій, що відповідає процесам $\xi_1(t)$ та $\xi_2(t)$. Кожному з цих процесів на просторі реалізації X відповідає своя

ймовірна міра:

$$\xi_1(t) \rightarrow \mu_1$$

і

$$\xi_2(t) \rightarrow \mu_2.$$

В даному випадку ймовірна міра μ_i ; $i = 1, 2$ визначає ймовірність того, що реалізація процесу $\xi_i(t)$ належить певній множині $B \in \mathfrak{R}$, тобто

$$\mu_i(B) = P\{\xi_i(t) \in B\}; \quad i = 1, 2.$$

Для введених мір μ_i ; $i = 1, 2$ справедлива рівність нормування

$$\mu_1(X) = \mu_2(X) = 1.$$

Вирішення задачі розрізнення двох сигналів $\xi_1(t)$ та $\xi_2(t)$ зводиться до розбивання на основі визначеного критерію безлічі реалізацій X на дві підмножини X^1 і X^2 . Таке розбиття суттєво залежить як від прийнятого критерію, так і від властивостей ймовірних мір μ_1 і μ_2 .

Відповідно до прийнятого розбиття безлічі реалізацій X рішення про те, що реалізація $x(t)$ відповідає процесу $\xi_1(t)$ приймається в тому випадку, якщо $x(t) \in X^1$. Інакше, коли $x(t) \in X^2$, приймається рішення, що $x(t)$ відповідає процесу $\xi_2(t)$. Так як в загальному випадку

$$\mu_1(X^1) \leq 1$$

і

$$\mu_2(X^2) \leq 1,$$

тому при прийнятті рішення можуть виникнути помилки двох типів: прийняте коливання $x^1(t)$ відповідає процесу $\xi_1(t)$, але в просторі реалізацій йому відповідає точка в підмножині X^2 і це означає що приймається помилкове рішення про те, що $x^1(t)$ відповідає процесу $\xi_2(t)$. Ймовірна міра такої помилки

$$\alpha = \mu_1(X^2) = 1 - \mu_1(X^1). \quad (1)$$

Другий тип помилки виникає таким же чином, але тільки по відношенню до процесу $\xi_2(t)$. Ймовірна міра такої помилки

$$\beta = \mu_2(X^1) = 1 - \mu_2(X^2). \quad (2)$$

Як видно, значення помилок α та β дорівнюють нулю, якщо в (1) та (2) виконується строга рівність. Цей випадок, хоч і особливий, має більше значення для вирішення задач розпізнавання та виявлення сигналів. Він отримав назву сингулярного випадку, а відповідні йому міри μ_1 і μ_2 називаються сингулярними [3] або перпендикулярними. Саме дві міри μ_1 і μ_2 , що задані на просторі $\{X, \mathfrak{R}\}$, називаються сингулярними, якщо в $\mathfrak{R}$ знайдеться така множина B , що $\mu_1(B) = 0$ і в той же час $\mu_2(B) = 1$ або, що теж саме $\mu_2(X/B) = 0$. Якщо звернутись до підмножин X^1 і X^2 , то у відповідності з приведеним визначенням сингулярності можна, наприклад, покласти, що

$$X^2 = B,$$

а

$$X^1 = X/B.$$

Важливість сингулярного випадку для завдань розпізнавання полягає в тому, що за однією реалізацією виконується безпомилкове розпізнавання сигналів.

Нехай спостерігається реалізація $x(t)$; $t \in T$, яка у відповідності з розглянутою вище постановкою завдання розпізнавання, належить множині реалізацій X . Як показано вище, реалізація $x(t)$ може відповідати одному з випадкових сигналів $\xi_1(t)$ або $\xi_2(t)$. Однак, на відміну від розглянутого вище, додатково вважатимемо, що процеси $\xi_1(t)$ і $\xi_2(t)$ належать гільбертовому простору H [4]. Нехай в цьому просторі визначений ортонормований базис $\{e_0(t), e_1(t), \dots\}$, тоді процеси $\xi_1(t)$ і $\xi_2(t)$ можна визначити у виді ортогональних рядів

$$\xi_1(t) = \sum_{n=0}^{\infty} C'_n e_n(t)$$

і

$$\xi_2(t) = \sum_{n=0}^{\infty} C''_n e_n(t),$$

де C'_n і C''_n – узагальнені коефіцієнти Фур'є [5].

Тепер процеси $\xi_1(t)$ і $\xi_2(t)$ при заданому фіксованому ортонормованому базисі $\{e_n(t)\}_{n=0}^{\infty}$ будуть повністю описуватись своїми коефіцієнтами Фур'є $\{C'_n\}$ і $\{C''_n\}$.

В даному випадку коефіцієнти Фур'є будуть не випадковими функціями. Однак, якщо знайти оцінки цих коефіцієнтів на основі прийнятої реалізації $x(t)$; $t \in T$, то отримаємо послідовність випадкових величин $\{\hat{C}_n\}$. Тепер рішення про відповідність реалізації процесу $\xi_1(t)$ або $\xi_2(t)$ можна приймати на основі аналізу послідовності $\{\hat{C}_n\}$. Тим самим, ставлячи у відповідність кожній реалізації $x(t) \in X$ відповідну послідовність $\{\hat{C}_n\}$, переходимо від розглядання простору реалізацій X до розглядання простору W послідовностей $\{\hat{C}_n\}$.

Кожному з процесів $\xi_i(t)$; $i = 1, 2$ на просторі послідовностей W відповідає свій розподіл. Задаючись, як при розгляді простору реалізацій X , відповідним критерієм, можна, в поєднанні зі знанням розподілів на просторі W послідовностей тепер вже реалізацій коефіцієнтів Фур'є [5], розбити простір W на два непересічні підпростори

$$W = W^1 + W^2.$$

Якщо $\{\hat{C}_n\} \in W^1$, то приймається рішення про належність реалізації $x(t)$ до процесу $\xi_1(t)$. В альтернативному випадку, при $\{\hat{C}_n\} \in W^2$, робимо висновок, що $x(t)$ відповідає процесу $\xi_2(t)$.

Відносно властивостей підпросторів W^1 і W^2 , а також помилок прийняття рішення α і β можна сказати все те ж саме, що при розгляданні простору реалізацій X , тільки ймовірні міри будуть дещо іншими, для визначеності позначимо їх через v_1 і v_2 . Із них v_1 характеризує розподіл вірогідності значень оцінок коефіцієнтів Фур'є в просторі W для процесу $\xi_1(t)$, а v_2 – для процесу $\xi_2(t)$.

Доцільність переходу від розгляду при розрізненні випадкових процесів ймовірних мір μ_1 і

μ_2 на просторі реалізацій X до розглядання ймовірних мір ν_1 і ν_2 на просторі W оцінок коефіцієнтів Фур'є пояснюється трьома причинами.

По-перше, при такому переході отримується можливість замінити розгляд процесу, що задається на континуальній множині T , на розгляд цього ж процесу на рахунковій множині $\{0, 1, 2, \dots\}$, що є порядковими індексами відповідних коефіцієнтів Фур'є. Без сумнівів, що на практиці значно зручніше розглядати другу ситуацію порівняно з першою.

По-друге, при розглянутому переході від тимчасового опису випадкових процесів $\xi_1(t)$; $i = 1, 2$ до узагальненого спектрального опису в термінах коефіцієнтів Фур'є відносно базису, що задається, може виникнути така ситуація, що, наприклад, для процесу $\xi_1(t)$ n -ий коефіцієнт Фур'є $C'_n = 0$, в той час як для процесу $\xi_2(t)$ відповідає інший коефіцієнт $C''_n \neq 0$. В цьому випадку потрапляємо до сингулярного варіанта задачі розпізнавання. Тоді простір W можна розділити на два підпростори W^1 і W^2 такі, що

$$\nu_1(W^1) = 0$$

і

$$\nu_2(W^2) = 1.$$

Відмітимо тривіальний для даного випадку приклад, пов'язаний з розрізненням двох гармонійних сигналів з різними частотами і випадковими фазами. Природно, що перехід до сингулярного випадку завжди доцільний та необхідний.

По-третє, заміна простору реалізацій X на простір оцінок коефіцієнтів Фур'є W доцільніша в плані отримання послідовностей з незалежними або принаймні некорельованими значеннями.

Так, якщо спостерігати не всю реалізацію $x(t)$; $t \in T$, а тільки n її відліків

$$\left\{ x(t^i); t^i \in T; i = \overline{1, n} \right\},$$

то описати в ймовірному плані таку реалізацію можна n -мірним розподілом.

Якщо дані відліки незалежні в сукупності, то n -мірний розподіл можна представити у вигляді виразу з n одномірних розподілів. В цьому випадку значно спрощується, принаймні в теоретичному плані, вирішення задачі розпізнавання.

Відмітимо, що для того, щоб отримати незалежні відліки $\left\{ \tilde{X}(t^i) \right\}_{i=1}^n$ із залежних відліків

$\left\{ X(t^i) \right\}_{i=1}^n$, що відповідають деякому процесу

Гаусса [6], досить застосувати до них деяке лінійне перетворення. При інших видах розподілів перетворення мають бути в загальному випадку нелінійними. При цьому, якщо це перетворення можна виміряти, то властивості відповідних ймовірних мір, в сенсі їх абсолютної безперервності, зберігаються.

У цьому напрямку також корисними можуть виявитись ортогональні перетворення, ортогональні розкладання та канонічні представлення [7].

На базі таких ортогональних перетворень досліджуємо особливості побудови алгоритмів розрізнення і виявлення сигналів. В цьому випадку використовується перехід від простору реалізацій X до простору оцінок спектральних функцій або, у випадку їх абсолютної безперервності, до простору оцінок спектральної щільності потужності випадкових процесів.

2. Розпізнавання лінійних випадкових сигналів за спектром

Розглянемо тепер питання про застосування спектральних мір лінійних випадкових процесів [7] для розпізнавання сигналів. Будемо як і раніше розглядати задачу розпізнавання двох лінійних сигналів $\xi_1(t)$ і $\xi_2(t)$:

$$\left. \begin{aligned} \xi_1(t) &= \int_{-\infty}^{\infty} \phi_1(t-\tau) d\eta_1(\tau); \\ \xi_2(t) &= \int_{-\infty}^{\infty} \phi_2(t-\tau) d\eta_2(\tau). \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Нехай спостерігається коливання $x(t)$; $t \in [0, T]$, про яке відомо, що воно відповідає відрізку однієї з реалізацій або процесу $\xi_1(t)$, або процесу $\xi_2(t)$. За прийнятим коливанням $x(t)$ знаходимо оцінку спектральної щільності потужності $\hat{f}_n(\lambda)$

$$\hat{f}_n(\lambda) = \int_{-\pi}^{\pi} U_n(\lambda - \omega) I_n(\omega) d\omega, \quad (4)$$

де $I_n(\lambda)$ – періодограма [3] (у випадку безперервного спостереження за реалізацією $x(t)$ при $t \in [0, T]$), що визначається рівністю

$$I(\lambda) = \frac{1}{2\pi T} \left| \int_0^T x(t) e^{it\lambda} dt \right|^2; \quad (5)$$

$U_n(\lambda)$ – задана вагова функція, яка носить назву

спектрального вікна [5]. Серед найбільш відомих в літературі і тих що застосовуються при статичній обробці сигналів можна вказати спектральні вікна Хеннінга, Парзена Хеммінга, Блекмена-Тьюки, Даніеля, Ханна та ін. [5].

Кожній реалізації $x(t) \in X$ ставиться у відповідність певна оцінка $\hat{f}_n^{(x)}(\lambda)$ спектральної щільності потужності $f(\lambda)$. Тоді простір оцінок W величин $\hat{f}_n^{(x)}(\lambda)$, що відповідають реалізаціям $x(t) \in X$, будемо називати також і простором реалізацій спектральної щільності потужності для процесів $\xi_1(t)$ і $\xi_2(t)$. Підставляючи вираз (4) в (5), отримуємо співвідношення

$$\hat{f}_n^{(x)}(\lambda) = \frac{1}{2\pi n} \int_{-\pi}^{\pi} U_n(\lambda - \omega) \left| \sum_{t \in T^0} x(t) e^{it\lambda} \right|^2,$$

яке і встановлює відповідність між простором реалізацій X і простором оцінок спектральних щільностей W .

Відмітимо, що при фіксованих множинах

$$T^0 = \{t^k : t^k \in [0, T], k = 1, 2, \dots, n\}$$

і спектральному вікні $U_n(\lambda)$ вказане відображення буде взаємно однозначним.

Завдання полягає в тому, щоб по отриманій на основі аналізу, прийнятого коливання $x(t)$; $t \in [0, T]$, оцінці спектральної щільності $\hat{f}_n^{(x)}(\lambda)$ прийняти в певному значенні найкраще рішення про те, якому з процесів $\xi_i(t)$; $i = 1, 2$ вона відповідає, тобто, іншими словами, необхідно прийняти за істинну одну з гіпотез:

H^1 : прийняте коливання $x(t)$, $t \in [0, T]$ відповідає процесу $\xi_1(t)$;

H^2 : прийняте коливання $x(t)$, $t \in [0, T]$ відповідає процесу $\xi_2(t)$.

Кожній з вказаних гіпотез H^i на просторі оцінок спектральної щільності відповідає своя ймовірнісна міра ν_i ; $i = 1, 2$.

Подальший хід вирішення задачі розпізнавання випадкових процесів $\xi_i(t)$; $i = 1, 2$ залежить від того, чи являється міра ν_2 абсолютно безперервною відносно ν_1 (можлива і зворотна постановка питання) або вони сингулярні. При розпізнаванні випадкових сигналів за спектром вона грає роль функціонала відношення правдоподібності [2, 3].

В залежності від значення міри ν_2 , вказаної вище множини, можливі три випадки: регулярний при $\nu_2(B) = 0$, сингулярний при $\nu_2(B) = 1$ і

проміжний при $0 < \nu_2(B) < 1$.

В першому випадку міра ν_2 є абсолютно безперервною відносно міри ν_1 . В цьому випадку міра ν_2 будь-якої множини $E \subset W$ може бути виражена через міру ν_1 :

$$\nu_2^{(E)} = \int_E s(\hat{f}_n^{(x)}) d\nu_1(\hat{f}_n^{(x)}).$$

Якщо ж розглядати випадки $\nu_2(B) = 1$ або $0 < \nu_2(B) < 1$, то в цьому випадку відносно міри ν_1 на множині W/B , міра ν_2 на множині B сходиться за ймовірністю до $+\infty$.

В якості критерію розпізнавання випадкових процесів за спектром обираємо критерій Неймана-Пірсона, в основі якого лежить використання відношення правдоподібності, а також необхідно задати поріг прийняття рішення α – значення помилки першого роду.

Для цього розбиваємо простір W реалізацією оцінки спектральної щільності $\hat{f}_n$ на дві непересічні підмножини:

$$W^1 = \left\{ \hat{f}_n^{(x)}(\lambda) : s(\hat{f}_n^{(x)}) > c(\lambda) \right\}$$

і

$$W^2 = \left\{ \hat{f}_n^{(x)}(\lambda) : s(\hat{f}_n^{(x)}) \geq c(\lambda) \right\}.$$

Якщо ж в результаті спостереження за реалізацією $x(t)$; $t \in [0, T]$ отримуємо, що

$$\hat{f}_n^{(x)}(\lambda) \in W^1,$$

то приймається гіпотеза H^1 .

Якщо

$$\hat{f}_n^{(x)}(\lambda) \in W^2 = W/W^1,$$

то приймається гіпотеза H^2 .

При цьому слід зауважити, що

$$\alpha = \nu_1(W^2),$$

а помилка другого роду, відповідно,

$$\beta = \nu_2(W^1).$$

Це характерно для випадку, коли міра ν_2 абсолютно безперервна відносно міри ν_1 .

Якщо ж міри ν_1 і ν_2 сингулярні, то задача розпізнавання за спектром зводиться до пошуку множини $B \subset W$, для якої

$$\nu_1(B) = 0$$

і

$$\nu_2(B) = 1.$$

В цьому випадку отримуємо безпомилкове розрізнення сигналів $\xi_1(t)$ і $\xi_2(t)$, оскільки

$$\alpha = v_1(B) = 0,$$

а

$$\beta = v_2(W^1) = 0.$$

Отже, передусім необхідно з'ясувати, чи є міри v_1 і v_2 абсолютно безперервні, еквівалентні або вони сингулярні. Для цього необхідно мати опис в явному вигляді ймовірних мір v_1 і v_2 . Найбільш зручними як в теоретичному, так і в прикладному плані є гауссові міри. Як показано в [5], при певних умовах більшість оцінок спектральної щільності є асимптотично нормальними. Саме для стаціонарних лінійних випадкових процесів виду (3), що представляють собою процеси ковзного підсумовування в більшості випадків виконуються умови, що забезпечують асимптотичну нормальність оцінок їх спектральних щільностей. Саме цей факт є одним з основних, що виправдовує доцільність застосування для розпізнавання лінійних стаціонарних випадкових процесів на базі їх спектральних мір.

На рис. 1 наведена структурна схема пристрою, що реалізує критерій розпізнавання випадкового сигналу за спектром на фоні завадового випадкового лінійного процесу.

На рис. 1 в першому блоці здійснюється на основі отриманої реалізації $x(t)$, $t \in [0, T]$ оцінка N значень спектральної щільності, які перемножуються у другому блоці з відповідними N значеннями $s(\lambda_k)$ виду

$$s(\lambda_k) = \frac{s_1(\lambda_k) - s_2(\lambda_k)}{\int_{-\pi}^{\pi} U_n(\omega) d\omega}; \quad k = \overline{1, N}.$$

Після підсумовування доданків у третьому блоці, отриманий сигнал подається на пороговий пристрій (ПП), де приймається рішення про першу H^1 чи другу H^2 гіпотези.

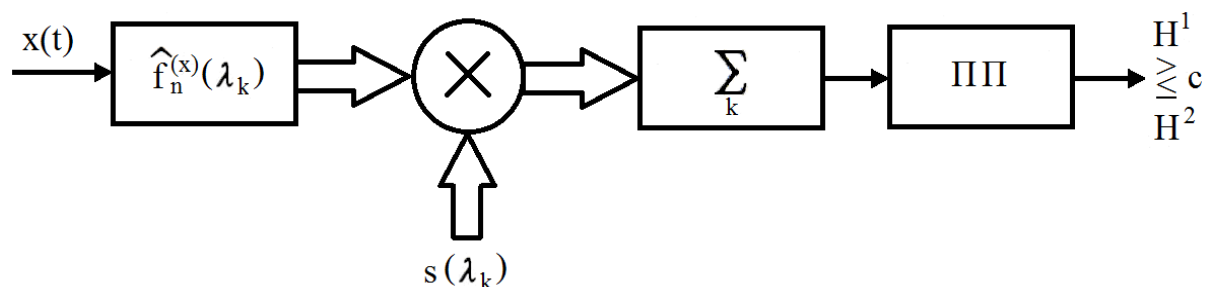


Рис. 1. Структурна схема пристрою розпізнавання випадкового сигналу

Висновки

В роботі показана можливість та спосіб реалізації розпізнавання випадкових сигналів з використанням їх спектральних мір за умови гауссівського розподілу ймовірнісних мір v_1 і v_2 .

Слід зауважити, що існує інший метод вирішення задачі розпізнавання сигналів, прийнятний і для розрізнення нестационарних сигналів. Він пов'язаний з використанням ортогональних розкладань випадкових процесів в базисі ортонормованих стохастичних функціоналів від процесів з незалежними приростами. В такому випадку здійснюється перехід від простору реалізацій X до простору оцінок узагальнених коефіцієнтів Фур'є.

Література

1. Ihara, S. On the capacity of channels with additive non-Gaussian noise [Text] / S. Ihara // Information and Control. – 1998. – Vol. 37, No. 1. – P. 34-39.
2. Papoulis, A. Probability, random variables and stochastic processes [Text] / A. Papoulis. – New York : McGraw-Hill, 1991. – 233 p.
3. Ludeman, L. Random processes: filtering, estimation and detection [Text] / L. Ludeman. – Wiley : IEEE Press, 2003. – 333 p.
4. Kowalski, E. Spectral theory in Hilbert space [Text] / E. Kowalski. – Switzerland : ETH Zurich, 2009. – 129 p.
5. Петров, В. В. Прикладная спектральная теория оценивания [Текст] / В. В. Петров. – М. : Наука, 1982. – 432 с.
6. Wang, V. Linear analysis of random process variability [Text] / V. Wang, D. Markovic // Proceedings of the IEEE/ACM International Conference on Computer-Aided Design (ICCAD '08). – Piscataway, NJ, USA : IEEE Press, 2008. – P. 292-296.

7. Бойко, И. Ф. Об абсолютной непрерывности Вероятностные модели и обработка случайных спектральных мер линейных случайных процессов сигналов и полей : сб. науч. тр. – К. : УМК ВО, 1991. [Текст] / И. Ф. Бойко, Б. Г. Марченко // – С. 24-27.

Поступила в редакцию 18.05.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры електроніки В. М. Шутко, Національний авіаційний університет, Київ.

РАСПОЗНАВАНИЕ СЛУЧАЙНЫХ СИГНАЛОВ НА БАЗЕ СПЕКТРАЛЬНЫХ МЕР

Ю. В. Пена

В работе аналитически изложены два подхода по распознаванию случайных сигналов на фоне случайных процессов, которые могут иметь как гауссовское распределение плотности вероятности, так и негауссовское распределение. В первом случае предлагается метод перехода от временного пространства к пространству спектральному, что приводит к анализу поведения обобщенных коэффициентов Фурье при заданных вероятностных мерах погрешностей распознавания. Особенность процесса распознавания состоит в анализе вероятностных мер на пространстве оценок коэффициентов Фурье, а не вероятностных мер на пространстве реализаций случайных процессов. Во втором случае распознавание происходит за счет четкого описания в явном виде вероятностных мер случайных процессов, что дает возможность использовать гауссовские меры. Для стационарных линейных случайных процессов в большинстве случаев выполняются условия, которые обеспечивают нормальность оценок их спектральных плотностей, что и использовано в процессе распознавания линейных случайных процессов на базе их спектральных мер.

Ключевые слова: случайный сигнал, распознавание, линейный случайный процесс, вероятностная мера, спектральная мера, критерий, реализация, пространство.

RECOGNITION OF RANDOM SIGNALS BASED ON SPECTRAL MEASURES

Y. V. Pepa

The paper sets out two approaches analytically recognition of random signals on the background of random processes, which can have a Gaussian probability density, and non-Gaussian distribution. In the first case propose a method of transition from temporary space to spectral space, which leads to the analysis of generalized Fourier coefficients for given probability of error detection measures. Feature recognition process is to analyze the probability measures on estimates of the Fourier coefficients instead of probability measures on the space of realizations of random processes. In the second case is due to the recognition of a precise description of an explicit probability measure of random processes, which enables the use of Gaussian measures. For stationary linear stochastic processes in most cases, the conditions that ensure the normal assessment of their spectral densities, and that used in the recognition process of linear stochastic processes on the basis of their spectral measures.

Key words: random signal, recognition, linear random process, probability measure, spectral measure, criterion, implementation, space.

Пена Юрій Володимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри радіоелектронних пристроїв та систем, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: yurka14@i.ua.

УДК 004.942

В. Ф. МИРГОРОД¹, Е. В. ДЕРЕНГ²¹ АО «Элемент», Одесса, Украина² ИПМЭ НАНУ, Киев, Украина

ПРОГНОЗ ПОВЕДЕНИЯ ВРЕМЕННЫХ РЯДОВ В ЗАДАЧАХ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГТД

В работе обосновывается подход к прогнозной оценке значений временных рядов, образованных параметрами регистрации состояния силовых и энергетических установок в их длительной эксплуатации. Предлагаемый подход основан на формировании статистической модели в виде полиномиальной аппроксимации трендов отклонений взаимозависимостей измеряемых выходных переменных в установившихся режимах. Для временных рядов, матрица автокорреляции которых имеет превалирующее собственное значение, связанное с трендовой компонентой, на основе ее экстраполяции и решения обратной задачи МГК выполняется прогноз будущих значений ряда. Решена прикладная задача прогноза значений параметров регистрации технического состояния силовой установки летательного аппарата в его длительной эксплуатации.

Ключевые слова: диагностика, временные ряды, трендовый анализ, прогнозная оценка.

Введение

Проблемным вопросом усовершенствования систем технической диагностики (СТД) изменения технического состояния силовых и энергетических установок (СиЭУ) на основе газотурбинных двигателей (ГТД) во время их длительной эксплуатации является статистическая оценка совокупности будущих значений регистрируемых параметров по данным предыдущих наблюдений. Такая оценка может установить возможность последующей эксплуатации и ее возможный срок. Основанием для такой оценки является предположение, что в процессе длительной эксплуатации СиЭУ тренд параметров неизбежно присутствует ввиду естественной выработки ресурса.

Важную научно-прикладную задачу составляет обоснование методов, методик и прикладных алгоритмов прогноза значений временных рядов данных регистрации технического состояния СиЭУ на будущий период эксплуатации.

строения адекватной его модели. Такой моделью является, в частности, так называемый «ряд конечной размерности» [11]. Широко применяемые классические методы прогноза основаны на моделях авторегрессии и скользящего среднего (АРСС) временного ряда [2, 5]. Общим недостатком указанных подходов является недостаточная надежность прогноза, поскольку в их основе лежат статистические модели случайной компоненты временного ряда.

Основная идея предлагаемого подхода к прогнозированию изменения временных рядов состоит в том, что статистическая модель строится не для непосредственно временного ряда, а для семейства его главных компонент, имеющих, как известно [1, 3], более высокую степень стабильности к случайным факторам.

Целью настоящей работы является обоснование подхода к прогнозированию временных рядов на основе их предварительного анализа методом SSA, и создание программно-алгоритмических средств для его реализации.

1. Формулирование проблемы

Известные преимущества группы методов SSA [1, 7, 8], развивающих основные подходы метода главных компонент (МГК) [2, 3], обусловили их широкое применение для анализа временных рядов различной физической природы [1]. Решение задачи прогноза поведения временного ряда в рамках указанного подхода сталкивается со значительными трудностями, вызванными необходимостью по-

2. Решение проблемы

Гипотеза предлагаемого исследования состоит в следующем: если первая главная компонента, соответствующая трендовой компоненте временного ряда, установлена с высокой достоверностью, то ее последующее значение может быть определено методом экстраполяции (это может быть линейный тренд, полиномиальный, либо модель типа авторегрессии). Тогда последующее значение элементов

временного ряда определяется решением обратной задачи МГК. Такая гипотеза основана на высокой стабильности собственных значений и собственных векторов матрицы автокорреляции.

Следуя известным методам трендового анализа (SSA, "Гусеница"), сформируем траекторную матрицу X [1]:

$$X = \begin{bmatrix} x_k x_{k+1} \dots x_n \\ x_{k-1} x_k \dots x_{n-1} \\ \dots \\ x_1 x_2 \dots x_{n-k} \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Матрица (1) содержит k строк (лаг анализа) и $n-k$ столбцов, где n – объем выборки. Естественно, $k < n$.

Следует отметить, что, в отличие от известного подхода [1,11], первая строка в предлагаемой траекторной матрице содержит последние $n-k$ отсчетов исследуемого временного ряда, а последняя строка – первые $n-k$ отсчетов исследуемого временного ряда.

Согласно [6], далее решается задача на собственные значения и собственные векторы корреляционной матрицы

$$XX^T U = DU, \quad (2)$$

где U – $k \times k$ матрица собственных векторов,

D – диагональная матрица собственных чисел.

Матрица главных компонент (ГК) образуется известным образом в виде

$$F = UX. \quad (3)$$

Для первой ГК (соответствующей тренду), которая связывается с максимальным собственным значением, из (3) получим:

$$\bar{u}_1 X = \bar{f}_1. \quad (4)$$

Для построения одношагового прогноза выполним расширение траекторной матрицы, дополнив ее еще одним столбцом

$$X_r^{(1)} = [X, \text{col}[x_{n+1} x_n \dots x_{n+k-1}]], \quad (5)$$

где будущее значение временного ряда x_{n+1} является неизвестным.

Заметим, что первый столбец траекторной матрицы может при этом удаляться для сохранения размерности задачи и упрощения алгоритма или сохраняться. Если выполнить экстраполяцию первой ГК, например, путем построения полиномиальной модели на основе метода наименьших квадратов, то может быть записано следующее уравнение

$$\bar{u}_1 X_r^{(1)} = [\bar{f}_1 f_{1,n+1}], \quad (6)$$

где $f_{1,n+1}$ есть экстраполированное на один шаг вперед значение первой ГК.

Из (6) следует соотношение для одношагового прогноза

$$x_{n+1} = (f_{1,n+1} - u_{12} x_n - u_{13} x_{n-1} - \dots - u_{1k} x_{n-k+1}) / u_{11}.$$

Следующее расширение траекторной матрицы имеет вид

$$X_r^{(2)} = [X_r^{(1)}, \text{col}[x_{n+2} x_{n+1} \dots x_{n+k-2}]],$$

где неизвестным является уже значение x_{n+2} (прогноз на два шага вперед). Далее процедура повторяется $k-1$ раз, пока в столбце расширения не будут исчерпаны истинные значения временного ряда.

Достоверность прогноза, естественно, шаг за шагом снижается, поскольку истинные значения временного ряда заменяются вычисленными значениями.

Для примера диагностирования состояния маршевой двигательной установки самолета Ил-76, рассмотренного в [6, 9, 10], выполнено тестирование предлагаемого подхода. Временные ряды образованы из данных полетной регистрации параметров на взлетном режиме двигателя в виде рядов отклонений от обоснованной статистической диагностической модели. Размерность выборки составила 218 полетных циклов в течение примерно полутора лет эксплуатации от ее начала. Рисунки 1 - 4 иллюстрируют его результаты для срезов размером $n=60$ и $n=100$ по отклонению степени повышения давления за компрессором от диагностической модели. Лаг прогноза составляет $k=12$ полетных циклов. В качестве меры достоверности выбрано значение коэффициента взаимокорреляции между известной истинной и прогнозной выборкой. Первая главная компонента в приведенном примере является трендовой и для нее выбрана достаточно простая модель линейного тренда.

Как это следует из результатов обработки данных, расчетов и иллюстраций, достоверность прогноза по выбранному критерию достаточно высока для первых шагов, затем снижается до статистически незначимого уровня.

Тем не менее, прогноз даже на 1-2 полетных цикла может иметь существенное значение, поскольку указывает на возможность таких отклонений параметров регистрации ГТД, которые выходят за пределы, установленные РЭ на конкретный двигатель. Такая информация может быть важной для принятия решения о диагностировании состояния ГТД инструментальными средствами в межцикловый период.

Заключение

В работе обоснован подход к прогнозной оценке значений временных рядов, образованных параметрами регистрации состояния силовых и энергетических установок в их длительной эксплуатации. Отличительной особенностью предлагаемого подхода является формирование диагностической стати

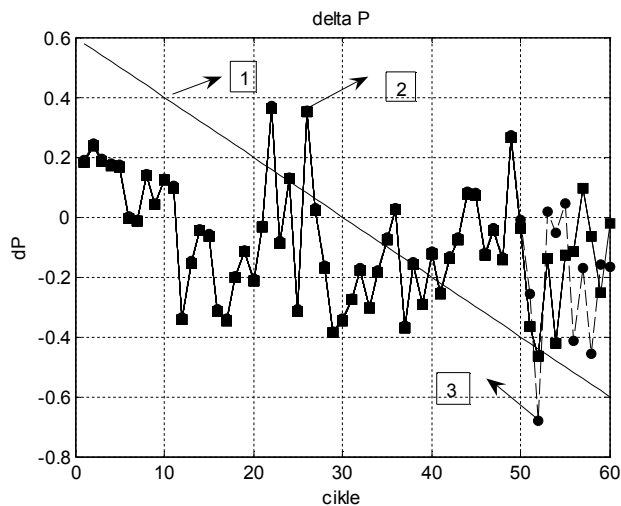


Рис. 1. Прогноз по 60 полетным циклам:
1 – аппроксимация тренда, 2 – прогноз, 3 – выборка

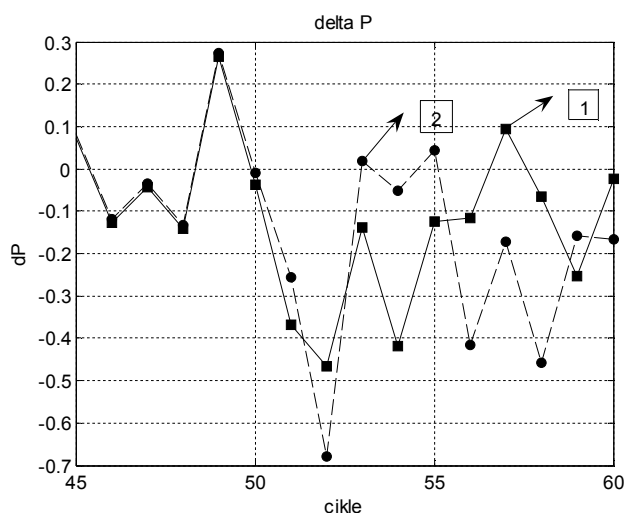


Рис. 2. Фрагмент прогноза по 60 полетным циклам:
1 – прогноз; 2 – выборка

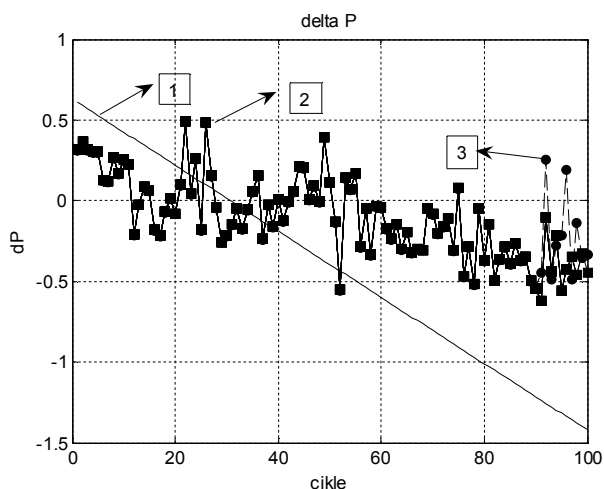


Рис. 3. Прогноз по 100 полетным циклам:
1 – аппроксимация тренда; 2 – прогноз; 3 – выборка

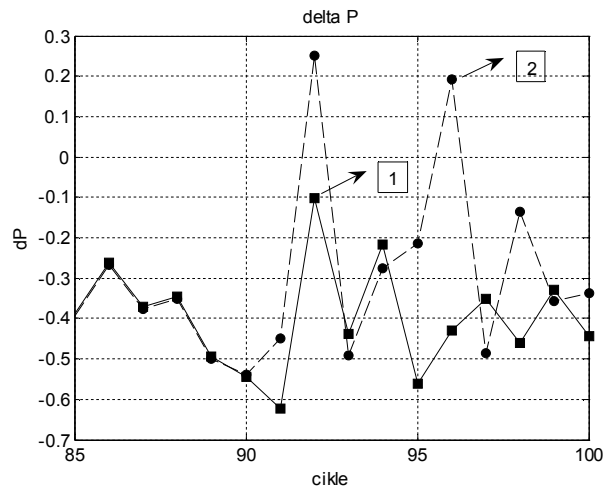


Рис. 4. Фрагмент прогноза по 100 полетным циклам:
1 – прогноз; 2 – выборка

стической модели порождения данных в виде полиномиальной аппроксимации трендов отклонений взаимозависимостей измеряемых выходных переменных в установившихся режимах. Для временных рядов, матрица автокорреляции которых имеет преобладающее собственное значение, связанное с трендовой компонентой, на основе ее экстраполяции и решения обратной задачи МГК выполняется прогноз будущих значений ряда.

Задача прогнозной оценки значений временного ряда очевидным образом противоречит обычно принимаемой статистической модели порождения данных [1, 6]: аддитивная смесь детерминированного тренда и случайной компоненты. Если среднеквадратическое отклонение случайной компоненты соизмеримо с известными погрешностями измерительных каналов, то указанная статистическая модель имеет основания для принятия. Если же такое условие не выполняется, и среднеквадратическое отклонение случайной компоненты существенно превышает указанные погрешности, то необходимо искать первопричину отклонений. В рассматриваемом примере такой первопричиной является межцикловое изменение температуры на входе двигателя Твх.

Поскольку рассматриваемый двигатель типа ПС-90 регулировался по программе поддержания приведенных оборотов турбины высокого давления, зависящей, согласно формул приведения, от Твх, то, в действительности, отклонения термодинамических параметров, превышающие ошибки измерений, случайными не являются. Именно поэтому имеется возможность краткосрочной прогнозной оценки значений временных рядов указанных параметров. По-видимому, предлагаемый подход может быть эффективным для временных рядов, имеющих свойства самоподобия.

Перспективы дальнейших исследований заключаются в оценке уровня статистической значимости прогноза временного ряда и применении более совершенных математических моделей трендовой компоненты. Представляется перспективным установить возможность и достоверность прогнозной оценки значений временных рядов при наличии циклической (сезонной) компоненты, характерной для СиЭУ наземного применения.

Литература

1. Главные компоненты временных рядов: метод «Гусеница» [Текст] / под ред. Д. Л. Данилова, А. А. Жиглявского. – Санкт-П. ун-т, 1997. – 280 с.
2. Бендат, Дж. Прикладной анализ случайных данных [Текст] / Дж. Бендат, А. Пирсон. – М.: Мир, 1989. – 540 с.
3. Айвазян, С. А. Прикладная статистика. Классификация и снижение размерности [Текст] / В. М. Бухитабер, И. С. Енюков, Л. Д. Мешалкин. – М.: Финансы и статистика, 1989. – 607 с.
4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей [Текст] / С. В. Епифанов, В. И. Кузнецов, И. И. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.
5. Марпл мл., С. Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения [Текст] / С. Л. Марпл мл. – М.: Мир, 1990. – 584 с.
6. Миргород, В. Ф. Применение диагностических моделей и методов трендового анализа для оценки технического состояния газотурбинных двигателей [Текст] / В. Ф. Миргород, Г. С. Ранченко, В. М. Кравченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2008. – № 9(56). – С. 192-197.
7. Elsner, I. B. *Singular Spectrum Analysis: A New Tool in Time Series Analysis* [Text] / I. B. Elsner, A. A. Tsonis. – New York, London: Plenum Press, 1996. – 164 p.
8. Perron, P. *Trend and Random Walks in Macroeconomic Time Series: Further Evidence from a New Approach* [Text] / P. Perron // *Journal of Economic Dynamic and Control*. – 2007. – № 12. – P. 297-332.
9. Миргород, В. Ф. Трендовый анализ на основе диагностических параллелепипедов [Текст] / В. Ф. Миргород, И. М. Гвоздева // *Системні технології. Регіональний Міжвуз. зб. наук. праць*. – Дніпропетровськ, 2012. – Вип. 3(80). – С. 97-104.
10. Деренг, Е. В. Комбинированный метод ТАТ обработки многомерных временных рядов [Текст] / Е. В. Деренг, И. М. Гвоздева, В. Ф. Миргород // *Системні технології. Регіональний Міжвуз. зб. наук. праць*. – Дніпропетровськ, 2013. – Вип. 4(87). – С. 21-27.
11. Голяндина, Н. Э. Метод «Гусеница» - SSA: анализ временных рядов [Текст] / Н. Э. Голяндина. – СПб.: Изд-во СПбГУ, 2004. – 76 с.

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н. Б. Копытчук, ОНПУ, Одесса.

ПРОГНОЗ ПОВЕДІНКИ ТИМЧАСОВИХ РЯДІВ В ЗАДАЧАХ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГТД

В. Ф. Миргород, Е. В. Деренг

В роботі обґрунтовується підхід до прогнозування значень тимчасових рядів, утворених параметрами реєстрації стану силових і енергетичних установок в їх тривалій експлуатації. Запропонований підхід ґрунтовано на формуванні статистичної моделі у вигляді поліноміальної апроксимації трендів відхилень взаємозалежностей вимірюваних вихідних змінних в режимах, що встановилися. Для тимчасових рядів, матриця автокореляції яких має переважаюче власне значення, пов'язане з трендовою компонентою, на основі її екстраполяції і рішення зворотної задачі МГК виконується прогноз майбутніх значень ряду. Вирішено прикладну задачу прогнозу значень параметрів реєстрації технічного стану силової установки літального апарату в його тривалій експлуатації.

Ключові слова: діагностика, тимчасові ряди, трендовий аналіз, прогнозна оцінка.

BEHAVIOR PROGNOSIS OF TIME SERIES IN PROBLEMS OF GTE TECHNICAL STATE ESTIMATION

V. F. Mirgorod, E. V. Dereng

Approach to prognosis estimation of temporal series values that formed by registration parameters of the power and power options state during their protracted exploitation is justified in the article. Offered approach based on statistical model forming as polynomial approximation of trends of interconnection rejections of which of measurable output variables at set modes. For time series, the matrix of autocorrelation has the predominating own value that related to the trend component on the basis of matrix extrapolation and decision of reverse interconnections of MMC the prognosis of future series values is executed. The applied problem of prognosis of registration parameters values of the technical state of aircraft power-plant during its long exploitation is decided.

Keywords: diagnostics, temporal series, trend analysis, prognosis estimation.

Миргород Владимир Федорович – вед. науч. сотр., АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

Деренг Евгения Владимировна – аспирант, Институт проблем моделирования в энергетике им. Г. Е. Пухова, Киев, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

УДК 519.71:658.51:629.58

А. Н. ТРУНОВ

Черноморский государственный университет им. Петра Могилы, г. Николаев, Украина

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ПРОГРАММИРОВАНИЯ

Теоретически обосновано и выведено с помощью унифицированного метода выражения показателя эффективности, которые одновременно учитывают четыре фактора: объем ПП, вероятность безотказной работы, стоимостные и временные затраты. Сформирована модель динамики дефектов при создании ПП как результат интерактивного взаимодействия разработчиков, тестеров, заказчиков, учитывающая такие параметры, как коэффициент функциональной полноты, степень стандартизации и унификации, степень логического покрытия тестами, вероятности ошибки алгоритма и кода, вероятности обнаружения и устранения дефектов. Продемонстрировано, что учет таких данных, как вероятность совершения и обнаружения ошибки в качестве статистических характеристик проектировщиков-разработчиков, тестировщиков, позволяет разбивать ПС на ряд элементов и приглашать для их создания команды с разной квалификацией и стоимостью работ за единицу времени при формировании стратегии программирования.

Ключевые слова: показатель эффективности, программный продукт, модель динамики дефектов, показатели, характеризующие программный продукт, вероятности ошибки алгоритма и кода, вероятности обнаружения и устранения дефектов.

Введение

Современные методы программирования характеризуются в последние десятилетия становлением и развитием объектно-ориентированного проектирования программных систем [1, 3]. Его совершенствование достигло такого уровня, что стало основой порождающего программирования, в котором сформулированы направления его развития и пути устранения ряда недостатков. Основываясь на современных методах программирования и моделирования, позволяет создавать качественные программные продукты с использованием средств автоматизации [1, 3]. В этой связи следует отметить, что процессы интеграции команд программистов при создании такого типа программного продукта (ПП) наблюдаются в последние три десятилетия практически во всех странах мира. Они и проявления экономического кризиса все острее ставят две задачи: разработка критериев оценки эффективности затрат на осуществление плана создания ПП; формирование методологии применения этих критериев анализа для эффективного выбора стратегии программирования. Следует заметить, что на сегодняшний день уже понятно: как для заказчика, так и для разработчиков одинаково важно сформировать, представить и выбрать на конкурсной основе качественную и экономически оправданную, конкурентоспособную альтернативу. Однако вместе с тем, несмотря на имеющиеся общие подходы к управле-

нию технологическими процессами вообще, основывающиеся на работах *Peter-a Ferdinand-a Drucker-a*, известные под названием «Система КПЭ», а также классическая система «Управление по целям», которая включает в себя множество управленческих концепций, дополняющих ее, и, наконец, на положениях стандарта ISO 9000:2008 [4-7], существует два подхода. Каждый из них предлагает принципиально отличные оценки активности и эффективности. В этой связи, создание универсального инструмента для формирования критериев оценки эффективности такого вида деятельности, как программирование, приобретает актуальную и практически важную задачу. На сегодняшний день уже в литературе описаны и получили апробацию методы финансового анализа ИТ-проектов, такие как TCO, ROI, TVO, VCO [8-13]. С их помощью рассчитывают стоимость проекта в целом, срок возврата инвестиций или производят более широкий анализ, учитывающий не только видимый экономический эффект, но и новые возможности для развития бизнеса. Позитивным при этом является то, что они позволяют количественно обосновать руководству компаний, что ключевой фактор увеличения прибыли обеспечивается увеличением оборота и доходов за счет применения ИТ-технологий, а не за счет уменьшения расходов их менеджеров. Перестало требовать у ИТ-менеджеров сокращения расходов, а фокусируется на увеличении прибыли компании за счет ИТ. По опросу журнала CIO Insight [8],

84 % ИТ-директоров рассчитывают ROI при планировании проектов, 46 % проверяют свои расчеты после окончания проекта и 68 % уверены в том, что расчет ROI положительно сказывается на планировании ИТ-проектов. Однако несмотря на такие оценки, они не применяются широко. Одними из причин являются: необходимость учета рисков; повторный учет приложений; трудность учета не прямой прибыли [14-19]. Таким образом, выбор метода формирования показателей эффективности, при создании ПП в целом и его отдельных модулей в частности, является главной нерешенной задачей, требующей теоретического обоснования. Второй, органически связанной с первой, является задача построения модели процесса динамики дефектов ПП как результат интерактивного взаимодействия специалистов трех категорий: постановщиков; программистов; тестировщиков.

Целью данной статьи является обоснование методики и вывод фактических выражений для расчета эффективности технологического процесса программирования. Детализация и апробация методики определения эффективности с учетом параметров оценки качества и вероятности успешной реализации процесса создания ПП, учитывая динамику дефектов и других характеристик программного продукта, является другой задачей данного исследования.

1. Постановка задачи выбора показателя эффективности

Предположим, как это показано в работах [8; 9], что для анализа эффективности необходимо учитывать n факторов, которые могут быть представлены n мерным вектором $\bar{X}$. Далее, основываясь на гипотезе о влиянии количества подпространств на выбор метрики, введем норму

$$\|\bar{X}\| = \left(\sum_{i=1}^n |\bar{X}_i|^n \right)^{1/n},$$

тогда для случая четырех равнозначных измерений определяющих факторов будем иметь в соответствии с геометрическим неравенством после простых алгебраических преобразований:

$$\bar{E} = \frac{1}{4} \left(|\bar{G}|^4 + \left| \frac{1}{\bar{C}} \right|^4 + \left| \frac{1}{\bar{T}} \right|^4 + |P|^4 \right) \geq |\bar{G}| \left| \frac{1}{\bar{C}} \right| \left| \frac{1}{\bar{T}} \right| |P|,$$

где обозначено относительные величины: количественно измеряемый результат технологии $\bar{G}$, полученный за промежуток времени $\bar{T}$, суммарные затраты на создание технологии программирования оцениваются величиной $\bar{C}$, при этом предположим, что вероятность правильной реализации ПП – P . Масштабом каждой из величин являются их наи-

большие значения. Для случая, когда влияния различных факторов не равнозначны, а определяются коэффициентами веса, то наименьшее значение показателя эффективности будет вычисляться на основании геометрического неравенства

$$\left(|\bar{G}|^4 + \left| \frac{1}{\bar{C}} \right|^4 + \left| \frac{1}{\bar{T}} \right|^4 + |P|^4 \right) \geq \left(\frac{1}{k_1} \right)^{k_1} \left(\frac{1}{k_2} \right)^{k_2} \times \\ \times \left(\frac{1}{k_3} \right)^{k_3} \left(\frac{1}{k_4} \right)^{k_4} |\bar{G}|^{4k_1} \left| \frac{1}{\bar{C}} \right|^{4k_2} \left| \frac{1}{\bar{T}} \right|^{4k_3} |P|^{4k_4}.$$

Таким образом, в силу свойств степенной функции и коэффициентов веса, полученное выражение позволяет оценить верхнюю и нижнюю границу показателя эффективности

$$|\bar{G}| \left| \frac{1}{\bar{C}} \right| \left| \frac{1}{\bar{T}} \right| |P| \leq \bar{E} \leq 4 |\bar{G}| \left| \frac{1}{\bar{C}} \right| \left| \frac{1}{\bar{T}} \right| |P|.$$

В связи со значительно выросшим в последнее время числом задач, решаемых программным продуктом, и все большей сложностью каждой из них, а также их вычислительным объемом, проекты создания программных систем характеризуются большими величинами временных и стоимостных затрат, а для их реализации все чаще используется принцип написания ПО командой в виде отдельных функциональных модулей, структур, компонентов и т. д. [16-19]. Этот подход имеет свои преимущества, поскольку за счет одновременного написания программ отдельных иерархических структур, структурных элементов, в том числе и модулей как логически законченных частей программы, значительно ускоряется процесс программирования в целом и уменьшается время полного завершения проекта. Сокращение периода разработки и тестирования проекта существенно, даже несмотря на то, что за счет реализации технологии построения синтезированного программного обеспечения, наблюдается значительное увеличение общего числа ошибок, а для их нахождения и переписывания программы неизбежны дополнительные затраты времени.

2. Формирование модели процесса динамики дефектов ПП

Полученный результат, является особенно важным для информационных технологий, поскольку современный подход к созданию ПП базируется на принципе обязательного написания тестов для каждой логически связанной группы кода, некоторые из которых могут объединяться в отдельный смысловой элемент. Как показывает опыт применения инструментов Test – Driven Development, Continues Integration или других – эффективными, с точки зрения возможностей общения представителей

различных групп постановщиков, программистов, тестировщиков, являются инструменты Continuous Integration. Однако степень полноты логического тестирования как один из параметров, который при этом применяется и позволяет проводить количественную сравнительную оценку ПП, является только косвенным показателем качества [19] и, тем более, эффективности. В этой связи, с учетом обоснованного выше понятия эффективности и предложенного метода оценки его нижней и верхней границы, использование четырех факторов позволит построить выражение критерия эффективности. Рассмотрим процесс создания информационной технологии, в результате применения которой получен программный код объемом функций V_d за промежуток времени T , а суммарные затраты на создание технологии программирования оцениваются величиной C_s , при этом предположим, что вероятность правильной реализации ПП – P_d – определяется вероятностью возможных отказов или наличия дефектов R_d , приводящих к ложным результатам, известны, тогда минимальная оценка (нижняя граница) эффективности технологического процесса создания ПП определится

$$E \geq \frac{V_d}{C_s T} P_d = \frac{V_d}{C_s T} (1 - R_d).$$

Применение такого подхода к оценке эффективности действующей информационной технологии требует оценки результата ее действия. Предположим, что результат оценивается измеряемым объемом данных V_d , с доверительной вероятностью достоверности содержащейся в нем информации P_d для заданного доверительного интервала, с приведенными затратами C_s , т. е. учитывающими затраты на создание, эксплуатацию и амортизацию, а также времени достижения и визуального представления в необходимой форме данного результата T .

Таким образом, оценка эффективности информационной технологии определяется качеством алгоритма, надежностью написанного и стоимостью лицензионного программного обеспечения (ПО), типом выбранного аппаратного обеспечения. В последнее время в связи с большими по величине объемами операций и их сложностью, и большими величинами временных затрат на написание программ все больше используется принцип командного написания ПО в виде отдельных функциональных модулей [16-19]. Такой подход имеет свои преимущества, что обусловлено существенным ускорением и уменьшением общего времени на выполнение проекта в целом. Однако увеличенное количество дефектов, возникающих, как правило, вследствие реализации такой технологии построения синтезиро-

ванного ПО, обычно требует больше времени для их нахождения и на переписывание программы. Динамика процесса устранения дефектов и влияние на нее различных факторов исследовалась в работах [17-18]. Последнее позволяет исследовать динамику оценки эффективности во времени для информационных технологий с синтезированным ПО, определить вероятности отказов, а, следовательно, и эффективность. Введем понятие степени функциональной полноты модуля программы как отношение количества задач, решаемых при работе модуля к общему количеству задач, сформулированных в соответствии с техническим заданием, которое сформулировано в виде требования для данного ПО

$$f_i = \frac{m_i}{M}; \quad M = \sum_{i=1}^I M_i; \quad i = \overline{1, I}; f_i \in [0, 1],$$

где обозначено f_i – степень функциональной полноты модуля программы, m_i – количество решаемых модулем задач, M_i – общее количество задач, которые решаются модулем в соответствии с техническим заданием; M – общее количество задач, которые решаются ПО в целом, I – количество модулей. В соответствии с данным определением, степень функциональной полноты изменяется от нуля до единицы. Нулевое значение показателя соответствует не работающему в программе модулю, а единица – модулю, который полностью дублирует все функции модулей программы.

Введем также определение степени функциональной избыточности программы как отношение разности суммарного количества, решаемых задач и общего количества задач, что подлежат решению к самому же их общему количеству, т. е.

$$a = \frac{\sum_{i=1}^I (m_i - M_i)}{\sum_{i=1}^I M_i}; \quad i = \overline{1, I}; a \in [0, I - 1].$$

Этот показатель изменяется от нуля до величины на единицу меньше чем количество модулей для вариантов проекта, удовлетворяющего техническим требованиям. Ноль соответствует факту отсутствия дублирования функций других модулей, а второе крайнее значение – факту полного дублирования для всех модулей одновременно. Отрицательные значения показателя соответствуют модулю, в котором не удовлетворены требования технического задания или в котором они неправильно сформулированы.

Введем также определение степени стандартизации S_k в классе данного ПО как отношение количества стандартных подпрограмм к общему количеству подпрограмм в данном ПП

$$S_k = \frac{\sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J SP_{ij}^S}{\sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J SP_{ij}}; \quad i = \overline{1, I}; \quad j = \overline{1, J},$$

где SP_{ij} – количество подпрограмм в j -той задаче i -того модуля, а SP_{ij}^S – количество стандартных подпрограмм в j -той задаче i -того модуля.

Введем также определение степени унификации подпрограммы в классе данного ПО как отношение количества раз использования k -той подпрограммы при решении j -той задачи и при решении других задач в данном модуле и данном ПО к общему количеству подпрограмм

$$U_k = \frac{\sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K SP_{ijk}^u}{\sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J SP_{ij}}; \quad i = \overline{1, I}; \quad j = \overline{1, J}; \quad k = \overline{1, K},$$

где SP_{ijk}^u – количество раз использования k -той подпрограммы в j -той задаче i -того модуля. Оба эти показателя изменяются от нуля до единицы, при этом ноль определяет полное отсутствие стандартных программ, а единица – полное отсутствие новых написанных подпрограмм. Показатели стандартизации и унификации характеризуют уровень развития и опыт работы программиста, естественно и предопределяют в большей мере вероятность безотказной работы, а, следовательно, и качество ПП. Введем величину L – степень логического покрытия тестами как отношение суммарного количества тестов к общему числу логически связанных структурных групп кода подпрограмм

$$L = \frac{\sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K Q_{ijk}}{\sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K O_{ijk} SU_{ijk}}; \quad i = \overline{1, I}; \quad j = \overline{1, J}; \quad k = \overline{1, K},$$

где SU_{ijk} – количество логически связанных структурных групп кода, O_{ijk} – количество состояний выходной переменной, а Q_{ijk} – количество тестов, для проверки той же k -той подпрограммы при решении j -той задачи, решаемых i -тым модулем.

Таким образом, в соответствии с введенными понятиями становится возможным формулировка задач проектирования модулей программы как задачи максимизации степени унификации и стандартизации с заданными показателями функциональной полноты и избыточности.

3. Моделирование и выбор стратегии программирования

Обозначим вероятности: R_{aijk} – ошибки формирования алгоритма решения задачи; R_{cij} – ошибки, возникающие при написании кода; R_{ijk}^u – вероятность ошибки в унифицированной подпрограмме; R_{apijk} – обращения к данной подпрограмме. Тогда вероятность успешной реализации программы

$$P_d = \begin{cases} 1, & \text{if } c \geq 1, \\ c, & \text{if } c < 1, \end{cases}$$

где

$$c = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K P_{aijk} P_{kjk} P_{apijk} SP_{ijk} (1 - S_{ijk}) \left\{ 1 + U_{ijk} \frac{P_{ijk}^u}{P_{apijk}} \right\},$$

$$P_{aijk} = 1 - R_{aijk}, \quad P_{cij} = 1 - R_{cij},$$

$$P_{apijk} = 1 - R_{apijk}, \quad P_{ijk}^u = 1 - R_{ijk}^u.$$

Последнее соотношение демонстрирует, что в процессе создания программы решающую роль играет вероятность отсутствия или наличия ошибочных концепций, алгоритмов, информационных посылов баз данных и, конечно, ошибки при написании кода. Оценка доверительного интервала или доверительной вероятности при наличии данных о наблюдении дефектов при обработке ограниченного числа опытов сводится к известной задаче статистики. В этой связи формирование модели динамики дефектов является актуальной и самостоятельной задачей статистики, неразрывно связанной с задачей определения эффективности ПП.

Для ее постановки и решения обозначим количество дефектов, что содержится в k -той подпрограмме j -той задачи i -того модуля. Как показано в работе [18], приращение дефектов в процессе интерактивного взаимодействия разработчика алгоритма, программиста, тестировщика может быть представлено в виде модели:

$$\begin{cases} dN_{ijk} = \alpha_{ijk} N_{ijk} \psi_{ijk}(t) \theta_{ijk}(t) dt + \\ + \sum_{q=1, q \neq k}^K \alpha_{ijq} N_{ijq} \psi_{ijq}(t) \theta_{ijq}(t) dt; \\ t = 0, \quad N_{ijk} = N_{0ijk}; \\ i = \overline{1, I}; \quad j = \overline{1, J}; \quad k = \overline{1, K}; \quad q = \overline{1, K}. \end{cases}$$

В данной модели использованы следующие обозначения: t – текущее время; N_{ijk} – количество дефектов; α_{ijk} – коэффициент пропорциональности физический смысл, которого относительная скорость устранения дефектов; $\psi_{ijk}(t)$ – зависимость

вероятности обнаружения дефектов от времени; $\theta_{ijk}(t)$ – зависимость вероятности устранения дефектов от времени. Естественно необходимо отметить, что указанные величины записаны, соответственно, для k -той подпрограммы j -той задачи i -того модуля. Также необходимо указать, что индекс q пробегает значения, указывающие номер подпрограммы j -той задачи i -того модуля. Для k -того уравнения не должен принимать значение $q = k$. Также для стандартных программ $\alpha_{ijk} = 0$. Выразим начальное число дефектов N_{0ijk} в начальный момент времени через общее число записей – структурных элементов кода N_{ijk}^w для k -той подпрограммы j -той задачи i -того модуля и вероятность ошибки алгоритма и написания кода

$$N_{0ijk} = N_{ijk}^w (1 - P_{ajk})(1 - P_{kjk}),$$

причем следует заметить, исходя из физического смысла величин, должно выполняться условие нормировки

$$\frac{\sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K N_{ijk}^w}{V_d} = 1; \quad i = \overline{1, I}; \quad j = \overline{1, J}; \quad k = \overline{1, K}.$$

Таким образом, решение системы дифференциальных уравнений опишет динамическое поведение дефектов в программе.

Стоимостная и временная оценка затрат на создание ПП с учетом затрат на создание набора тестов для логической, качественной и количественной апробации представится:

$$\tilde{N}_s = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K \left\{ C_{ijk} \left[C_{ijk}^{wp} + LC_{ijk}^{wt} + LC_{ijk}^{pt} \right] \right\};$$

$$i = \overline{1, I}; \quad j = \overline{1, J}; \quad k = \overline{1, K};$$

$$G_{ijk} = (1 - s_{ijk})(1 - a_{ijk})(1 - u_{ijk});$$

$$T = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K \left\{ C_{ijk} \left[T_{ijk}^{wp} + LT_{ijk}^{wt} + LT_{ijk}^{pt} \right] \right\};$$

где C_{ijk}^{wp} , C_{ijk}^{wt} , C_{ijk}^{pt} – обозначено, соответственно,

затраты в денежном выражении на написание кода, тестов и их реализация в период тестирования, и отладки для k -той подпрограммы j -той задачи i -того модуля, а T_{ijk}^{wp} , T_{ijk}^{wt} , T_{ijk}^{pt} – обозначено аналогичные затраты во временном выражении, a_{ijk} , s_{ijk} , u_{ijk} – степень избыточности, стандартизации и унификации для k -той подпрограммы j -той задачи i -того модуля. Не менее важным является сформировать

затраты стоимостных и временных ресурсов в период эксплуатации ПП, последние формируются с учетом стоимостных характеристик оборудования лицензионного ПО и коэффициентов их амортизации.

Выводы

1. Теоретически обоснованно и выведено на основании унифицированного метода выражение показателя эффективности, учитывающее одновременно четыре фактора: объем, вероятность безотказной работы, стоимостные и временные затраты.

2. Сформирована модель динамики дефектов при создании ПП как результат интерактивного взаимодействия, учитывающая такие параметры, как коэффициент функциональной полноты, степень стандартизации и унификации, степень логического покрытия тестами, вероятности ошибки алгоритма и кода, вероятности обнаружения и устранения дефектов.

Литература

1. Буч, Г. Объектно-ориентированный анализ [Текст] / Г. Буч. – М. : Бином, 1998. – 560 с.
2. Приемы объектно-ориентированного проектирования. Паттерны проектирования [Текст] / Э. Гамма, Р. Хелм, Р. Джонсон, Дж. Влиссидес. – СПб. : Питер, 2001. – 368 с.
3. Чернецки, К. Порождающее программирование. Методы, инструменты, применение [Текст] / К. Чернецки, У. Айзенекер. – М. СПб. : Изд. дом «Питер», 2005. – 730 с.
4. Панов, М. М. Оценка деятельности и система управления компанией на основе KPI [Текст] / М. М. Панов. – М. : Инфра-М, 2012. – 255 с.
5. Ключков, А. К. KPI и мотивация персонала. Полный сборник практических инструментов [Текст] / А. К. Ключков. – М. : Эксмо, 2010. – 160 с.
6. Parmenter, David. Key Performance Indicators: Developing, Implementing and Using Winning KPI's [Text] / D. Parmenter. – New Jersey, USA : John Wiley & Sons, inc., 2007. – 233 p.
7. Федоров, Ю. Н. Справочник инженера по АСУТП: проектирование и разработка [Текст] / Ю. Н. Федоров. – М. : Инфа-Инженерия, 2008. – 928 с.
8. «ROI: How Well Do You Work with the Business» [Electronic source] / By Editors of CIO Insight, CIO Insight, Research, April 1, 2004. – 20.03.2014.
9. «ROI Case Study: Microsoft Business Solutions Matrix Packaging Machinery» [Electronic source] / Nucleus Research, RESEARCH NOTE D79. – 12.02.2014.
10. «The Real ROI from SAP» [Electronic source] / Nucleus Research, RESEARCH NOTE E36, April 2004. – Mode of access: <http://www.nucleusresearch.com/research/d23.pdf>. – 20.05.2014.

11. «What's Wrong With Application Software? Businesses Really Are Unique – One Size Can Never Fit All» [Electronic source] / Olin Thompson, February 10, 2003. – Mode of access: <http://TechnologyEvaluation.Com>. – 11.02.2014.

12. «A Guide to Maximizing the ROI of Web Applications» [Electronic source] / M7 Corporation, July 2003. – 20.03.2014.

13. Terry Theisen «Proven Business Value of the Borland Application Lifecycle Management Solution» [Electronic source] / A Consynity white paper Principal. – 2.02.2012.

14. Трунов, О. М. Розвиток методів оцінки ефективності систем управління роботизованими комплексами у глибоководних технологіях [Текст] / О. М. Трунов // Вестник ХНТУ «ХПИ». – 2013. – Вып. 1(46). – С. 328–337.

15. Trunov, A. N. The formation of unified method of technological process effectiveness evolution [Text] / A.N. Trunov // Проблемы информационных технологий. – 2013. – № 2 (14). – С. 104–108.

16. Трунов, О. М. Особливості застосування критеріїв оцінки синтезованого програмного забез-

печення систем гіперспектрального аналізу визначення складу речовин [Текст] / О. М. Трунов, С. О. Волкова // Збірник наукових праць НУК. – Миколаїв : НУК, 2007. – № 5(416). – С. 121–130.

17. Трунов, О. М. Аналіз методів і засобів підвищення якості та надійності систем медичної діагностики [Текст] / О. М. Трунов, С. О. Волкова // Математичні машини і системи. – 2008. – № 2. – С. 158–164.

18. Трунов, О. М. Моделювання надійності структурованого програмного забезпечення [Текст] / О. М. Трунов, С. О. Волкова // Математичне та комп'ютерне моделювання. Сер.: Технічні науки : зб. наук. праць. – 2008. – Вип. 1. – С. 156–165.

19. Трунов, О. М. Удосконалення ПЗ моделювання динаміки підводних апаратів за умов регулярних поверхневих хвиль [Текст] / О. М. Трунов, О. О. Новосадовський // Іновачії в суднобудуванні та океанотехніці : матеріали 4-ї Міжнар. наук.-тех. конф. – Миколаїв : НУК ім. С.О. Макарова, 2013. – С. 412–413.

Поступила в редакцію 20.05.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю. П. Кондратенко, Черноморский государственный университет им. Петра Могилы, Николаев.

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ТЕХНОЛОГІЇ ПРОГРАМУВАННЯ

О. М. Трунов

Теоретично обґрунтовано та отримано за допомогою уніфікованого методу вирази показника ефективності, який одночасно враховує чотири фактори: обсяги ПП, ймовірність безвідмовної роботи, витрати у вартісному та часовому вимірі. Сформовано модель динаміки дефектів у процесі створення ПП як результат інтерактивної взаємодії розробників, тестерів, замовників, яка враховує такі параметри, як коефіцієнт функціональної повноти, ступеня логічного покриття тестами, стандартизації та уніфікації, ймовірності помилки алгоритму та коду, ймовірності знаходження та усунення дефектів. Продемонстровано, що облік таких даних, як ймовірність здійснення та виявлення помилки в якості статистичних характеристик проектувальників-розробників, тестувальників, дозволяє розбивати ПС на ряд елементів і запрошувати для їх створення команди різної кваліфікації і різної вартості робіт за одиницю часу під час формуванні стратегії програмування.

Ключові слова: показник ефективності, програмний продукт, модель динаміки дефектів, характеристики програмного продукту, ймовірність помилки алгоритму та коду, ймовірності виявлення та усунення дефектів.

EVALUATING THE EFFECTIVENESS TECHNOLOGY PROGRAM

A. N. Trunov

Theoretically grounded and obtained by uniform expression method performance indicator, which also takes into account four factors: the volume of PP, probability, costs in cost and time dimension. The current model of the defects in the process of establishing PE as a result of interactivity developers, testers, customers, taking into account parameters such as the ratio of functional completeness, degree of logical coverage tests, standardization and unification, error probability algorithm and code, the probability of finding and eliminating defects. Demonstrated that the inclusion of such data as the probability of error and probability of detection as statistical characteristics of teams of designers and testers, respectively, allows the aircraft to break up into a number of elements and invite them to create a team of different skills and different cost per unit time in the formation of strategy programming.

Keywords: efficiency, the software model of the defect characteristics of the software error probability algorithm and code, the probability of finding and eliminating defects.

Трунов Александр Николаевич – канд. техн. наук, доцент кафедры медицинских приборов и систем, первый проректор, Черноморский государственный университет им. П. Могилы, Николаев, Украина, e-mail: ant@kma.mk.ua.

УДК 621.3

**В. А. ДЗЕНЗЕРСКИЙ, С. В. ТАРАСОВ, С. В. БУРЫЛОВ,
Ю. А. ЖУЛАЙ, В. Ю. СКОСАРЬ***Институт транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг»*

ПРОМЫШЛЕННЫЙ ЭНЕРГОПАРК ДЛЯ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Предложен вариант промышленного энергопарка, который включает предприятие авиационной или космической отрасли, группу возобновляемых источников энергии, и управляется интеллектуальной системой Smart Grid. Разработка позволяет рационально использовать электрическую и тепловую энергии, уменьшить техногенную нагрузку на окружающую среду, а также способствует развитию смежных наукоемких отраслей – ветроэнергетики, фотоэнергетики. Даны рекомендации по использованию в составе промышленного энергопарка ветроустановок, солнечных батарей, солнечных коллекторов, тепловых насосов и аккумуляторных батарей.

Ключевые слова: предприятие авиационной или космической промышленности, ветроустановки, солнечные батареи, тепловые насосы, аккумуляторные батареи, интеллектуальная сеть Smart Grid.

Введение

Энергетическая и экологическая проблемы, остро стоявшие перед человечеством в последние десятилетия, заставляют вести поиск все новых путей выхода из сложившейся ситуации. Одним из таких путей, по мнению авторов, является создание промышленных энергопарков, включающих в себя предприятия высокотехнологических отраслей. Это относится к предприятиям и отдельным объектам авиационной и космической промышленности. Высокотехнологические отрасли отличаются наукоемкостью и способны стимулировать развитие смежных направлений в науке и технике, в том числе, в энергетике. В тоже время, создание промышленных энергопарков (ПЭ) как раз усилит связь между смежными наукоемкими областями. Ведь основной замысел ПЭ состоит в использовании в составе единого промышленного комплекса различных по природе и характеристикам источников энергии, в том числе, возобновляемых источников энергии (ВИЭ), которые способны восполнить недостатки друг друга, сократить потери энергии, а также решать экологические вопросы. Именно такая интегрированность, комплексность дают широкие перспективы для проектирования и создания промышленных энергопарков, включающих в себя предприятия и отдельные объекты авиационной и космической отраслей.

Развитие энергоустановок, работающих от ВИЭ, в первую очередь солнечных батарей, давно стимулируется космической отраслью. В открытом космосе и на поверхности планет и объектов Солнеч-

ной системы они практически незаменимы [1]. Из последних публикаций на эту тему в журнале «Авиационно-космическая техника и технология» можно указать на работу [2]. Ветроустановки не столь широко распространены в авиационной и космической отраслях, но и они находят применение на отдельных объектах: для гарантированного энергообеспечения радиостанций, наземных станций спутниковой связи, других автономных объектов [3].

Космическая наука и техника естественным образом ускоряют развитие технологии солнечных батарей, а достижения последней положительно влияют на космическую отрасль. Общая область аэродинамических задач авиационной науки и техники, ветроэнергетики обуславливают положительное взаимное влияние авиационной и ветроэнергетической отраслей. Опыт решения задач из области теплотехники, которым владеют специалисты ракетчики и самолетостроители, позволит ускорить разработки в сфере тепловых устройств, таких как тепловые насосы, теплообменники и т.п. Интеграция в ПЭ предприятий или отдельных объектов высокотехнологических отраслей с различными источниками энергии, в том числе, с солнечными батареями, ветроустановками и другими энергоустановками, работающими от ВИЭ, будет способствовать не только решению энергетической и экологической проблемы, но и стимулировать новые технические разработки.

Однако интеграция в ПЭ будет эффективна лишь при внедрении новейших достижений в области систем управления в качестве «электронного мозга» ПЭ. И здесь самыми подходящими наработ-

ками могут оказаться различные варианты интеллектуальных сетей в энергетике - «Smart Grid». В Украине, Российской Федерации и др. странах Ближнего Зарубежья соответствующие проекты обсуждаются уже на уровне Академий Наук с участием представителей законодательной и исполнительной властей, а также с представителями крупнейших энергетических и технологических компаний. Вот лишь некоторые публикации за последние 3 года [4-8]. Интеллектуальная сеть «Smart Grid» есть система подключённых к генерирующим источникам электроэнергии и потребляющим электроустановкам различных потребителей, программно-аппаратных средств, информационно-аналитических и управляющих подсистем с целью обеспечения надёжной передачи электроэнергии от источника к потребителю в нужное время, в необходимом количестве и качестве. «Умная» сеть – тип электрической сети, которая может прогнозировать и интеллектуально реагировать на действия всех присоединённых электроустановок-потребителей и на генерацию электроэнергии. Преимущества, которые сулит «Smart Grid», это: существенное уменьшение потерь при передаче электрической энергии от генератора к потребителю, увеличение надёжности энергоснабжения, расширение возможности оптимально перераспределять энергетические потоки, уменьшая пиковые нагрузки. Важным преимуществом умной сети является и то, что она может интегрировать в себя ВИЭ, которыми сложно управлять, поскольку они зависят от силы ветра, яркости солнца и других независимых от нас факторов. Для нас более подходящими вариантами «Smart Grid» будут разработки локальных умных сетей, рассчитанных на достижение упорядоченности взаимодействия компактно расположенных небольших генерирующих энергоустановок, электросетей и потребителей за счет двустороннего обмена данными.

Внедрение локальной системы «Smart Grid» для управления ПЭ создаст благоприятные условия не только для решения энергетической проблемы, но и для стимулирования новых технических разработок.

1. Формулирование проблемы

Сотрудниками ИТСТ НАНУ «Трансмаг» и МНПК «ВЕСТА» разработан и запатентован ПЭ, в котором главным товаропроизводящим заводом является аккумуляторный завод [9]. Особенностью этого ПЭ является наличие собственного производства накопителей энергии в пределах ПЭ, что имеет ряд преимуществ. Главное преимущество – возможность использовать собственные аккумуляторы в качестве накопителей энергии для ветроустановок и

солнечных батарей из числа энергоустановок ПЭ, работающих от ВИЭ. А также возможность использовать собственные аккумуляторы для электротранспорта на территории ПЭ. Но возможности стимулировать развитие энергоустановок, работающих от ВИЭ, в указанном ПЭ весьма ограничены, поскольку главный товаропроизводящий завод не имеет прямого отношения к этим энергоустановкам.

Цель настоящей работы – обратить внимание специалистов на целесообразность создания ПЭ для авиационной и космической отрасли, которые способствовали бы рациональному использованию энергии, уменьшению техногенной нагрузки на окружающую среду за счет снижения расхода ресурсов, усовершенствованию ветроустановок, солнечных батарей, тепловых насосов и других энергоустановок, работающих от ВИЭ.

2. Схема промышленного энергопарка

В основу разработки взят вариант ПЭ, представленный в [9]. В этом ПЭ в качестве блока дифференциального управления задействована подстанция глубокого ввода, которую можно рассматривать, как «нулевое приближение» к системе «Smart Grid». Подстанция глубокого ввода не только преобразует энергию, поступающую от внешней сети энергоснабжения, но и решает задачи компенсации реактивной мощности, компенсации высших гармоник, регулирования напряжения, симметрирования тока и напряжения нагрузки, ограничения токов короткого замыкания и т.п. (за счет приданных электронных средств). Но для эффективного сопряжения внутренних энергопотоков от ВИЭ необходима такая модернизация подстанции, которая сделает ее локальной «Smart Grid», пригодной для использования в нашем решении.

В условиях Украины наиболее рациональным является совместное использование ветровой энергии, солнечной энергии и низкопотенциальной тепловой энергии. Это дает максимальную выгоду с позиции снижения потребности в электроэнергии из внешней сети энергоснабжения, а также максимальную экономию ресурсов для производства электроэнергии. За счет экономии ресурсов уменьшается техногенная нагрузка на окружающую среду. Поэтому в состав ПЭ входят ветроустановки, солнечные батареи, солнечные коллекторы, тепловые насосы. Ветроустановки, расположенные на территории предприятий ПЭ, могут быть вертикально-осевые: малой (до 30 кВт) и средней (30-500 кВт) мощности. Такие устройства способны эффективно работать в условиях вихревых воздушных потоков вблизи промышленных зданий энергопарка. Кроме того, у них относительно небольшие габариты, и

они могут быть органично вписаны в особенности промышленного ландшафта и архитектурного расположения производственных корпусов. Ветроустановки, расположенные в ближайшей окрестности предприятий ПЭ (за пределами их территорий), не обязаны подчиняться подобным ограничениям. Они могут быть большой (свыше 500 кВт) мощности и различных конструкций, в том числе горизонтально-осевыми. Солнечные батареи могут быть стационарно размещены на свободных площадях производственных корпусов (в основном на крышах), оснащены тракерами для ориентации по солнцу. При стационарном закреплении желательна ориентация солнечных батарей в южном направлении (для нашего северного полушария) с углом наклона от горизонтали в 30-60° (для умеренных широт). Это будет способствовать максимальной освещенности солнечных батарей и их естественной очистке от пыли и загрязнений. В отдельных случаях возможен интегрированный монтаж, когда солнечные батареи становятся элементами конструкции зданий. Может быть использована так называемая «солнечная черепица», эстетически воспринимаемая как крыша здания. Для плоских крыш рациональным решением могут быть цилиндрические солнечные батареи, способные с одинаковой эффективностью поглощать солнечную энергию, поступающую с любого направления [10]. Солнечные коллекторы, преобразующие солнечное излучение в тепловую энергию, могут быть размещены вблизи освещенных солнцем боковых стен производственных корпусов (и зданий

жилого массива). А тепловые насосы – вблизи мест вывода бросового тепла из производственных помещений. Электроэнергия, вырабатываемая солнечными батареями, будет обеспечивать работу автопарка внутренних транспортных средств (электрокар, электропогрузчиков) на тяговых батареях, которые будут заряжаться на станциях зарядки аккумуляторов. Солнечные коллекторы и тепловые насосы будут включены в контур теплоснабжения производственных корпусов и жилых зданий. Центральным элементом этого контура будет котельная, способная снабжать теплом все помещения ПЭ. Солнечные коллекторы и тепловые насосы заметно снизят нагрузку на котельную в части обеспечения теплоснабжения.

На рисунке 1 схематически представлена структура ПЭ и взаимодействие его элементов.

Центральным энергетическим и управляющим блоком ПЭ 1 является подсистема управления 2 (локальная сеть «Smart Grid» или подстанция глубокого ввода), которая объединяет и коммутирует все элементы энергопарка, а также оптимизирует энергоснабжение товарпроизводящих заводов (потребителей 3). Подсистема управления 2 соединена с внешней централизованной энергосетью 4 региона и получает от нее основную мощность. Кроме того, подсистема 2 через комплекс коммутирующего электрооборудования 5 и накопительный узел 6 соединена с внутренними источниками энергии, представленными в энергопарке ветроустановками 7 и солнечными батареями 8.

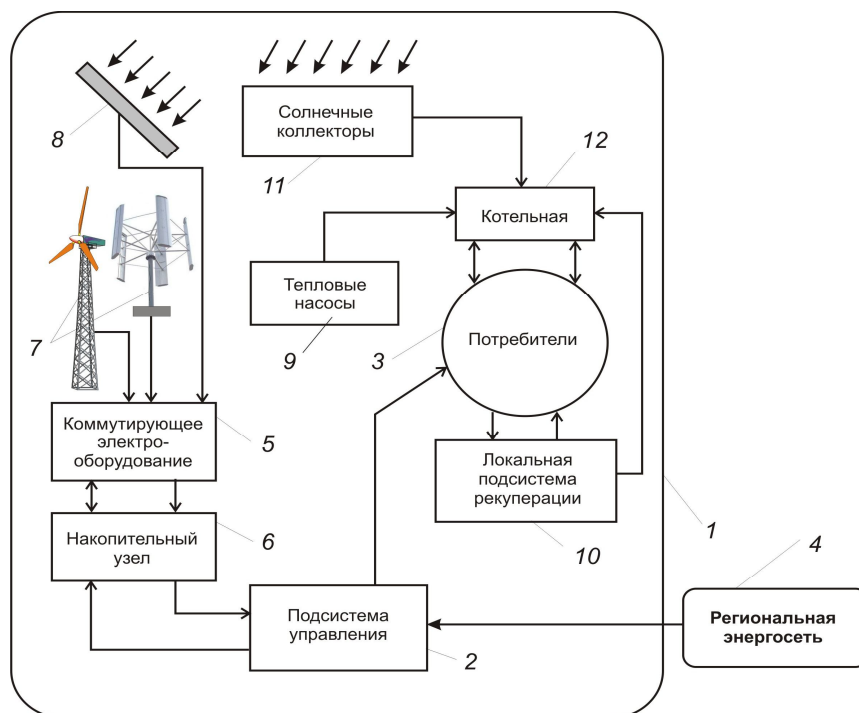


Рис. 1. Структура промышленного энергопарка

Накопительный узел 6 является промежуточным узлом, работающим в нескольких режимах. В энергопарке через конвертор напряжений подсистемы управления 2 производится сопряжение энергии от разнородных нестабильных ВИЭ с накопительным узлом 6, укомплектованными аккумуляторными батареями. Накопительный узел дает возможность создавать резервные запасы энергии, а также служить станцией сменных аккумуляторных батарей для внутрицеховых транспортных средств.

Группа ветроустановок 7 энергопарка включает в свой состав как скоростные горизонтально-осевые ветроустановки большой мощности, так и тихоходные вертикально-осевые ветроустановки малой и средней мощности, соединенные через коммутирующее электрооборудование 5 с управляющей подсистемой 2. Такой комбинированный ряд, содержащий ветроустановки различных типов, дает возможность перекрыть диапазоны перепадов ветрового потенциала, который колеблется как в суточном, так и в сезонном ритме.

Солнечные батареи 8 включают как неподвижные фотоэлектрические модули, размещаемые произвольно на свободных плоскостях цеховых покрытий, а также управляемые модули, расположенные на башнях, опорах ветроустановок и на технологических постройках предприятий. Солнечные батареи 8 также оснащены коммутирующим электрооборудованием 5, соединяющим их с управляющей подсистемой 2.

Тепловая подсистема содержит разные уровни сбора энергии: подземного низкопотенциального тепла, отбросной теплоты (наддувочного воздуха, смазочного масла, охлаждающей жидкости и отработавших газов и паров, выбросов от экзотермических реакций), а также надземного тепла солнечной энергии. Эти уровни представлены соответствующим оборудованием: тепловыми насосами 9, теплообменниками-утилизаторами локальной подсистемы рекуперации 10 и солнечными коллекторами 11. Контуры тепловой подсистемы замыкаются на буферной емкости горячего теплоносителя, входящей в состав котельной 12.

Локальная подсистема рекуперации 10 состоит из множества разнотипных теплообменников-утилизаторов, распределенных по всей территории цехов. Система связывает и отводит избыточное тепло от агрегатов и узлов, которые охлаждаются жидкостью или воздухом, и возвращает энергию в производственные и подсобные помещения, как для их равномерного обогрева, так и для технологических нужд.

Энергоустановки, работающие от ВИЭ, размещают на свободных земельных площадях внутри производственного комплекса, на периферии ком-

плекса (незанятых плоскостях цеховых корпусов, на резервных площадках). Их количество рассчитывается в зависимости от ветрового и радиационного потенциалов, определенных на территории ПЭ, ландшафтных особенностей, от площади производственно-пассивной территории и от особенностей тепловых потоков внутри и вблизи заводских сооружений.

Функционирование ПЭ происходит следующим образом. Основная мощность в виде поступления электроэнергии подается в энергопарк от региональной энергосети 4 и средствами подсистемы управления 2 передается товаропроизводящим заводам и всем потребителям. Энергопарк выполнен по модульному принципу, который позволяет за счет присоединения энергопотоков от ВИЭ и рационального долевого использования каждого увеличивать суммарную мощность ПЭ. Для того, чтобы вклад ВИЭ в интегральную мощность ПЭ был существенным, должны использоваться ветро- и фотомодули мегаваттного класса. Ветроустановки и солнечные батареи малой и средней мощности важнее, в данном случае, для наработки опыта их эксплуатации в условиях производственного ландшафта и стимулирования работ по усовершенствованию этого типа энергоустановок, работающих от ВИЭ.

Ветровый потенциал ветроустановками 7 преобразуется в электроэнергию, которая поступает на преобразование параметров в блок 5, а после подается в узел 6. Здесь часть энергии закачивается в аккумуляторные батареи, а часть – непосредственно попадает в подсистему управления 2.

Солнечная энергия утилизируется двумя способами: преобразованием лучистой формы в тепловую при посредстве солнечных коллекторов 11 и методом фотопреобразования в электроэнергию на фотоэлектрических модулях солнечных батарей 8. Электрическая энергия от солнечных батарей 8 проходит тот же цикл преобразований, что и электроэнергия от ветроустановок 7.

Низкопотенциальная тепловая энергия утилизируется также по двум каналам: при помощи тепловых насосов 9 и при помощи вторичных теплообменников 10. Однако эти каналы утилизации реализованы в разных подсистемах. Тепловые насосы работают отдельно, а теплообменники-утилизаторы в виде условной локальной подсистемы рекуперации 10 распределены по территории комплекса. Тепловые насосы 9, теплообменники 10, а также солнечные коллекторы 11 сообщены по теплу с котельной 12, обеспечивающей теплом и горячей водой весь промышленный комплекс. В зависимости от конкретных условий, может оказаться выгоднее тепло от некоторых теплообменников возвращать сразу же на месте для отопления помещения.

Одно из основных требований к источникам разнородной энергии - совместимость - обеспечивается средствами подсистемы управления 2, которая должна быть представлена сетью «Smart Grid».

Промышленный энергопарк, обладая значительными резервами дополнительной, свободной энергии, дает возможность применять гибкую, многовариантную тактику потребления мощности из региональной энергосети, выгоднее использовать ночной тариф.

Поскольку в состав ПЭ будут входить товаропроизводящие предприятия авиационной или космической отрасли, то появятся дополнительные стимулы для развития ветровой и солнечной энергетики, а также различных тепловых устройств силами научно-технического персонала предприятий энергопарка. Научные и технические специалисты ПЭ могут решать аэродинамические задачи усовершенствования конструкций ветроустановок, в частности роторов вертикально-осевых ветроустановок (роторов Дарье, Савониуса, комбинированных роторов, карусельных роторов и т.д.). А также усовершенствовать конструкции пленочных фотоэлементов на базе аморфного кремния и технологии их нанесения, усовершенствовать фотоэлементы на базе арсенида галлия и т.д., вести научный поиск новых материалов для фотоэлементов солнечных батарей. Кроме того, должно значительно ускориться усовершенствование различных конструкций тепловых насосов, теплообменников и т.п.

Приведем общий пример ПЭ. В качестве товаропроизводящего завода ПЭ может служить высокотехнологическое предприятие, потребляющее электрическую мощность в количестве до 40 МВт и тепловую мощность в количестве до 10 МВт. Если для ПЭ, созданного для предприятий Международной научно-промышленной корпорации «ВЕСТА» (г. Днепропетровск) [9] в качестве узла управления использовалась подстанция глубокого ввода ПС150/6 кВ, то в данном примере необходима более совершенная подсистема управления в виде «Smart Grid». Группа энергоустановок, работающих от ВИЭ, может состоять из ветроустановок суммарной мощностью 3 МВт, солнечных батарей суммарной мощностью 0,5 МВт, солнечных коллекторов суммарной мощностью 250 кВт и тепловых насосов такой же суммарной мощности. В итоге, суммарная мощность ВИЭ будет составлять 8% от общей потребляемой товаропроизводящим заводом мощности. Кроме того, ПЭ будет оснащен тракерами фотоэлектрических модулей солнечных батарей, группой аккумуляторных батарей общей емкостью 5 МВт·ч, коммутирующим электрооборудованием (преобразователи частоты и напряжения, источники реак-

тивной мощности, зарядные устройства и др.), отопительной котельной мощностью 22 МВт.

ПЭ, созданный, например, в условиях г. Днепропетровска, имеет благоприятный уровень ветрового и солнечного потенциала: средняя скорость ветра на его территории составляет 6,5 м/с (на высоте ротора ветрогенератора), а энергия светового потока достигает показателей в диапазоне 1070-1400 кВт·ч/м². Это является гарантией перспективного увеличения доли ВИЭ в общем энергетическом балансе. Солнечные коллекторы и тепловые насосы прогревают воду, температура которой зимой достигает 30° (и в котельной производится дальнейший нагрев поступившей воды), а летом вода из коллекторов прогревается до температуры 80°, и не нуждается в дополнительном нагреве.

Например, в более раннем варианте ПЭ [9] для горячего водоснабжения и обогрева лаборатории завода по рекуперации свинца выбраны солнечные коллекторы вакуумные с тепловой трубой (Heat Pipe), производитель «АТМОСФЕРА», модель коллекторов СВК-А. Основные технические характеристики этих коллекторов следующие: объем емкостного водонагревателя составляет 200 л (определен техническим заданием); температура холодной воды 10°C; расчетная температура горячей воды 60°C. Ожидаемая полезная годовая выработка тепла при углах наклона 45-60° составляет 76-77% при условии обеспечения теплосъема с солнечных коллекторов, начиная с температуры старта системы 30°C. На рисунке 2 представлена средняя температура нагрева воды солнечным коллектором по месяцам года.

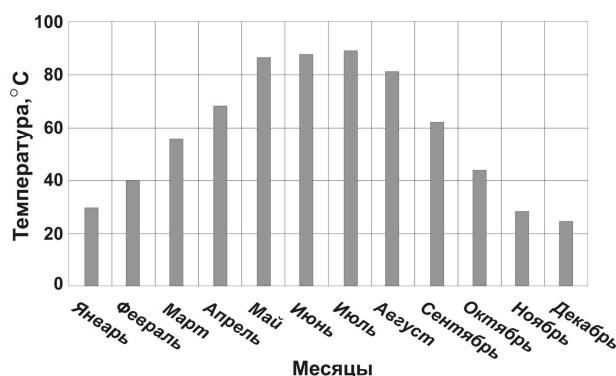


Рис. 2. Средняя расчетная температура воды в течение года

В качестве основного источника тепла для горячего водоснабжения и обогрева лаборатории завода по рекуперации свинца в ПЭ [9] выбран тепловой насос австрийского производителя OCHSNER серии Golf Maxi plus типа воздух-вода (GMLW 25 Plus) тепловой мощностью 21,5 кВт в расчетной точке с

температурой источника тепла 10°C и температурой теплоносителя 65°C. Внутренний контур теплового насоса заполнен хладагентом, который, имея очень низкую температуру кипения, проходит через испаритель, расположенный в помещении заводского цеха, и превращается из жидкого состояния в газообразное. Это происходит при низком давлении и температуре. Из испарителя газообразный хладагент попадает в компрессор теплового насоса, где он сжимается до высокого давления и высокой температуры. Далее горячий газ поступает во второй теплообменник – конденсатор, где происходит теплообмен между горячим газом и теплоносителем из обратного трубопровода системы отопления лаборатории. Хладагент отдает свое тепло в систему отопления, охлаждается и снова переходит в жидкое состояние, а нагретый теплоноситель системы отопления поступает к отопительным приборам лаборатории. Эффективность работы теплового насоса подтвердилась следующими данными, полученными в цеховых условиях. При температурах в цехе 15 и 20°C, и температуре теплоносителя 65°C полезная тепловая мощность насоса составила 23 и 25 кВт, соответственно. А потребляемая электрическая мощность – всего 11 кВт. В совокупности, тепловой насос и солнечный коллектор обеспечили обогрев и горячее водоснабжение лабораторного корпуса, который требует в среднем 28,37 кВт тепла. Пример показывает, как можно эффективно использовать избыток тепла производственного цеха.

Заключение

Полученные результаты позволяют сформулировать выводы:

- одним из перспективных путей решения энергетической и экологической проблем является создание ПЭ, включающих в себя предприятия высокотехнологических отраслей, и использующих дополнительную энергию от ВИЭ;
- в состав энергоустановок, работающих от ВИЭ, в первую очередь, должны входить ветроустановки и солнечные батареи (в том числе мегаваттного класса), солнечные коллекторы и тепловые насосы;
- предприятия авиационной и космической отрасли, как высокотехнологические, в составе ПЭ создадут дополнительный стимул для усовершенствования солнечных батарей, ветроустановок и тепловых насосов.

Дальнейшие научные исследования должны быть направлены на разработку и усовершенствование «электронного мозга» ПЭ, подбор датчиков и управляющих элементов для управления тепловыми потоками от тепловых устройств ПЭ и котельной.

Литература

1. Лидоренко, Н. С. Немного истории. Солнечные батареи в космической технике [Электронный ресурс] / Н. С. Лидоренко // Сайт о главном конструкторе космических энергосистем. – Режим доступа: <http://www.lidorenko.ru/ns99.htm>. – 12.05.2014.
2. Шенетов, Ю. А. Моделирование энергоприхода от солнечных батарей космического аппарата класса микроспутник для дистанционного зондирования Земли [Текст] / Ю. А. Шенетов, Е. А. Должикова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 7(104). – С. 157-160.
3. Цынка, Е. В. Системы гарантированного энергообеспечения с использованием ветроустановок малой мощности [Текст] / Е. В. Цынка // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 5(62). – С. 24-27.
4. SMART GRID – масштабное направление в энергетике [Электронный ресурс] / Сайт «Информационный центр поддержки предпринимательства о новых промышленных технологиях и изделиях». – Режим доступа: <http://www.74rif.ru/Smart%20grid.html>. – 12.05.2014.
5. Перспективы развития технологии «smart grid» в Украине [Электронный ресурс] / Сайт «Электровести». – Режим доступа: http://elektrovesti.net/16327_perspektivy-razvitiya-tehnologii-smart-grid-v-ukraine. – 12.05.2014.
6. Системы smart-grid: проблеми та актуальність для України. Presentation Transcript [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.slideshare.net/greencubator/smartgrid>. – 12.05.2014.
7. Ледин, С. Интеллектуальные сети Smart Grid – будущее российской энергетики [Электронный ресурс] / С. Ледин // *Автоматизация и ИТ в энергетике*. – 2010. – № 11/16. – Режим доступа: <http://www.sicon.ru/about/articles/?base=&news=16>. – 12.05.2014.
8. Ледин, С. Концепция «электроэнергия – товар» как катализатор развития Smart Grid [Электронный ресурс] / С. Ледин. // *Автоматизация в промышленности*. – 2012. – № 4. – Режим доступа: <http://www.sicon.ru/about/articles/?base=&news=26>. – 12.05.2014.
9. Пат. на винахід 99396 Україна, МПК (2012.01) H02J 9/00, 3/00; (2006.01) H02J 3/28, F24D 3/08. Промисловий енергопарк і спосіб його експлуатації [Текст] / Дзензерський В. О., Дзензерський Д. В., Тарасов С. В. [и др.]; власник Дзензерський В. О., Дзензерський Д. В., Тарасов С. В. [и др.]. – № а 201107721; заявл. 20.06.2011; опубл. 10.08.2012, Бюл. № 15. – 12 с.
10. Монтаж солнечных батарей. [Электронный ресурс] / Сайт, посвященный энергосберегающим технологиям и источникам альтернативной энергии. – Режим доступа: <http://www.solarbat.info/solnechnie-batarei-i-moduli/montaj-solnechnix-batarei>. – 12.05.2014.

Поступила в редакцію 12.05.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014.

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, ст. науч. сотр. С. В. Плаксин, ИТСТ НАНУ «Трансмаг», Днепропетровск.

ПРОМИСЛОВИЙ ЕНЕРГОПАРК ДЛЯ ВИСОКОТЕХНОЛОГІЧНОЇ ГАЛУЗІ

В. О. Дзензерський, С. В. Тарасов, С. В. Бурилов, Ю. О. Жулай, В. Ю. Скосар

Запропоновано варіант промислового енергопарку, який включає підприємство авіаційної або космічної промисловості, групу відновлюваних джерел енергії, й керується інтелектуальною системою Smart Grid. Розробка дозволяє раціонально використовувати електричну і теплову енергії, зменшити техногенне навантаження на навколишнє середовище, а також сприяє розвитку суміжних наукоємких галузей – вітроенергетики, фотоенергетики. Запропоновано рекомендації з використання в складі промислового енергопарку вітроустановок, сонячних батарей, сонячних колекторів, теплових насосів і акумуляторних батарей.

Ключові слова: підприємство авіаційної або космічної промисловості, вітроустановки, сонячні батареї, теплові насоси, акумуляторні батареї, інтелектуальна сіть Smart Grid.

AN INDUSTRIAL ENERGY PARK FOR A HIGH-TECH BRANCH

V. A. Dzenzersky, S. V. Tarasov, S. V. Burylov, Yu. A. Zhulay, V. Yu. Skosar

The variant of industrial energy park which includes the aircraft or aerospace manufacturer, the group of renewable sources and intellectual Smart Grid system is proposed. This development enables rational usage of electric and thermal energies, reduction of man-induced footprint to environment and also promotes the development of allied knowledge-intensive industries – wind power and solar power engineering. The recommendations for use of wind generators, solar batteries, solar collectors, thermal pumps and storage batteries as the parts of industrial power park are given.

Key words: aircraft or aerospace manufacture, wind generators, solar batteries, thermal pumps, storage batteries, intellectual Smart Grid network.

Дзензерський Віктор Александрович – д-р техн. наук, професор, директор, інститут транспортних систем і технологій НАН України «Трансмаг», Днепропетровск, Україна.

Тарасов Сергей Васильевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., заведуючий відделом, інститут транспортних систем і технологій НАН України «Трансмаг», Днепропетровск, Україна.

Бурилов Сергей Владимирович – канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотр., заведуючий відделом, інститут транспортних систем і технологій НАН України «Трансмаг», Днепропетровск, Україна.

Жулай Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., вед. науч. сотр., інститут транспортних систем і технологій НАН України «Трансмаг», Днепропетровск, Україна, e-mail: zhulay@westa-inter.com.

Скосарь Вячеслав Юрьевич – канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотр., інститут транспортних систем і технологій НАН України «Трансмаг», Днепропетровск, Україна, e-mail: svu@westa-inter.com.

УДК 389.6:629.7.01

Д. В. БАХТИЯРОВ, В. Ф. БИРУЛИН, С. М. СТЕПАНЕНКО, В. Г. ХАРЧЕНКО

ГП “Ивченко-Прогресс”, Запорожье, Украина

ПРАКТИКА АДАПТАЦИИ СМК ОРГАНИЗАЦИИ РАЗРАБОТЧИКА АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ К СТАНДАРТУ EN 9103

Рассматривается процесс назначения и управления ключевыми характеристиками, их выбор из множества параметров, устанавливаются владельцы ключевых характеристик, оговариваются их обязанности и ответственность. Приводятся примеры выбранных ключевых характеристик и модель процесса управления ими. Показано, что ключевые характеристики целесообразно назначать только в случае очевидной экономической выгоды от выполнения детали, сборочной единицы или процесса в условиях максимальной близости к номинальным значениям, а не просто в пределах установленных допусков.

Ключевые слова: система менеджмента качества, ключевые характеристики, назначение, процесс управления изменениями, стандарт EN 9103, владельцы ключевых характеристик.

Введение

Постоянное совершенствование системы менеджмента качества (СМК) – неотъемлемый процесс жизнедеятельности организации. Проектирование и изготовление авиационных двигателей и установок наземного применения, сборочных единиц и деталей к ним осуществляется в соответствии с нормативной документацией, предъявляющей требования к продукции и организации её производства. СМК обеспечивает удовлетворённость потребителей, улучшение качества, лётную годность, повышение ресурса и уменьшение затрат как при создании новых двигателей, так и при их серийном изготовлении, эксплуатации и ремонте.

В настоящее время в мировом авиастроении к СМК организаций, включая организации разработчиков авиационной техники (АТ), применяются требования разработанного и принятого Международной авиакосмической группой качества IAQG стандарта AS/EN/JISQ 9100 [1]. Эти требования основываются на международном стандарте по СМК ISO 9001 [2], дополнены специфическими требованиями, касающимися именно авиастроительной отрасли, и существенно жестче стандарта ISO 9001. Ряд требований в стандарте AS/EN/JISQ 9100 не свойственны практике проектирования, сложившейся в авиастроительной отрасли СНГ, и поэтому, дабы обеспечить соответствие действующих СМК предприятий сертификационным требованиям этого стандарта, приходится вводить в число процессов разработки АТ ряд новых процессов. В первую очередь это относится к требованию определять в конструкции и в техноло-

гических процессах так называемые ключевые характеристики и управлять их изменениями (в существующей практике разработки АТ в странах СНГ основное внимание уделяется определению и обеспечению надежной работы особо ответственных критических сборочных единиц и отдельных элементов конструкции).

1. Суть ключевых характеристик

Согласно стандарту AS/EN/JISQ 9100 ключевая характеристика – это особенность материала, процесса, или конструкции (сборочной единицы), изменение (варьирование) которых в пределах указанных допустимых отклонений от номинального значения имеет существенное влияние на обеспечение пригодности изделия, характеристик его работы, обслуживание в процессе эксплуатации, или возможность изготовления.

Очевидно, что невозможно изготовить два абсолютно одинаковых изделия или осуществить два абсолютно одинаковых процесса. Различия или отклонения обязательно будут присутствовать, потому что в любом процессе и при производстве любого изделия существует множество причин появления таких различий. Но проблемой отклонения могут стать лишь тогда, когда они начнут превосходить ожидания заказчика. В таких ответственных изделиях, какими являются авиадвигатели, существуют характеристики, отклонения которых от номинальных значений в разных экземплярах двигателей могут стать причиной общей неудовлетворенности заказчика данным типом двигателя. Уменьшая возможные отклонения, сокращаем риск несоответст-

вий, возникающих при изготовлении, улучшаем легкость сборки, повышаем гарантию получения на двигателях заданных параметров и устойчивость их работы. Контроль процесса изготовления двигателей помогает выделить различные виды отклонений, количество возникающих отклонений и оценить насколько хорошо контролируемый процесс будет позволять получать конструкцию, удовлетворяющую потребностям заказчика [3].

Целью управления изменениями ключевых характеристик, влияющих на качество двигателей, является:

- обеспечение стабильности качества двигателя на всех этапах производства, эксплуатации и ремонта, поддержание соответствующей документации по отслеживанию изменений ключевых характеристик, элементов процесса производства (рабочее место, инструмент, оборудование, измерительный инструмент, квалификация персонала и др.) в надлежащем состоянии;

- анализ полученных результатов и планирование необходимых воздействий на конкретные причины обнаруживаемых несоответствий для их устранения.

Назначение ключевых характеристик осуществляется, если от заказчика поступит запрос на улучшение пригодности, качества функционирования, срока годности или технологичности изготовления, эксплуатации, ремонта двигателя в рамках созданной конфигурации, а также, если по собственной инициативе организацией будет принято решение о выполнении деталей, сборочных единиц или процессов так, что минимизация их изменений в пределах указанных допустимых отклонений от номинального значения приведет к значительному улучшению технологичности или потребительских свойств двигателя.

Управление ключевыми характеристиками – это деятельность, основанная на применении статистических или других действующих в организации методов к процессам управления. Принятие тех или иных решений по управлению изменениями ключевых характеристик должно основываться на результатах обработки и анализе данных об отклонениях контролируемых параметров.

В качестве ключевых характеристик назначаются параметры из числа:

- ответственных параметров (критических элементов), которые, согласно ОСТ 1 00450 [4], указаны в комплектах конструкторской документации каждого типа двигателя;

- паспортных ответственных параметров (критических элементов), обозначенных в чертежах деталей и сборочных единиц;

- специальных технологических процессов, указанных в соответствующей технологической документации.

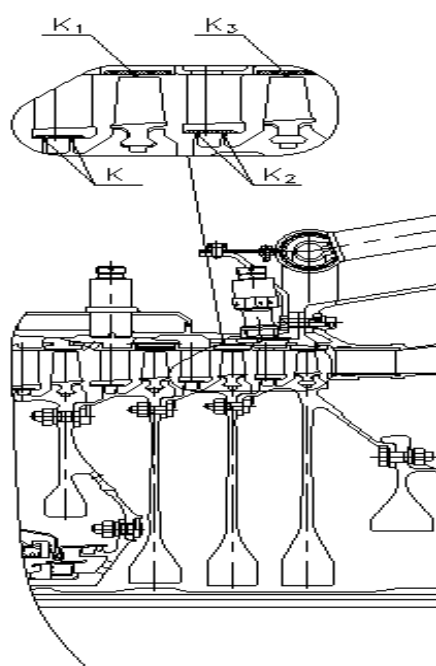
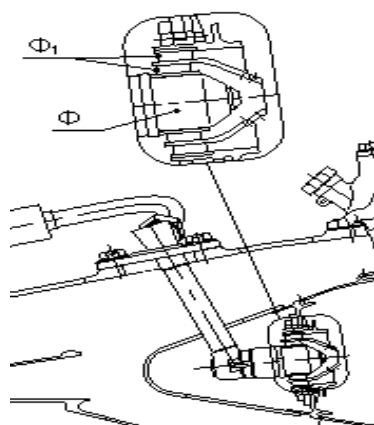
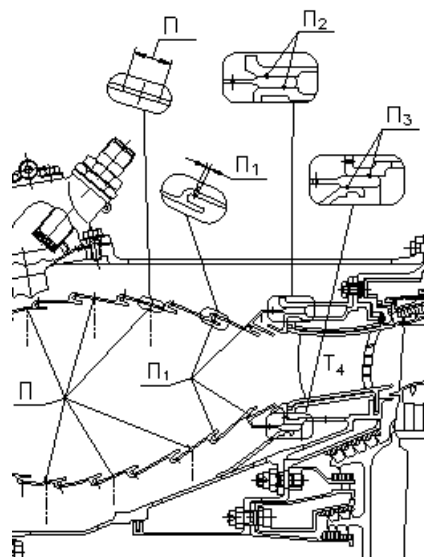
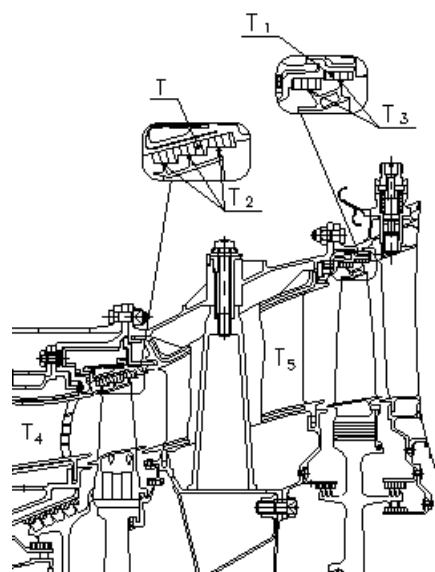
2. Назначение ключевых характеристик

Управление ключевыми характеристиками должно осуществляться в соответствии со стандартом EN 9103 [5]. Для того, чтобы назначить ключевые характеристики, прежде всего должно быть достигнуто понимание, а на какие рабочие характеристики двигателя будет существенно влиять изменение ключевых характеристик. К числу таких характеристик, например, могут быть отнесены температура газа и вибрации двигателя. В таблице 1 приведен ряд типовых конструктивных ключевых характеристик, влияющих на указанные параметры.

Таблица 1

Примеры ключевых характеристик

Рабочая характеристика, на которую влияет ключевая характеристика	Ключевые характеристики (элементы конструкции, для которых назначены ключевые характеристики, указаны на рис. 1 - 4)
Температура газа двигателя	Размеры сопрягаемых поверхностей и радиального зазора в местах К, К ₁ , К ₂ , К ₃ , Т ₂ , Т ₃
	Паяное соединение сотового уплотнения в проставках Т, Т ₁ турбины газогенератора
	Зазоры в сочленении жаровой трубы с сопловым аппаратом турбины в местах П ₂ , П ₃ , определяемые размерами, формой и выработкой сопрягаемых посадочных колец
	Площадь наименьшего проходного сечения сопловых аппаратов Т ₄ , Т ₅ турбины
	Размеры воздухоподводящих каналов Ф ₁ в завихрителях и воздухопроводящих отверстиях П, П ₁ в кольцах жаровой трубы
	Секторная неравномерность топливных форсунок Ф – распределение топлива вокруг оси конуса распыла
Вибрации двигателя	Остаточный дисбаланс входящих в ротор деталей сборочных единиц
	Остаточный дисбаланс собранного ротора, величина и угловое расположение места максимального торцевого и радиального биения
	Величина углового расположения мест максимального торцевого и радиального биения при сборке двигателя

Рис. 1. Места: К, К₁, К₂, К₃Рис. 2. Места: Φ, Φ₁Рис. 3. Места: П, П₁, П₂, П₃Рис. 4. Места: Т, Т₁, Т₂, Т₃, Т₄, Т₅

Для ключевой характеристики указываются:

- обозначение, наименование детали, сборочной единицы и требуемые для них значения ключевых характеристик;
- соответствующие требуемые значения ключевых характеристик для специальных технологических процессов, применяемых в производстве выше указанных деталей и сборочных единиц.

3. Владельцы ключевых характеристик

Владельцами ключевых характеристик и владельцами ключевых характеристик процесса, которые должны управлять всеми процессами, связанными с контролем изменений ключевых характеристик, целесообразно назначать руководителей проектов, начальников подразделений, а также ответственных специалистов по направлениям деятельности, связанной с созданием технической документации и опытного образца двигателя.

Владельцы ключевых характеристик и владельцы ключевых характеристик процесса ответственны за:

- рассмотрение и назначение ключевых характеристик;
- выполнение всех требований по управлению ключевыми характеристиками изготавливаемых двигателей;
- анализ данных по изменению соответствующих ключевых характеристик;
- разработку и внедрение мероприятий по результатам анализа данных изменений ключевых характеристик с учётом требований сегодняшнего дня и на перспективу.

4. Процесс назначения и управления ключевыми характеристиками

Модель процесса по назначению и управлению ключевыми характеристиками должна включать следующую последовательность подпроцессов: назначение ключевых характеристик, планирование производственного процесса, разработка процесса получения данных, мониторинг процесса, анализ данных, совершенствование производственного процесса, управление изменениями процесса.

В случае совпадения процессов по назначению и (или) управлению ключевыми характеристиками, указанных в приведенной модели, с уже выполняемыми в организации процессами согласно стандарту ОСТ 1 00450, следует считать их аутентичными и действующими для управления изменениями ключевых характеристик процессов.

Владелец ключевых характеристик процесса должен обеспечить документально планирование, контроль, поддержание и совершенствование процесса управления изменениями соответствующей ключевой характеристики.

Тщательный контроль и анализ каждого процесса, в котором есть ключевые характеристики, должен проводиться с установленной в технологическом процессе периодичностью для определения источников их изменения с целью возможности управления ими.

При анализе изменений ключевых характеристик, в случае наличия изменений, не отвечающих допустимым значениям, необходимо выявить возможные причины отклонений с целью их устранения и обратить внимание на метрологические возможности средств измерений, после чего проверить результаты измерений.

Владельцы ключевых характеристик процесса должны проводить постоянный мониторинг изменений ключевых характеристик от заданных номинальных значений и осуществлять:

- определение причин изменений ключевой характеристики;
- рассмотрение контрольных технологических или контрольно-операционных карт для определения стабильности процесса;
- определение количества изготовленных деталей (в течение квартала, года или другого периода);
- повторение инспекций первой детали (или пяти деталей), сборочной единицы после корректировки процесса;
- проведение исследования основных причин нестабильности получения ключевой характеристики, документирование результатов исследования и оформление решения.

Анализ стабильности производственного процесса проводится в соответствии с требованиями ОСТ 1 00450 и с учетом стандарта EN 9103. По результатам собранной статистики и ее анализа, при необходимости, проводятся корректирующие мероприятия, гарантирующие стабильность получения заданного значения или необходимость вмешательства в производственный цикл.

Управление изменением процессов выполняется путём оформления в установленном в организации порядке изменений в конструкторской, технологической документации и документации СМК.

Выводы

Ключевые характеристики дают возможность усовершенствовать конструкцию или процесс через управление их изменениями. Но их применение в процессе создания нового типа авиационного двигателя должно быть экономически выгодным.

Совершенствование СМК при помощи процесса управления ключевыми характеристиками имеет смысл и экономическую выгоду только при условии верного определения и назначения ключевых характеристик, а также грамотного управления их изменений.

Литература

1. AS/EN/JISQ 9100 Quality Management Systems for Aerospace Industry [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.sae.org/iaqg/publications/standards.htm>. – 12.06.2014.
2. ДСТУ ISO 9001-2009. Системи управління якістю. Вимоги. [Текст] (ISO 9001:2008, IDT) ; Чинний від 01.09.2009. – К. : Держстандарт України, 2001. – 32 с.
3. Бахтияров, Д. В. Управление изменениями ключевых характеристик сборочных единиц, деталей и процессов [Текст] / Д. В. Бахтияров, С. М. Степаненко, В. Г. Харченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2012. – № 8(95). – С. 219–222.
4. ОСТ 1 00450-82. Двигатели авиационные, вспомогательные силовые установки, выносные коробки привода агрегатов, редукторы и трансмиссии. Общие требования к изготовлению [Текст] ; введ. 01.07.1983. – М. : Изд-во стандартов, 1983. – 30 с.
5. CEN EN 9103 Aerospace series - Quality management systems - Variation management of key characteristics. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://uk.ihc.com/document/abstract/en9103.htm>. – 12.06.2014.

Поступила в редакцию 12.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., заведующий кафедрой В. В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

ПРАКТИКА АДАПТАЦІЇ СМК ОРГАНІЗАЦІЇ РОЗРОБНИКА АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ДО СТАНДАРТУ EN 9103

Д. В. Бахтіяров, В. Ф. Бірулін, С. М. Степаненко, В. Г. Харченко

Розглядається процес призначення і управління ключовими характеристиками, їх вибір з безлічі параметрів, встановлюються власники ключових характеристик, обумовляються їх обов'язки і відповідальність. Наводяться приклади вибраних ключових характеристик і модель процесу управління ними. Показано, що ключові характеристики доцільно призначати тільки у разі очевидної економічної вигоди від виконання деталі, складальної одиниці або процесу в умовах максимальної близькості до номінальних значень, а не просто в межах встановлених допусків.

Ключові слова: система менеджменту якості, ключові характеристики, призначення, процес управління змінами, стандарт EN 9103, власники ключових характеристик.

PRACTICAL ASPECTS OF ADAPTING QMS OF AERONAUTICAL EQUIPMENT DEVELOPMENT ORGANIZATION TO EN 9103 STANDARD

D.V. Bahtiiarov, V.F. Birulin, S.M. Stepanenko, V.G. Kharchenko

The process of assignment and management of key characteristics, their sampling from a variety of parameters is considered, the owners of key characteristics are set, their duties and responsibilities are specified. The examples of selected key characteristics and a model of their management process are provided. It is shown that it is reasonable to assign key characteristics only in case of obvious economic benefits from the implementation of a part, assembly unit or process in conditions as close as possible to the nominal values, and not just within the specified tolerances.

Key words: quality management system, key characteristics, assignment, modifications management process, EN 9103 standard, owners of key characteristics.

Бахтіяров Дмитрій Володимирович – інженер-конструктор 2 категорії, державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» ім. акад. А. Г. Івченко, Запоріжжя, Україна, e-mail: 03531@ivchenko-progress.com.

Бірулін Володимир Федорович – ведучий конструктор, державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» ім. акад. А. Г. Івченко, Запоріжжя, Україна, e-mail: 03531@ivchenko-progress.com.

Степаненко Сергій Михайлович – канд. техн. наук, начальник відділу, державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» ім. акад. А. Г. Івченко, Запоріжжя, Україна, e-mail: 03531@ivchenko-progress.com.

Харченко Віталій Григорьевич – заступник начальника НІО, державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» ім. акад. А. Г. Івченко, Запоріжжя, Україна, e-mail: v.harchenko@ivchenko-progress.com.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
Андреева Н. Ю.	131
Бахтияров Д. В.	182
Бейгельзимер Я. Е.	53
Белогуб А. В.	111
Берлизова Т. Ю.	75
Библик И. В.	30
Бирулин В. Ф.	182
Брунак А. А.	79
Бурьлов С. В.	175
Буряченко А. Г.	93
Валиев Ф. М.	49
Вдовиченко В. И.	147
Воробьев Ю. С.	75
Глибко Е. А.	111
Гожий А. П.	131
Голубев Н. Л.	93
Гребенников М. А.	53
Грицюк А. В.	99
Грудинкин В. М.	93
Груздо И. В.	141
Данилов В. В.	93
Данов А. С.	26
Деренг Е. В.	165
Дзензерский В. А.	175
Дунай О. В.	49
Еланский А. В.	35
Енчев С. В.	87
Ефименко В. Н.	69
Жуков А. С.	99
Жулай Ю. А.	175
Зеленская О. Н.	69
Зиличихис С. Д.	53

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
Зотов А. А.	111
Калинина И. А.	131
Кондратюк Э. В.	53
Кох К. В.	117
Коцюба В. Ю.	53
Кравченко И. Ф.	35
Кулишов С. Б.	75
Логинов В. В.	35
Лозня С. В.	123
Лось А. В.	21
Марценюк Е. В.	15
Марченко А. П.	99
Медведева Е. Л.	69
Медведовская Т. Ф.	69
Миргород В. Ф.	165
Мирзоев Б. М.	147
Мотора А. А.	99
Мухтаров П. Ш.	147
Мыльников А. А.	99
Насиров Ш. Ш.	147
Нечипорук Е. П.	154
Овчарова Н. Ю.	75
Овчинников А. В.	6
Олалы М. О.	87
Олалы Н. В.	87
Онопченко А. В.	11
Павленко Д. В.	53
Пейчев Г. И.	53
Пепа Ю. В.	159
Петренко В. Д.	135
Попов А. В.	154
Потапов А. В.	15

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
Прибора Т. И.	61
Придорожный Р. П.	61
Пустовой С. А.	123
Пылев В. А.	111
Ранченко Г. С.	93
Рева А. Н.	147
Ржевская И. Е.	69
Россоха С. В.	141
Савич В. К.	99
Савченко Н. Ф.	11
Свистула А. Е.	117
Симбирский Д. Ф.	79
Скосарь В. Ю.	175
Скрицкий А. Н.	75
Стадник С. А.	11
Степаненко С. М.	182
Тарасенко А. И.	105
Тарасов С. В.	175
Татьков В. В.	99
Таусенев Е. М.	117
Тихомиров В. В.	61
Ткач Д. В.	53
Третьяк В. В.	11
Трунов А. Н.	169
Украинец Е. А.	35
Уланов С. А.	53
Хамидуллин Ф. А.	49
Харченко В. Г.	182
Шереметьев А. В.	61
Шостак И. В.	141
Щукин В. А.	49