

УДК 629.7.02

В. Е. ГАЙДАЧУК¹, А. В. КОНДРАТЬЕВ¹, М. Е. ХАРЧЕНКО²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина*

АНАЛИЗ СТЕПЕНИ И ХАРАКТЕРА ИЗМЕНЕНИЯ ТЕРМОРАЗМЕРОСТАБИЛЬНОСТИ СТРУКТУРЫ ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИТА ПОСЛЕ ЕЕ КАРБОНИЗАЦИИ

Проведен сравнительный анализ степени и характера изменения термоформостабильности структуры ($0^\circ_m, \pm 45^\circ_m, 90^\circ_p$), углерод-углеродного композиционного материала, полученного карбонизацией идентичного прототипа из полимерного углепластика. Анализ проводился для оптимизированных структур по двум предложенным критериям минимальных приведенных коэффициентов линейного термического расширения при постоянной суммарной толщине пакета структуры для задачи двухосной размеростабильности с различными коэффициентами приоритетности направления минимального изменения формы структуры.

Ключевые слова: углерод-углеродный композиционный материал, термоформостабильность, оптимизация структуры, критерии минимальных коэффициентов линейного термического расширения.

Введение

В нашей работе [1] проведена оптимизация термоформостабильности структуры из полимерных композиционных материалов (ПКМ) ($0^\circ_m, \pm 45^\circ_m, 90^\circ_p$), с углеродными волокнами для конструкций космического назначения, длительно эксплуатирующихся на околоземных орбитах, предназначенных для прецизионного координирования приборов систем телекоммуникации относительно наземных приемно-передающих устройств.

Однако полимерное связующее в конструкциях этого класса не всегда обеспечивает все возрастающие требования к температурному диапазону их эксплуатации. В связи с этим представляет значительный практический интерес анализ возможностей использования в таких конструкциях углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ) [2]. В последних сообщениях известной корпорации Ultrasor [3, 4] приведена информация о том, что она разработала и производит углерод-углеродные сотовые конструкции, уже использованные на спутнике GOCE. В [5] сообщается об использовании сотовых панелей из УУКМ низкой плотности также для огневой защиты самолетов и вертолетов.

В [6] также отмечается, что управление тепловыми потоками на спутниках становится все более важным для конструкций летательных аппаратов, так как новые спутники становятся все более мощными, генерируя до 20 кВт и имеют полезную нагрузку в виде электроники массой до 1000 кг. В качестве инновационного решения этих задач Ultrasor

Inc. предлагает трехслойную панель из УУКМ.

Постановка задачи

Предполагается, что рассматриваемая в работе [1] структура из ПКМ при объемном содержании волокон $\theta=0,65$ была подвергнута карбонизации, превратившей ее в УУКМ. При этом физико-механические характеристики (ФМХ) углеволокон не изменились, оставаясь равными: $E_B=163,9$ ГПа; $G_B=65,6$ ГПа; $\mu_B=0,25$; $\alpha_B=-3,06 \cdot 10^{-6} 1/^\circ\text{C}$.

Здесь $E_B, G_B, \mu_B, \alpha_B$ - модули упругости и сдвига, коэффициент Пуассона, коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР) волокон.

Пределы прочности волокон при растяжении $\sigma_{\text{ВВ}}^+=1475$ МПа, сжатии $\sigma_{\text{ВВ}}^-=1147$ МПа и сдвиге $\tau_{\text{ВВ}}=123$ МПа.

Связующее превратилось в кокс с характеристиками: $E_{\text{КОКС}}=2$ ГПа; $G_{\text{КОКС}}=0,77$ ГПа; $\mu_{\text{КОКС}}=0,3$; $\alpha_{\text{КОКС}}=5 \cdot 10^{-6} 1/^\circ\text{C}$; $\sigma_{\text{В КОКС}}^+=15$ МПа; $\sigma_{\text{В КОКС}}^-=80$ МПа.

Результаты исследований

В качестве критериев для оптимизации двухосной размеростабильности нами предложены две целевые функции:

$$\alpha_{\text{прив1}} = |\alpha_x| \left(K_{\text{пр}} + \left| \frac{\alpha_y}{\alpha_x} \right| (1 - K_{\text{пр}}) \right) \rightarrow \min; \quad (1)$$

$$\alpha_{\text{прив}2} = |\alpha_x| \sqrt{K_{\text{пр}}^2 + \left(\frac{\alpha_y}{\alpha_x}\right)^2 (1 - K_{\text{пр}})^2} \rightarrow \min, \quad (2)$$

где α_x, α_y – КЛТР вдоль осей X и Y оптимизируемой структуры ПКМ; $K_{\text{пр}}$ – коэффициент приоритетности направлений минимальной размеростабильности, определяемый условиями эксплуатации конструкции $0 \leq K_{\text{пр}} \leq 1$.

Очевидно, что функция (1) соответствует требованию минимального среднего изменения формы конструкции в ее плоскости, определяемого значениями α_x и α_y , а функция (2) – требованию минимального среднеквадратичного (диагонального) искажения ее формы.

Оптимизация проводилась для постоянной суммарной толщины пакета $\Delta = 9$ мм при изменении относительной толщины групп монослоев n/Δ , m/Δ и r/Δ с использованием критериев приведенных КЛТР $\alpha_{\text{прив}1}$ (1) и $\alpha_{\text{прив}2}$ (2) для задачи двухосной размеростабильности с различным коэффициентом приоритетности направления минимального изменения формы $K_{\text{пр}} = (0; 0,2; 0,4; 0,5; 0,6; 0,8; 1)$ для ФМХ и КЛТР однонаправленного ПКМ, а также углеволокон и связующего, приведенных в [1].

ФМХ УУКМ в направлениях главных осей 1 и 2, посчитанные по формулам, полученным в [2], при пористости $\Pi = 0,35$ ($\chi = 0,65$) равны:

$$E_1^{\text{УУКМ}} = E_B \theta_B + E_{\text{КОКС}} (\chi - \theta_B) = 98,4 \text{ ГПа};$$

$$E_2^{\text{УУКМ}} \approx \frac{E_B}{\theta_B + \frac{E_B}{E_{\text{КОКС}}} (\chi - \theta_B)} = 34,9 \text{ ГПа};$$

$$G_{12}^{\text{УУКМ}} \approx \frac{0,5 E_B E_{\text{КОКС}}}{E_B (\chi - \theta_B) (\chi + \mu_{\text{КОКС}}) + E_{\text{КОКС}} (\chi + \mu_B) \theta_B} = 18,5 \text{ ГПа};$$

$$\alpha_1^{\text{УУКМ}} = \frac{E_B \alpha_B \theta_B + E_{\text{КОКС}} \alpha_{\text{КОКС}} (\chi - \theta_B)}{E_B \theta_B + E_{\text{КОКС}} (\chi - \theta_B)} = 3,05 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C};$$

$$\alpha_2^{\text{УУКМ}} = \alpha_{\text{КОКС}} (\chi - \theta_B) - \mu_B \theta_B (\alpha_1^{\text{УУКМ}} - \alpha_B) + \alpha_B \theta_B - \mu_{\text{КОКС}} (\chi - \theta_B) (\alpha_1^{\text{УУКМ}} - \alpha_B) = -1,59 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C}.$$

Обращают внимание отрицательные КЛТР в двух направлениях, что не имеет места для структур ПКМ.

Результаты оптимизации структуры УУКМ по рассматриваемым критериям $\alpha_{\text{прив}1}$ и $\alpha_{\text{прив}2}$ при различных $K_{\text{пр}}$ приведены в табл. 1. Закономерности изменения $\alpha_{\text{прив}1}$ и $\alpha_{\text{прив}2}$ от $K_{\text{пр}}$ показаны на рисунке. На этих графиках приведены и соответствующие значения α_x и α_y .

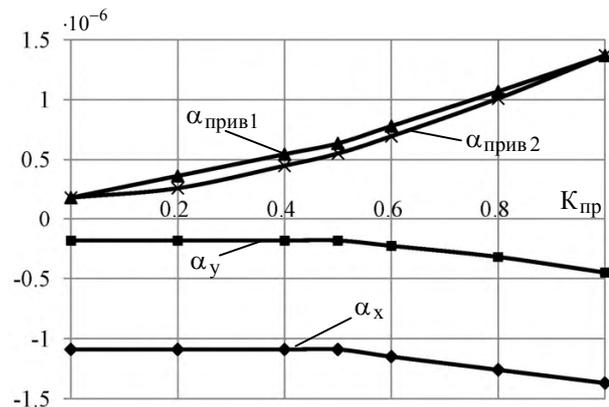


Рис. Изменение оптимальных КЛТР УУКМ в зависимости от величины коэффициента приоритетности направлений минимальной размеростабильности

Выводы

Анализ результатов оптимизации уровней терморазмеростабильности исследованной структуры УУКМ выявил следующее.

1. Наблюдается некоторое ухудшение терморазмеростабильности структуры УУКМ по сравнению с ПКМ. Однако неоспоримым преимуществом УУКМ является не только в 5 – 10 раз превосходящий ПКМ температурный диапазон эксплуатации, но и потенциальное снижение массы изделия, находящееся в пределах (при равном объеме) $\rho_{\text{ПКМ}} / \rho_{\text{УУКМ}} = 1,24 \dots 1,33$, где $\rho_{\text{УУКМ}} = 1050 \text{ кг/м}^3$ соответствует однократной карбонизации при атмосферном давлении.

2. Рациональные толщины групп слоев и их относительные толщины, соответствующие минимальным КЛТР $\alpha_{\text{прив}1}$ и $\alpha_{\text{прив}2}$ при всех коэффициентах приоритетности направления $K_{\text{пр}}$, имеет те же значения, что и исходный ПКМ, подвергшийся карбонизации.

Таблица 1

Результаты оптимизации структуры УУКМ по критериям приведенных КЛТР

Ориентация группы слоев ϕ_i в структуре пакета	Исходная толщина группы слоев δ_i , мм и их относительная толщина	Рациональная толщина группы слоев δ_i , мм и их относительная толщина	
		по критерию $\alpha_{прив1}$	по критерию $\alpha_{прив2}$
$K_{пр} = 0$			
0	1,5 (0,167)	0,9 (0,1)	0,9 (0,1)
± 45	6 (0,666)	1,8 (0,2)	1,8 (0,2)
90	1,5 (0,167)	6,3 (0,7)	6,3 (0,7)
α_x	$-1,76 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-1,09 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-1,09 \cdot 10^{-6}$ 1/град
α_y	$-0,862 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-0,183 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-0,183 \cdot 10^{-6}$ 1/град
$\alpha_{прив}$	$0,862 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$0,183 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$0,183 \cdot 10^{-6}$ 1/град
$K_{пр} = 0,5$			
0	1,5 (0,167)	0,9 (0,1)	0,9 (0,1)
± 45	6 (0,666)	1,8 (0,2)	1,8 (0,2)
90	1,5 (0,167)	6,3 (0,7)	6,3 (0,7)
α_x	$-1,76 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-1,09 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-1,09 \cdot 10^{-6}$ 1/град
α_y	$-0,862 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-0,183 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-0,183 \cdot 10^{-6}$ 1/град
$\alpha_{прив}$	$1,31 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$0,636 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$0,552 \cdot 10^{-6}$ 1/град
$K_{пр} = 1,0$			
0	1,5 (0,167)	0,9 (0,1)	0,9 (0,1)
± 45	6 (0,666)	4 (0,444)	4 (0,444)
90	1,5 (0,167)	4,1 (0,444)	4,1 (0,444)
α_x	$-1,76 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-1,37 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-1,37 \cdot 10^{-6}$ 1/град
α_y	$-0,862 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-0,45 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$-0,45 \cdot 10^{-6}$ 1/град
$\alpha_{прив}$	$1,76 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$1,37 \cdot 10^{-6}$ 1/град	$1,37 \cdot 10^{-6}$ 1/град

3. Уровни минимальных КЛТР $\alpha_{прив1}$, определяющих степень термоформостабильности, у структуры ПКМ и УУКМ сохраняется одинаковым от $K_{пр} = 0$ до $K_{пр} \leq 0,4$, а затем возрастает до отношения $\alpha_{прив1}^{УУКМ} / \alpha_{прив1}^{ПКМ} = 1,3$ при $K_{пр} = 1$. Аналогичная закономерность имеет место и для уровней минимальных КЛТР $\alpha_{прив2}$, но в данном случае возрастание КЛТР УУКМ относительно КЛТР ПКМ имеет место во всем диапазоне $K_{пр}$, достигая при $K_{пр} = 1$ значения $\alpha_{прив2}^{УУКМ} / \alpha_{прив2}^{ПКМ} = 1,3$, равного их отношениям для критерия $\alpha_{прив1}$.

Литература

1. Кондратьев, А. В. Проектирование формо-размеростабильных структур из полимерных композиционных материалов для конструкций космического назначения [Текст] / А. В. Кондратьев, В. В. Кириченко, М. Е. Харченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-

та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(77). – Х., 2014. – С. 7 – 14.

2. Гайдачук, В. Е. Анализ создания терморазмеростабильных конструкций космического назначения из углерод-углеродных композиционных материалов / В. Е. Гайдачук, М. Е. Харченко, А. Ф. Санин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2013. – Вып. 62. – С. 71 – 79.

3. Panin, F. Development of carbon-carbon sandwich panels [Text] / F. Panin, M. Lutz-Nivet, H. Lemaire // Proceedings of the 9th International Symposium on Materials in a Space Environment, 16-20 June 2003, Noordwijk, The Netherlands. – P. 81 – 86.

4. Carbon-carbon Sandwich Panel [Электронный ресурс]. Режим доступа: www.Ultracorinc.com/Products/Carbon-carbon-honeycomb.

5. Christian H. Le. Carbon-carbon Honeycomb Panels for Aircraft and Helicopter Firewalls [Text] / H. Le. Christian // Livermore Ultracor, C.A. – 4 p.

6. Carbon-carbon Honeycomb Sandwich (rev. 091301) [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.ultracorinc.com/wp-content/uploads/2010/03/Paper6.pdf>. – 3 p.

Поступила в редакцию 13.01.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук, глав. науч. сотр. В.И. Сливинский, ПАО «Украинский научно-исследовательский институт технологии машиностроения», Днепропетровск.

АНАЛІЗ СТУПЕНЯ І ХАРАКТЕРУ ЗМІНИ ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНОСТІ СТРУКТУРИ ПОЛІМЕРНОГО КОМПЗИТА ПІСЛЯ ЇЇ КАРБОНІЗАЦІЇ

В. Є. Гайдачук, А. В. Кондратьєв, М. Є. Харченко

Проведено порівняльний аналіз ступеня і характеру зміни термоформостабільності структури $(0^{\circ}_n, \pm 45^{\circ}_m, 90^{\circ}_p)_s$ вуглець-вуглецевого композиційного матеріалу, що отриман карбонізацією ідентичного прототипу з полімерного вуглепластика. Аналіз проводився для оптимізованих структур за двома запропонованими критеріями мінімальних зведених коефіцієнтів лінійного термічного розширення при постійній сумарній товщині пакету структури для задачі двовісної розміростабільності з різними коефіцієнтами пріоритетності напряму мінімальної зміни форми структури.

Ключові слова: вуглець-вуглецевий композиційний матеріал, терморозміростабільність, оптимізація структури, критерії мінімальних приведених коефіцієнтів лінійного термічного розширення.

ANALYSIS OF THE DEGREE AND CHARACTER OF CHANGING THE THERMAL DIMENSIONAL STABILITY OF POLYMERIC COMPOSITE STRUCTURE AFTER ITS CARBONIZATION

V. E. Gajdachuk, A. V. Kondratyev, M. E. Kharchenko

The paper includes comparative analysis of the degree and character of changing the thermal form stability of the structure $(0^{\circ}_n, \pm 45^{\circ}_m, 90^{\circ}_p)_s$ of carbon-carbon composite material obtained by carbonization of the identical prototype of polymeric carbon fiber reinforced plastic. Analysis was carried out for optimized structures on two proposed criteria of minimal reduced linear thermal expansion coefficients at the constant total thickness of the structure pack for the task of two-axial dimensional stability with various coefficients of priority of the direction of minimal changing of the structure form.

Kew words: carbon-carbon composite material, thermal dimensional stability, structural optimization, criteria of minimal reduced linear thermal expansion coefficients.

Гайдачук Віталій Євгенєвич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектування ракетно-космічних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: k403@d4.khai.edu.

Кондратьєв Андрей Валерєвич – канд. техн. наук, доцент каф. проектування ракетно-космічних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev_a_v@mail.ru.

Харченко Максим Євгенєвич – аспірант каф. технології виробництва летательних апаратів, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина

УДК 658.512.4

М. С. МЕЛЬНИКОВ, В. Е. ЗАЙЦЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

СОКРАЩЕНИЕ ДЛИТЕЛЬНОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОГО ТРУБОПРОВОДА ПУТЕМ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРИНЯТИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ

Рассмотрен вопрос сокращения длительности технологической подготовки производства (ТПП) деталей авиационного трубопровода на авиационном предприятии. Основным направлением сокращения длительности ТПП есть автоматизация конструкторского и технологического проектирования деталей. В статье описан метод кодирования геометрических и технологических параметров деталей, который позволяет использовать полученный код для автоматизации принятия рациональных технологических решений: оценки технологичности, поиска технологического процесса аналога, проектирования нового технологического процесса.

Ключевые слова: технологическая подготовка производства, автоматизация, кодирование, детали авиационных трубопроводов, технологичность, проектирование технологических процессов.

Введение

Основным направлением научно-технического прогресса в современном авиационном производстве является комплексная автоматизация всех этапов создания изделия – от его проектирования до изготовления, испытаний, эксплуатации и утилизации.

Одной из актуальных проблем технологической подготовки производства (ТПП) является применение компьютерных технологий в авиационной промышленности, характеризующейся частой сменяемостью сложных объектов производства. Сложность проблемы обуславливается большим объемом исходных данных, многообразием вариантов изготовления деталей, каждый из которых может быть разработан только в результате решения комплекса логических и вычислительных задач.

Одной из особенностей авиационного производства является частая сменяемость объектов производства. Это влечет за собой частую повторяемость работ по ТПП, доля которых в полном цикле создания, освоения и серийного производства самолетов непрерывно возрастает. В связи с этим встает вопрос об унификации технологических процессов (ТП).

Анализ последних исследований

Проведенный обзор и анализ состояния проблемы технологической подготовки заготовительно-штамповочного производства на авиационном предприятии (проектирование технологического процесса изготовления деталей из трубчатых заготовок в частности), уровень ее автоматизации пока-

зал, что в настоящее время существует ряд эффективных систем автоматизированного проектирования (САПР) нескольких машиностроительных изделий, автоматизированные производственные системы механической обработки деталей. Автоматизация же этапа технологической подготовки и заготовительного производства в частности развита в значительно меньшей мере, что отрицательно сказывается на темпах практического внедрения автоматизированных производств [1, 2].

В качестве фактора, влияющего на снижения длительности выполнения ТПП, было выбрано использование систем автоматизированного проектирования технологической подготовки производства.

В качестве объекта исследования была выбрана группа деталей из трубчатых заготовок. Трубопроводы топливной системы, гидравлической системы, противообледенительной системы, системы кондиционирования воздуха занимают немаловажное место в планере самолета, а, следовательно, и в организации ТПП.

Формулирование цели и постановка задачи исследования

Целью исследований является снижение длительности проектирования технологических процессов изготовления деталей авиационного производства из трубчатых заготовок.

Для достижения поставленной цели были сформулированы и решены следующие задачи:

Разработать метод кодирования деталей авиационных трубопроводов для использования в автоматизированных системах для принятия рациональ-

ных технологических решений.

Разработать алгоритмы программного обеспечения, реализующие поддержку в принятии технологического решения при производстве авиационных деталей из труб в условиях единого информационного пространства (ЕИП) предприятия.

При проектировании технологических процессов в условиях автоматизированного проектирования появляется специальный этап работы, связанный с подготовкой исходных данных для машинного решения технологической задачи. К специальным работам относятся кодирование, сохранение информации и контроль результатов кодирования. Разработка систем кодирования предполагает проведение анализа и предварительное классифицирование объектов и средств производства.

Были рассмотрены основные способы формализованного представления конструкторско-технологических данных. Проведен анализ существующих классификаторов параметров деталей из труб авиационного производства и на основе полученных результатов были сформулированы такие проблемы:

- отсутствие системы кодирования технологической информации авиационных деталей из труб, которую можно использовать в современных инженерных и технологических компьютерных системах;
- отсутствие системы идентификации авиационных деталей из труб для поиска и выбора рациональных технологических решений в условиях единого информационного пространства;
- отсутствие системы накопления, систематизация и передача информации о деталях авиационного трубопровода, необходимой для проектирования и производства.

От рациональности и простоты способа представления данных в значительной степени зависит множество факторов проектирования ТП: время подготовки исходных данных, сложность и универсальность алгоритмов и программ проектирования и, наконец, само время проектирования ТП, требования к конфигурации оборудования на котором будет реализован данный способ.

В связи с этим был предложен новый метод кодирования авиационных деталей из трубчатых заготовок и технологического процесса на их изготовление в условиях ЕИП. Он заключается в выборе необходимых параметров детали (конструкторских и технологических) для ее кодирования технологом для определенного предприятия.

При исследовании номенклатуры авиационных деталей из труб, были выявлены параметры деталей из труб, которые максимально влияют на технологичность ее изготовления. Также было определено

от чего зависят эти параметры и на какие другие параметры они влияют. Ниже представлена сводная таблица этих параметров и зависимостей (табл. 1).

Основываясь на этой таблице, были выбраны параметры конструкторско-технологического кода (КТК), позволяющие описать деталь, максимально учитывая ее геометрические и технологические особенности (рис. 1) [3].

Конструкторская часть кода						Технологическая часть кода								
1	2	3	4	5	6	1	2	3	4	5	6	7	8	9
X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
Длина трубы	Диаметр трубы	Толщина стенки	Радиусгиба	Количествогибов	Конструктивные особенности	Материал	Тип трубы	Формообразование концов	Прямые участки на концах	Расстояние между гibaми	Наполнитель	Окраска	Химическое покрытие	Контроль

Рис. 1. Конструкторско-технологический код детали из трубы

В комплексе требований, предъявляемых к технико-экономическим показателям промышленных изделий, важное место занимают вопросы технологичности конструкций.

Для каждого параметра, описанного ранее КТК, были созданы оценочные таблицы. Такая таблица содержит в себе диапазоны значений параметра и присвоенную им оценку в соответствии с затратами на обеспечение заданного значения. Также каждому параметру необходимо присвоить «коэффициент весомости», определяемый технологами на конкретном предприятии. Этот коэффициент позволяет учитывать особенности определенного производства [4].

Проектирование нового ТП детали из трубы на авиационном производстве в условиях ЕИП

Один из способов, позволяющий создавать рациональные технологические процессы, базируется на методе моделирования деятельности технолога. Этот способ является исторически первым в каждом типе производства, поскольку он возник на основе обобщения опыта квалифицированных технологов.

Были разработаны алгоритмы проектирования нового ТП изготовления авиационных деталей из труб в условиях ЕИП для материалов Д16Т, АМг, нержавеющая сталь, титан, где параметры разработанного конструкторско-технологического кода служат условиями прохождения по алгоритму.

Проходя сверху вниз по алгоритму, в соответствии со значениями параметров кода, система как

Таблица 1

Влияние геометрических и технологических характеристик детали из трубы на ее технологичность

Характеристики	От чего зависит:	На что влияет:
Радиус гiba $R_{min} = f(d, S, T_{в}) = 0.5D_{н}/\delta$	материал, наружный диаметр трубчатой заготовки (тр.з), толщина стенки.	кол-во оснастки, вид оборудования, величину утонения.
Утонение $\delta = (S_o - S_k)/S_o \times 100$	материал, наружный диаметр тр.з., радиус гiba, толщина стенки.	кол-во оснастки, вид оборудования.
Овальность $k = (D_1 - D_2)/D_o \times 100$	Материал, наружный диаметр тр.з., радиус гiba, толщина стенки.	кол-во оснастки, вид оборудования.
Гофрообразование	материал, наружный диаметр тр.з., рабочее давление в системе.	кол-во оснастки, вид оборудования.
Наполнитель	материал, наружный диаметр тр.з.	кол-во оснастки, вид оборудования, наружный диаметр.
Длина прямого участка между гibaми	материал, наружный диаметр тр.з.	вид оборудования, выбор технологии гибки.
Геометрия концов	материал, наружный диаметр тр.з., толщина стенки.	кол-во оснастки, вид оборудования.
Формообразование концов	материал, тип соединения.	технология формообразования, толщина стенки, вид оборудования

конструктор собирает формулировки операций, формируя тем самым «скелет» нового технологического процесса. Технологию остается только проверить ТП и в случае необходимости внести корректировки.

Также можно проводить укрупненный анализ смыслового значения конструкторско-технологического кода в результате моделирования выполнения алгоритма автоматизированного проектирования ТП.

Поиск ТП-аналога

Для поиска ТП-аналога КТК используется в качестве идентификатора детали, технологического процесса ее изготовления. Удобство его использования заключается в том, что технолог выбирает те или иные параметры КТК, значения которых максимально отвечают требуемым для искомой детали [5,6].

Последовательность выполнения работ по проектированию нового технологического ТП детали из трубы авиационного производства с использованием КТК

Через технологическое отверстие в силовом элементе должен пройти изогнутый трубопровод (рис 2).

На этапе конструкторского проектирования конструктор может определить какой радиус гiba будет более технологичный.

Система формирует два КТК для двух вариантов детали с разными радиусами гiba (рис 3). Два кода будут отличаться 4 знаком (радиус гiba) и, зависящего от него, 10 знаком (длина прямых участков). Согласно оценочным таблицам система подсчитывает две оценки технологичности – Z_1 для



Рис. 2. Технологическое отверстие в силовом эл-те.

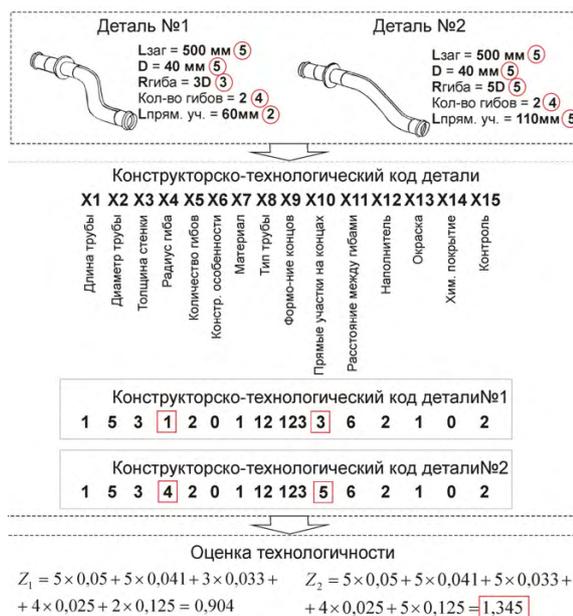


Рис. 3. КТК двух деталей

первого варианта детали и Z_2 для второго. Более высокая оценка соответствует более технологично-му решению изготовления детали.

Затем, согласно разработанному алгоритму (рис. 4) система формирует текст нового технологического процесса – номер операции и ее содер-

жание (табл. 2). Критериями перехода по веткам алгоритма являются значения КТК (жирные стрелки на рис. 4). Технологию остается проверить его и внести необходимые правки, если потребуется.

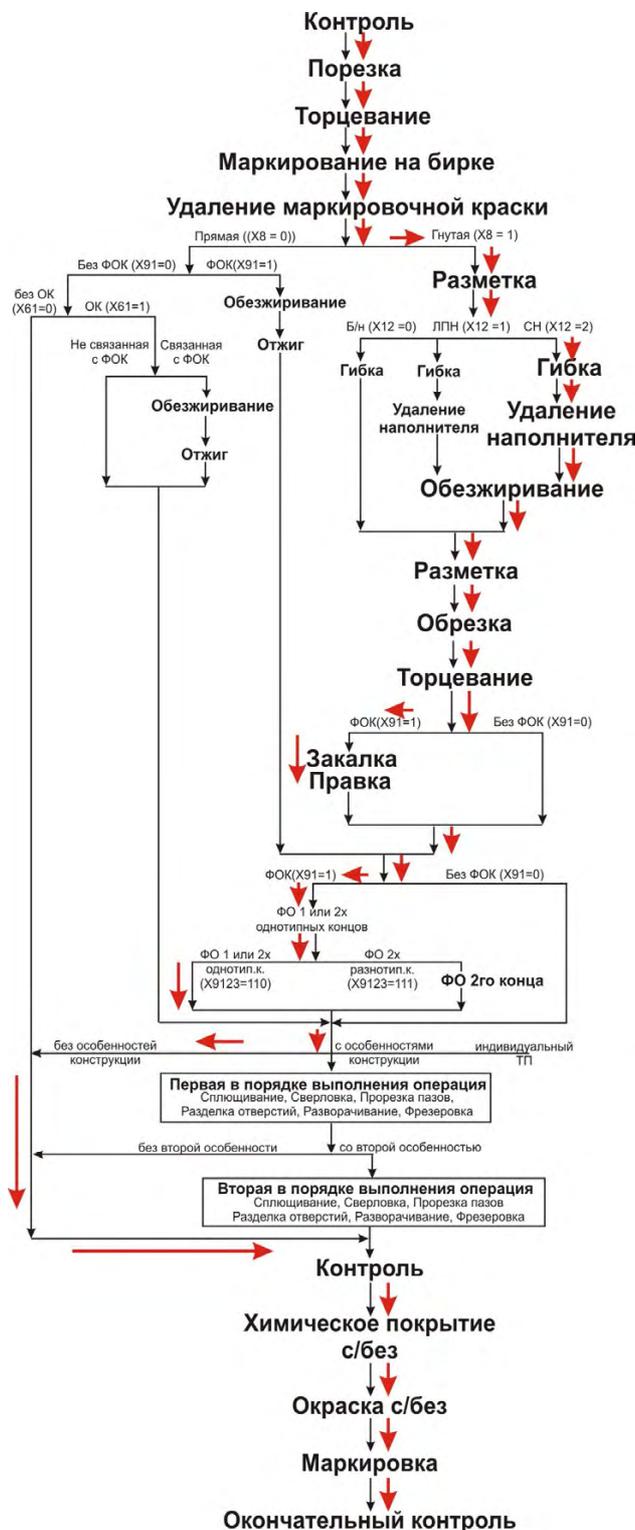


Рис. 4. Последовательность выполнения работ по проектированию нового ТП детали из трубы авиационного производства

Таблица 2

Пример сформированного технологического процесса согласно выполненному алгоритму

№	Описание операции
5	Контроль Проверить геометрические размеры, маркировку, марки материала, наличие клейм приемки БТК
10	Отрезная ИОТ ИОТ 033-07-10-88 Отрезать заготовку, L=4728 мм
15	Слесарная ИОТ 033-07-18-90 1. Снять заусенцы 2. Притупить острые кромки с 2-х концов 3. Промыть заготовку по ТТ 40016
20	Маркирование ИОТ 033-07-18-90 Маркировать трубопровод по чертежу и 140ТИЗ1-2000-96 ударно на бирке
25	Транспортировка ИОТ 045-14-14-89
30	Разметка Произвести разметку зонгиба по эталону
35	Наполнение ИОТ 033-07-18-90
40	Гибка ИОТ 033-07-18-90 Гнуть трубу по разметке.
45	Удаление наполнителя ИОТ 033-07-18-90
50	Разметка Разметить линии обрезки трубы
55	Отрезная ИОТ ИОТ 033-07-10-88 1. Отрезать припуск по разметке 2. Произвести торцовку 2-х концов трубы 3. Очистить внутреннюю поверхность трубы от абразивной пыли на глубину 10 мм от торца трубы с 2-х сторон 4. Калибровать трубу с 2-х концов до размеров: D _{min} =17,9 мм, D _{max} =17,95 мм
60	Контроль БТК согласно ТКК ИОТ 112-01-04-90 Контролировать овальность трубы Контролировать состояние поверхности: наружная и внутренняя поверхности трубы должны быть гладкими и ровными, чистыми, без трещин, забоин и царапин.
65	Окрашивание. Произвести покрытие трубы по ТТ 127-10.40012Т
70	Развальцовка ИОТ 033-07-22-90 Произвести развальцовку 2-х концов трубы по ГОСТ 13954-74, 2 установки
75	Промывка ИОТ 033-09-07-90 1. Промыть концы трубы струей уайт-спирита 2. Высушить в течение 15 мин
80	Зачистка ИОТ 033-07-18-90 Очистить внутреннюю поверхность раструба с 2-х сторон трубы. Зачистить торцы
85	Промывка ИОТ 033-09-07-90 1. Промыть концы трубы струей уайт-спирита 2. Высушить в течение 15 мин
90	Контроль БТК согласно ТКК ИОТ 112-01-04-90 Контролировать геометрические размеры детали по чертежу и эталону
95	Испытание ИОТ 033-07-19-90 1. Испытать трубопровод на прочность 2% раствором воды с хромпиком в течении 5 мин, Ризб=(1,0± 0,1) МПа 2. Испытать трубопровод на герметичность воздухом в течении 5 мин, Ризб=(1,0± 0,1) МПа
100	Промывка ИОТ 033-09-07-90
105	Сушка ИОТ 033-09-07-90
110	Контроль БТК ИОТ 112-01-04-90 1. Контроль наличия отметки об испытаниях 2. Контролировать отсутствие видимых деформаций 3. Контролировать трубопровод по чертежу и эталону, контроль массы трубопровода, клеймить: контроль БТК
110	Контроль БТК ИОТ 112-01-04-90 1. Контроль наличия отметки об испытаниях 2. Контролировать отсутствие видимых деформаций 3. Контролировать трубопровод по чертежу и эталону, контроль массы трубопровода, клеймить: контроль БТК
115	Укупорка ИОТ 033-09-05-90 1. Проверить деталь на отсутствие посторонних предметов 2. Заглушить оба конца трубы металлическими заглушками 3. Погрузить в расплавленную массу поочередно оба конца трубы 4. Выдержать трубу на воздухе до остывания массы не менее 1,5-2 часа
120	Транспортировка ИОТ 045-14-14-89
125	Окрашивание. Окрасить трубопровод чертежа по ТТ 55273.50198
130	Контроль БТК ИОТ 112-01-04-90
135	Маркирование ИОТ 033-07-18-90 Маркировать трубопровод согласно эталона и 140ТИЗ1-2000-96
140	Контроль БТК ИОТ 112-01-04-90

Выводы

1. Исследование факторов, влияющих на сроки и трудоемкость проектирования ТП авиационных деталей из труб показало:

– на повышение уровня технологической подготовки производства авиационных деталей и деталей из труб в частности, влияет ряд факторов, которые можно объединить в три группы: технические, экономические и организационные;

– основным направлением научно-технического прогресса в современном авиационном производстве является комплексная автоматизация всех этапов создания изделия – от его проектирования до изготовления, контроля и испытаний.

2. Разработан метод кодирования авиационных деталей из труб для использования в автоматизированных системах. Впервые создан подход классификации деталей из труб в авиационном производстве для использования их в автоматизированных системах проектирования ТП и разработан метод автоматизированного кодирования параметров технологических процессов изготовления деталей из труб в условиях ЕИП.

3. Разработаны алгоритмы программного обеспечения, реализующие поддержку в принятии технологического решения при производстве авиационных деталей из труб в условиях единого информационного пространства:

– алгоритм кодирования параметров деталей из труб авиационного производства для обеспечения автоматизированного проектирования ТП их изготовления в условиях ЕИП;

– алгоритмы поиска рациональных технологических решений при технологическом проектировании авиационных деталей из труб в условиях ЕИП, позволяющие повысить эффективность технологической подготовки производства при использовании информационных технологий.

4. Различные методы проектирования технологических процессов, применяемых в автоматизированных системах позволяют сократить время проектирования техпроцессов за счет увеличения скорости проектирования при одновременном улучшении качества (уменьшение ошибок, соответствие ЕСТД и СТП и т.д.). Применение разработанного метода кодирования деталей позволяет сэкономить до 70% времени на создание технологических процессов за счет увеличения скорости проектирования при одновременном улучшении качества.

Литература

1. Сухов, В. В. Оптимизация конструктивно-технологического облика деталей заготовительно-штамповочного производства в авиационной промышленности. [Текст] / В. В. Сухов. – К.: Техніка, 1997. – С. 151-159.

2. Бычков, С. А. Количественная характеристика заготовительно-штамповочного производства [Текст] / С. А. Бычков, И. В. Павлов, В. В. Сухов // бюллетень УкрНИИАТ, 1996. – 4 с. – Деп. в ГНТБ Украины 17.12.96, № 276-Ук96.

3. Мельников, М. С. Оценка технологичности деталей в САПР ТП. [Текст] / М. С. Мельников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2007. – Вып. 36. – С. 100–104.

4. Мельников, М. С. Кодирование авиационных деталей из трубчатых заготовок и его применение в системах автоматизированного проектирования. [Текст] / М. С. Мельников, В. Е. Зайцев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2013. – Вып. 62. – С. 112–116.

5. Зайцев, В. Е. Автоматизация технологической подготовки производства в заготовительно-штамповочном производстве. [Текст] / В. Е. Зайцев, В. Г. Данченко, М. С. Мельников // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 3 (39). – С. 42–46.

6. Мельников, М. С. Автоматизация поиска технологического процесса с применением конструкторско-технологического кода детали. [Текст] / М. С. Мельников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2007. – Вып. 32. – С. 101–103.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования ракетно-космических аппаратов В. Е. Гайдучук, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**СКОРОЧЕННЯ ТРИВАЛОСТІ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ ПІДГОТОВКИ ВИРОБНИЦТВА ДЕТАЛЕЙ
АВІАЦІЙНОГО ТРУБОПРОВОДУ ШЛЯХОМ АВТОМАТИЗАЦІЇ ПРИЙНЯТТЯ
РАЦІОНАЛЬНИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ РІШЕНЬ**

М. С. Мельніков, В. Є. Зайцев

Розглянуто питання скорочення тривалості технологічної підготовки виробництва (ТПВ) деталей авіаційного трубопроводу на авіаційному підприємстві. Головним напрямком скорочення терміну ТПВ є автоматизація конструкторського та технологічного проектування деталей. У статті описано метод кодування геометричних і технологічних параметрів деталей, що дозволяє використовувати отриманий код для автоматизації прийняття раціональних технологічних рішень: оцінки технологічності деталей, пошука технологічного процесу-аналога, проектування нового технологічного процесу.

Ключові слова: технологічна підготовка виробництва, автоматизація, кодування, деталі авіаційних трубопроводів, технологічність, проектування технологічних процесів.

**REDUCTION OF TECHNOLOGICAL PREPARATION TIME NEEDED FOR PRODUCTION
OF AVIATION PIPELINE DETAILS BY MEANS OF AUTOMATION OF RATIONAL
TECHNOLOGICAL DECISION-MAKING**

M. S. Melnikov, V. E. Zaitsev

The question of reducing the length of technological preparation of production (TPP) of parts for the aviation pipeline in aircraft manufactory has been discussed. The main direction of reducing the length of the TPP are automation design and technological design of details. A method for encoding geometric and technological parameters of parts has been described, allowing to use the resulting code to create automated logical decisions: estimation of adaptability, search technological process-analog design, a new technological process.

Keywords: technological production planning, automation, coding, aircraft parts pipelines, manufacturability, design technological processes.

Мельников Михаил Сергеевич – мл. науч. сотр. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: msmishanya@inbox.ru.

Зайцев Виталий Егорович – д-р техн. наук, проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов, проректор по научно-педагогической работе, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: vitaliy.zaitsev@khai.edu

УДК 621.793

Ю. А. СЫСОЕВ

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

ОСОБЕННОСТИ КОНДЕНСАЦИИ КАПЕЛЬНОЙ ФАЗЫ ВАКУУМНО-ДУГОВОГО РАЗРЯДА НА ЭТАПЕ ИОННОЙ ОЧИСТКИ

Приведены результаты изучения конденсации капельной фазы вакуумно-дугового разряда в процессе ионной очистки поверхности образца. Оценены числа Вебера для микрокапель титана различной формы: они сохраняют сферическую форму при значении числа Вебера $We < 0,03$, имеют приплюснутую форму при $0,06 < We < 0,3$ и форму «атолла» (кольцевую) при $0,3 < We < 0,9$. Отмечено наличие микрокапель со слабой связью с поверхностью, что будет снижать адгезию формируемого покрытия к основе. Обнаружены микрокапли с зернистой структурой, имеющие средний размер зерна, в несколько раз меньший, чем у исходного материала катода. Предложено объяснение данного эффекта.

Ключевые слова: вакуумно-дуговой разряд, ионно-плазменные технологии, ионная очистка, капельная фаза вакуумно-дугового разряда.

Введение

Ионно-плазменные технологии на основе вакуумно-дугового разряда характеризуются наличием макрочастиц (МЧ) в плазменном потоке. В большинстве случаев эта особенность негативным образом влияет на качество получаемых покрытий, увеличивая их неоднородность, шероховатость и т.п. В ряде техпроцессов, например получения покрытий для оптики и микроэлектроники, их наличие крайне нежелательно. В этих случаях для устранения МЧ из плазменного потока применяют различные способы и сепарирующие устройства [1]. Существует также ряд технологических процессов, построенных именно на свойстве катодного пятна вакуумной дуги генерировать МЧ. К ним относятся, в частности, процессы получения геттерных покрытий с высокой шероховатостью поверхности [2] и мелкодисперсных порошков тугоплавких металлов [3].

Понимание особенностей конденсации МЧ необходимо во многих случаях: при повышении качества формируемых покрытий (в том числе адгезии), увеличении эффективности плазменных фильтров, получении мелкодисперсных порошков. Поэтому исследования конденсации микрокапель из плазмы вакуумно-дугового разряда, в том числе и на этапе ионной очистки поверхности, являются актуальными.

2. Анализ состояния вопроса

К настоящему моменту известно значительное количество публикаций по исследованию капельной фазы вакуумно-дугового разряда, большая часть из которых обобщена в монографиях [1, 4]. В результа-

те выполненных работ установлено, в частности, следующее:

– эмиссия МЧ происходит в катодном пятне вакуумной дуги при формировании на поверхности катода эрозионных кратеров; причиной генерации и ускорения капель металла является высокое давление ионного потока;

– основная масса МЧ находится в расплавленном состоянии с размером капель от единиц нанометров до десятков микрометров;

– количество МЧ уменьшается с увеличением их размеров по экспоненциальному закону;

– увеличение интегральной температуры катода приводит к увеличению количества капель в плазменном потоке;

– наличие отрицательного потенциала на подложке уменьшает количество МЧ (особенно небольших размеров), попадающих на нее;

– с увеличением количества МЧ в плазменном потоке увеличивается количество макродефектов в покрытии – шероховатость и пористость, одновременно возрастает неоднородность физических свойств по поверхности и объему конденсата, связанная с различным химическим составом МЧ и плазменного конденсата.

Наличие микрокапель в плазменном потоке, доля которых в зоне взаимодействия металлической плазмы вакуумно-дугового разряда с подложкой достигает 6 % всей массы продуктов эрозии титанового катода [5], вносит свои особенности в процесс ионной очистки. Поскольку МЧ при очистке достигают обрабатываемой поверхности и осаждаются на ней, естественно предположить, что на этом этапе происходит «загрязнение» очищаемой поверхности МЧ, тем большее, чем больше время очистки. Явле-

ние «загрязнения» МЧ поверхности подложки при ионной (финишной) очистке металлической плазмой титана, практически не изучено, а имеющиеся данные противоречивы [6]. Также неизученным является вопрос влияния образовавшегося в процессе ионной очистки слоя из микрокапель на адгезию покрытия.

Целью работы является изучение особенностей конденсации капельной фазы вакуумно-дугового разряда на обрабатываемую поверхность в процессе ионной очистки.

2. Методика экспериментов

Исследование выполнено на установке «Булат-3». Схема проведения эксперимента показана на рис. 1.

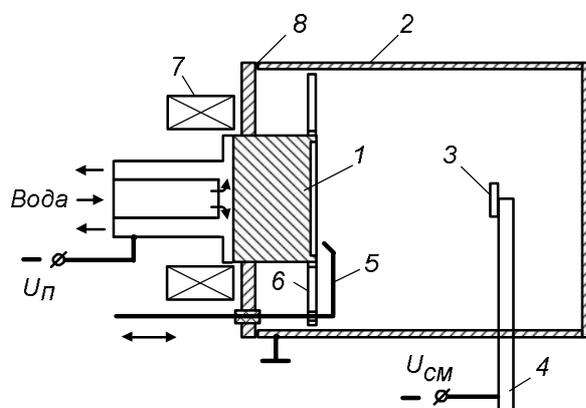


Рис. 1. Схема получения конденсатов для исследования капельной фазы:

- 1 – катод; 2 – камера-анод; 3 – образец;
4 – подложкодержатель; 5 – поджигающий электрод;
6 – дополнительный электрод;
7 – соленоид; 8 – изолятор

Источником плазмы в экспериментах служил вакуумно-дуговой испаритель с автостабилизацией катодного пятна [1]. В качестве материала катода источника плазмы использовали титан марки ВТ1-00. Образец, на котором получали конденсат из плазменного потока, размещали на подложкодержателе в центре вакуумной камеры. Расстояние между рабочей поверхностью катода и образцом составляло 0,3 м. На подложкодержатель подавалось постоянное и пульсирующее отрицательное смещение $U_{см}$ величиной 800 ... 1500 В (режим ионной очистки). Ток дугового разряда во всех экспериментах равнялся 100 А. Давление в камере при получении конденсатов не превышало $5 \cdot 10^{-3}$ Па.

Образцы изготавливали в виде пластинок 15x15x4 мм из нелегированной стали Ст3кп. Перед размещением в камере поверхность пластинок пред-

варительно полировали и очищали растворителями по стандартной методике. Время осаждения конденсата на образцы варьировали в диапазоне 30 ... 90 с.

Конденсат с капельной фазой исследовали с помощью электронного растрового микроскопа РЭМ-106. Для изучения поперечных шлифов конденсатов (в целях исследования формы микрокапель) образцы помещали в центр цилиндрической оправки из стали Ст3 с внутренним диаметром 20 мм и заливали сплавом Вуда. Затем торцевую поверхность оправки с образцом подготавливали к исследованию путем многократной шлифовки и полировки с последующим обезжириванием.

3. Результаты и обсуждение

Общий вид поверхности образцов после обработки показан на рис. 2.

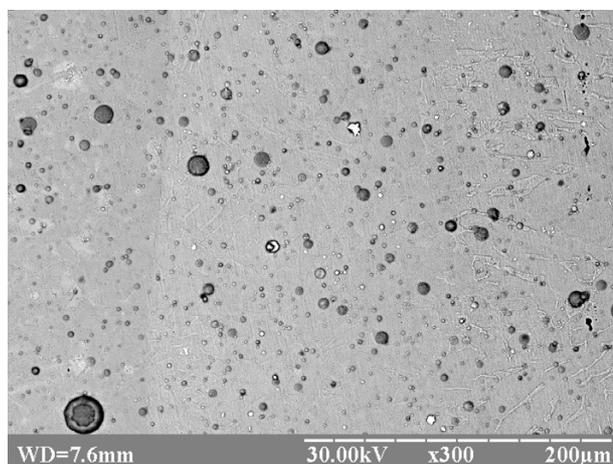


Рис. 2. Поверхность с микрокаплями в отраженных электронах: $U_{см} = 1,1$ кВ (постоянное); $t = 90$ с

При соударении с поверхностью образца большинство микрокапель принимают приплюснутую форму (рис. 3, а), некоторые – кольцообразную форму, называемую формой «атолла» [7] (рис. 3, б), имеются и капли сферической формы (рис. 3, в).

Форма, принимаемая каплями при ударе о поверхность, зависит от их температуры (расплавлена капля или нет), скорости и массы. Характерный диаметр капель приплюснутой формы до 10 мкм, капель, имеющих структуру типа «атолл», – несколько десятков микрометров, капель сферической формы – единицы микрометров и меньше. Подобная форма капель определяется, как и в случае взаимодействия капелек воды с преградой (близость в характере растекания воды и металлов при ударе объясняется высокой плотностью и небольшой вязкостью расплавленных металлов [8]), числом Вебера We – соотношением между силами инерции жидкости и поверхностного натяжения

$$We = \frac{\rho v^2 r_{\text{кап}}}{\sigma_{\text{п}}}, \quad (1)$$

где ρ – плотность жидкого металла; v – скорость капли в момент удара о поверхность; $r_{\text{кап}}$ – радиус капли, $\sigma_{\text{п}}$ – поверхностное натяжение жидкого металла.

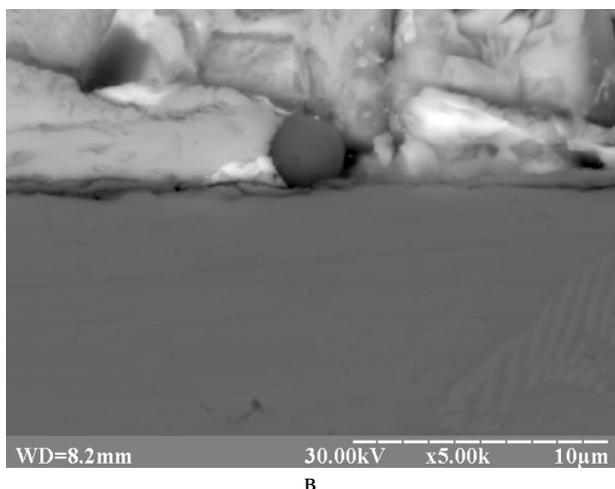
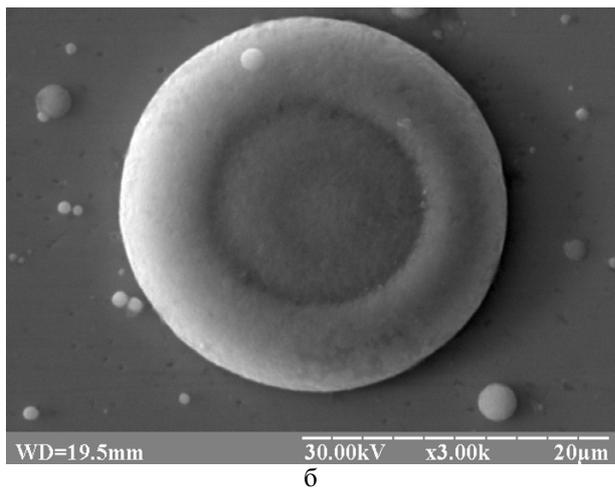
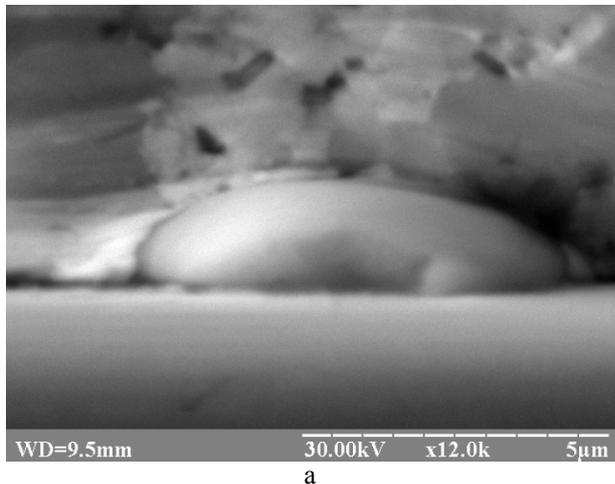


Рис. 3. Форма микрокапель на поверхности образцов (снимки во вторичных электронах)

При небольших размерах капля силы, связанные с поверхностью, доминируют и капли сохраняют форму, близкую к сферической. При увеличении размера капелек инерционные силы увеличиваются, приводя к сплющиванию капель. При дальнейшем увеличении размера капля при взаимодействии с поверхностью распадается в кольцо.

Для капля титана ($\rho = 3,8 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$ [9], $\sigma_{\text{п}} = 1558 \text{ мН/м}$ [10], наиболее вероятная скорость $v = 5 \text{ м/с}$ [1]) по полученным из экспериментов данным, согласно (1), можно оценить числа Вебера для каждого случая. Капли титана сохраняют сферическую форму при $We < 0,03$, имеют приплюснутую форму при $0,06 < We < 0,3$ и форму «атолла» (кольцеобразную) при $0,3 < We < 0,9$. Полученные диапазоны значений чисел Вебера носят оценочный характер, поскольку значения ρ , $\sigma_{\text{п}}$, v достаточно условны.

Если капля не образует прочного соединения (не сваривается) с поверхностью образца, то в дальнейшем она легко может удалиться, оставив после себя характерный след (на рис. 4 показано стрелками). Такой след капля, попавших на поверхность в начале процесса и удалившихся после его окончания, виден вследствие подачи пульсирующего высоковольтного напряжения (однопериодное выпрямление) на подложкодержатель, при котором наряду с распылением идет процесс осаждения пленки.

Необходимая для приваривания расплавленных частиц их деформация обеспечивается скоростью частиц, минимальное значение которой для частиц диаметром 100 мкм составляет 5 м/с [8].

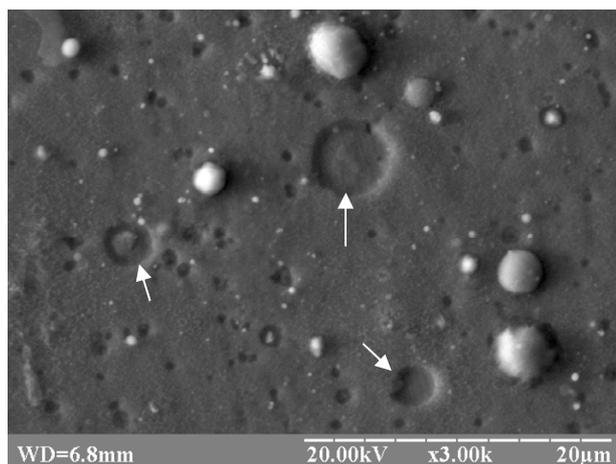


Рис. 4. Следы, оставленные микрокаплями на поверхности образца (снимок во вторичных электронах): $U_{\text{см}} = 1,1 \text{ кВ}$ (пульсирующее); $t = 90 \text{ с}$

Наличие микрокапель со слабой связью с поверхностью, образовавшихся на ней в процессе ионной очистки, по всей вероятности, характеризующихся малой скоростью, будет снижать адгезию в

дальнейшем формируемого покрытия к основе.

На некоторых достаточно крупных каплях диаметром ~ 5 мкм и более видна зернистая структура материала. На рис. 5 показана микрокапля кольцеобразной формы с зернистой структурой.

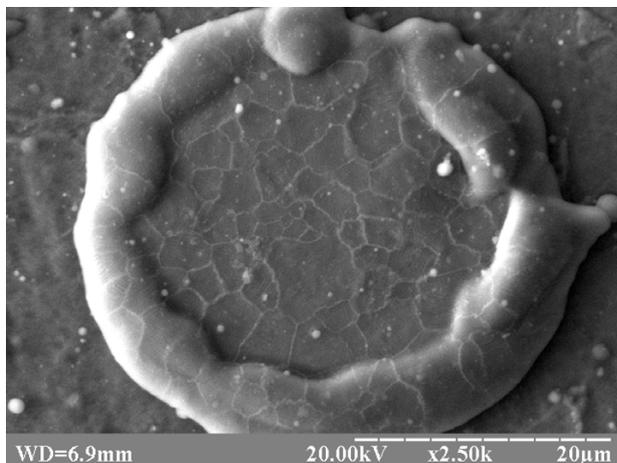


Рис. 5. Капля кольцеобразной формы с зернистой структурой (снимок во вторичных электронах)

Средний размер зерна титана в микрокаплях лежит в диапазоне 1 ... 5 мкм. Исходный размер среднего зерна материала катода имеет значение ~ 15 мкм (α -твердый раствор ВТ-1 [11]).

Наблюдаемую на фотографиях зернистую структуру микрокапель можно объяснить следующим образом. При попадании капли в самом начале процесса обработки, когда поверхность образца еще холодная, происходит ее быстрая кристаллизация. Время кристаллизации $t_{кр}$ расплавленных или частично расплавленных частиц определяется зависимостью [8]

$$t_{кр} = \frac{h^2}{a(2\beta)^2}, \quad (2)$$

где h – толщина расплава (при расплавленной капле ее радиус); a – коэффициент температуропроводности; β – корень характеристического уравнения кристаллизации.

Время кристаллизации, рассчитанное в [12] для микрочастиц никеля и окиси циркония диаметром 40 мкм, имеет значение $(1,5 \dots 5,9) \cdot 10^{-5}$ и $(0,4 \dots 1,5) \cdot 10^{-4}$ с соответственно. Такой же порядок время кристаллизации имеет и для микрочастиц титана. Столь высокие скорости кристаллизации объясняют формирование зерен со средним размером, в несколько раз меньшим по сравнению с исходным материалом катода. Проявлению зернистой структуры способствует также ионная бомбардировка, которая для капель, попавших на поверхность в начале процесса, происходит практически в течение

всей обработки. Капли, попадающие на поверхность образца после ее прогрева, имеют большее время кристаллизации, отсюда размеры зерен таких капель будут большими и могут сравниться с размерами самой капли. Кроме того, малое время бомбардировки не способствует проявлению зернистой структуры материала.

Выводы

1. Капли титана, осаждающиеся на подложку, имеют размеры от нескольких сотен нанометров до нескольких десятков микрометров. Они сохраняют сферическую форму при значении числа Вебера $We < 0,03$, имеют приплюснутую форму при $0,06 < We < 0,3$ и форму «атолла» (кольцевую) при $0,3 < We < 0,9$. Полученные диапазоны значений чисел Вебера носят оценочный характер.

2. Наличие микрокапель со слабой связью с поверхностью (по всей вероятности, из-за малой скорости капель), образовавшихся на ней в процессе ионной очистки, будет снижать адгезию в дальнейшем формируемого покрытия к основе.

3. Обнаружены микрокапли с зернистой структурой, имеющие средний размер зерна, в несколько раз меньший, чем у исходного материала катода. Такой эффект может быть объяснен высокой скоростью кристаллизации микрокапель, попадающих на подложку в начальный момент обработки, и воздействием ионной бомбардировки в течение всего времени обработки.

Литература

1. Вакуумная дуга: источники плазмы, осаждение покрытий, поверхностное модифицирование [Текст] / И. И. Аксенов, А. А. Андреев, В. А. Белоус, В. Е. Стрельницкий, В. М. Хороших. – К. : Наук. думка, 2012. – 727 с.
2. Пат. 2361014 Российская Федерация, МПК С23 С14/40. Способ вакуумно-дугового нанесения покрытий [Текст] / А. А. Лисенков, В. Т. Барченко, В. Д. Гончаров и др.; Заявитель и патентообладатель Институт проблем машиноведения РАН. – № 2007141668/02; заявл. 06.11.2007; опубл. 21.07.2009.
3. Пат. 2395369 Российская Федерация, МПК В22 F9/12. Способ получения мелкодисперсных порошков [Текст] / А. А. Лисенков, В. Т. Барченко, В. Д. Гончаров и др.; Заявитель и патентообладатель Институт проблем машиноведения РАН. – № 2008128362/02; заявл. 18.09.2008; опубл. 27.07.2010.
4. Anders, A. Cathodic Arcs – From Fractal Spots to Energetic Condensation [Text] / A. Anders. – Springer, 2008. – 540 p.
5. Егоров, В. Д. Фазовый состав плазмы, гене-

- рируемой стационарной вакуумной дугой [Текст] / В. Д. Егоров, В. В. Клубович, А. А. Литвинов // Физика и химия обработки материалов. – 1992. – № 6. – С. 69–75.
6. Исследование эффектов модификации поверхности металлических подложек, подвергнутых ионно-плазменной обработке [Текст] / В. М. Шулаев, В. С. Таран, А. И. Тимошенко, В. В. Гасилин // Вопросы атомной науки и техники. – 2011. – № 6. – С. 184–192. (Серия : Вакуум, чистые материалы, сверхпроводники).
7. Аксенов, И. И. Потoki частиц и массоперенос в вакуумной дуге: обзор [Текст] / И. И. Аксенов, В. М. Хороших. – М.: ЦНИИАтоминформ, 1984. – 57 с.
8. Кудинов, В. В. Плазменные покрытия [Текст] / В. В. Кудинов. – М.: Наука, 1977. – 184 с.
9. Кипарисов, С. С. Карбид титана. Получение, свойства, применение [Текст] / С. С. Кипарисов. – М.: Металлургия, 1987. – 216 с.
10. Физические величины [Текст] : справочник / А. П. Бабичев, Н. А. Бабушкина, А. М. Братковский и др. ; под. ред. И. С. Григорьева, Е. З. Мейлихова. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.
11. Дьяконов, Г. С. Влияние исходного размера зерен, химического состава и температуры деформации на эволюцию структуры в титане при прокатке и разработка режимов получения ультрамелкозернистых листов и прутков [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.16.01 / Григорий Сергеевич Дьяконов ; ФГАОУ ВПО УрФУ. – Екатеринбург, 2011. – 22 с.
12. Барвинок, В. А. Физическое и математическое моделирование процесса формирования мезоструктурно-упорядоченных плазменных покрытий [Текст] / В. А. Барвинок, В. И. Богданович // ЖТФ. – 2012. – Т. 82, Вып. 2. – С. 105–112.

Поступила в редакцию 18.03.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р физ.-мат., ст. науч. сотр., начальник лаборатории В. М. Хороших, Национальный научный центр «ХФТИ», Харьков.

ОСОБЛИВОСТІ КОНДЕНСАЦІЇ КРАПЕЛЬНОЇ ФАЗИ ВАКУУМНО-ДУГОВОГО РОЗРЯДУ НА ЕТАПІ ІОННОГО ОЧИЩЕННЯ

Ю. О. Сисоєв

Наведено результати вивчення конденсації крапельної фази вакуумно-дугового розряду в процесі іонного очищення поверхні зразка. Оцінено числа Вебера для мікрокрапель титану різної форми : вони зберігають сферичну форму при значенні числа Вебера $We < 0,03$, мають приплюснену форму при $0,06 < We < 0,3$ і форму « атола » (кільцеву) при $0,3 < We < 0,9$. Відзначено наявність мікрокапель зі слабким зв'язком з поверхнею, що буде знижувати адгезію формованого покриття до основи. Виявлено мікрокраплі з зернистою структурою, що мають середній розмір зерна, в кілька разів менший, ніж у вихідного матеріалу катода. Запропоновано пояснення даного ефекту.

Ключові слова: вакуумно-дуговий розряд, іонно-плазмові технології, іонне очищення, крапельна фаза вакуумно-дугового розряду.

FEATURES CONDENSATION OF MICROPARTICLES OF VACUUM ARC ON PHASE OF ION CLEANING

Yu. A. Sisoiev

Presents the results of the study of condensation macroparticles of vacuum arc during ion cleaning of the sample surface. The Weber numbers was evaluated for titanium macroparticles of various shapes: macroparticles retain the spherical shape at a value of the Weber number $We < 0,03$, have flattened-shape when $0,06 < We < 0,3$ and a form of "atoll" (ring) at $0,3 < We < 0,9$. The presence of microdroplets with weak coupling to the surface was noted, which will reduce the adhesion of the formed coating to the substrate. Microdroplets was discovered with grain structure having an average grain size is several times smaller than that of the cathode source material. Explanation of this effect was proposed.

Key words: vacuum arc discharge, ion-plasma technologies, ion cleaning, microparticles of vacuum arc.

Сисоєв Юрий Александрович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., докторант, доцент кафедры теоретической механики, машиноведения и работомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: JuriiS@ukr.net.

УДК 621.3.032.21

А. П. КИСЛИЦЫН¹, А. А. ТАРАН¹, П. А. КОМОЗЫНСКИЙ¹, С. С. ОРДАНЬЯН²,
С. Л. АБАШИН¹¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина² Санкт-Петербургский технологический институт
(технологический университет), Санкт-Петербург, Россия

ИССЛЕДОВАНИЯ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ С ВОЛЬФРАМОМ. ЧАСТЬ 2. СТРУКТУРА И СОСТАВ ПОВЕРХНОСТИ

Представлены результаты электронно-микроскопических исследований состава и структуры поверхности и приповерхностных слоев высокотемпературных композиционных катодных материалов на основе гафната бария-стронция с вольфрамом с различным процентным содержанием компонент. Исходная структура этих эмиттеров представляет собой в основном зерна вольфрама и гафната бария-стронция. В процессе активирования на поверхности катодов образуется пористый слой гафния и оксида гафния. Высокая эмиссионная активность этих материалов обусловлена адсорбцией бария и стронция на гафнии (оксиде гафния) вследствие диффузии бария и стронция через развитую систему пор.

Ключевые слова: катод, гафнат бария-стронция, вольфрам, структура, фазовый состав.

1. Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами, обзор публикаций и анализ нерешенных проблем

В первой части данной работы [1] были представлены результаты исследований эмиссионных свойств композиционных материалов в системе $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3 - W$. Было показано, что наибольшей эмиссионной способностью обладает состав, содержащий 24 мас. % W. При этом плотность тока эмиссии достигает 393 A/cm^2 при температуре 2000 К. Данный материал является перспективным катодным материалом для использования в полых катодах электрореактивных двигателей, различных электровакуумных и газоразрядных устройствах, источниках и ускорителях плазмы [2–4].

Следует отметить, что элементный состав и структура поверхности эмиттера оказывают существенное влияние на его эмиссионные свойства. Это обстоятельство обусловило проведение исследований изменений состава и структуры эмитирующей поверхности в исследуемой группе образцов в процессе их активирования и высокотемпературных испытаний. Результаты данных исследований приводятся в предлагаемой части статьи.

2. Цель исследований

Целью представленных исследований явилось изучение изменений состава и структуры поверхно-

сти и приповерхностных слоев композиционных катодных материалов в системе $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3 - W$ после проведения термоэмиссионных испытаний и выявление причин, обуславливающих различие эмиссионных свойств материалов в этой системе.

3. Результаты исследований

Образцы композиционных материалов на основе $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с содержанием мелкодисперсного вольфрама 24, 40 и 60 % (по массе) были изготовлены традиционными методами порошковой металлургии с мундштуковым прессованием. После спекания полученных заготовок из них при помощи алмазного инструмента вырезались и торцевались катоды для лабораторного диода. Рабочие поверхности катодов исследовались на растровом электронном микроскопе РЭМ-106 с рентгеновским энергодисперсионным микроанализатором ЭДАР. Разрешающая способность микроанализатора составляет 0,143 кэВ на уровне линии Mn K_{α} (5,898 кэВ). Относительная ошибка содержания элементов в исследуемых образцах составляет 4% при концентрациях, больших 10%; 10% при концентрациях 1...10%; и 50% - при концентрациях до 1%. Особенности используемого энергодисперсионного микроанализатора и программного обеспечения к нему таковы, что линия бария M_{α} (0,790 кэВ) и единственная линия кислорода K_{α} (0,528 кэВ) в отображаемом спектре достаточно часто формируют общий контур. Это приводит к суще-

ственному уменьшению точности определения содержания кислорода в образцах, содержащих кислород и барий. По этой причине при определении предполагаемого фазового состава нами считалось, что в приповерхностных слоях образцов кислорода достаточно для образования кислородосодержащих фаз.

Катоды исследовались непосредственно перед высокотемпературными эмиссионными испытаниями и сразу после них. Представленные электронно-микроскопические изображения поверхностей образцов были получены в отраженных электронах. Изображения поверхностей перед эмиссионными испытаниями представлены на рис. 1, а после – на рис. 2. Верхний ряд изображений соответствует малым увеличениям и дает общую картину поверхностей, удобную для сравнения их состояний для катодов с различным содержанием вольфрама (24, 40 и 60 % W). На изображениях светлые участки соответствуют зернам вольфрама. Видно, что даже в исходном состоянии вольфрам во всех образцах распределен неравномерно.

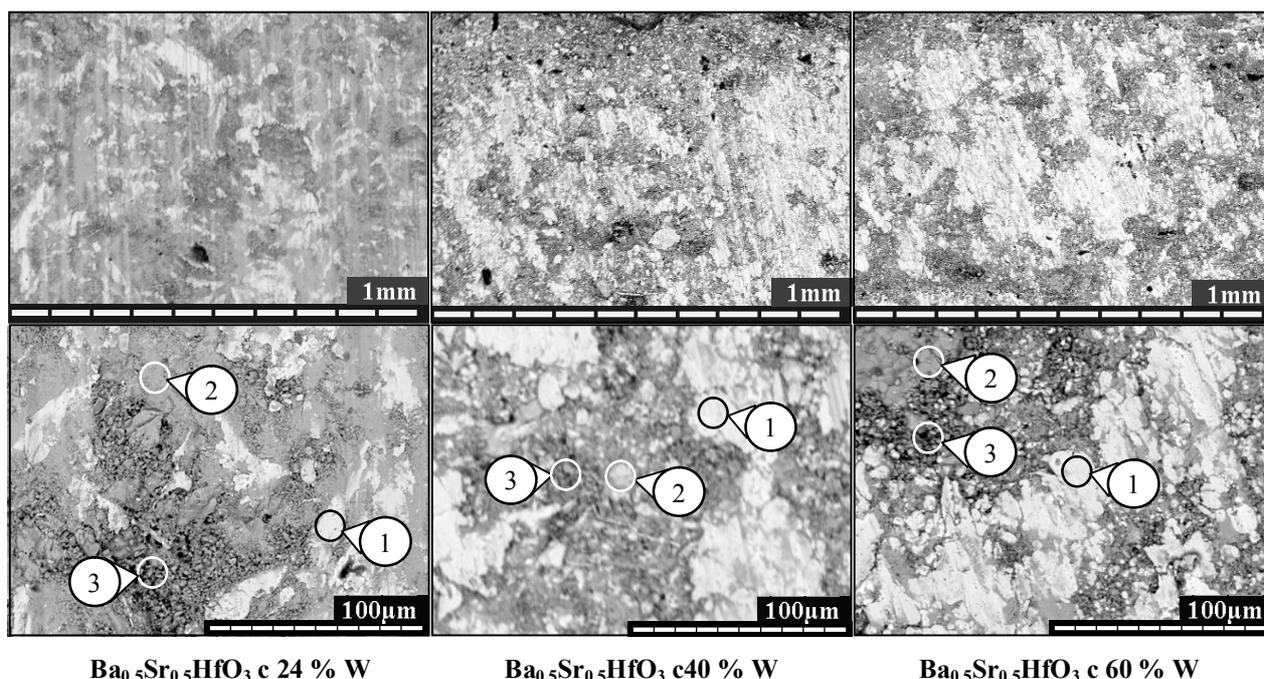
Более детальные изображения поверхностей, представленных в нижнем ряду рис. 1, свидетельствуют о том, что приповерхностные области исследуемых композиционных материалов вне зависимости от содержания в них вольфрама имеют характерную зернистую структуру. Интересным является тот факт, что уже после спекания размеры зерен гафнатов достигают величин 5...7 мкм, а зерен вольфрама – 20...50 мкм. Отметим, что исходные компоненты соответствовали фракциям с размерами не более

1 мкм. Такое увеличение размеров зерен в образцах может быть обусловлено многими факторами, среди которых:

- высокая склонность вольфрама к конгломерации;
- локальные отклонения концентраций компонент от выбранных значений на этапе гомогенизации пресс-порошка [5];
- вторичная рекристаллизация исходных зерен, протекающая в течение достаточно длительного времени спекания (~1 ч) при высокой температуре.

На электронно-микроскопических изображениях рабочих поверхностей образцов в исходном состоянии (рис. 1) и прошедших высокотемпературные испытания (рис. 2) можно выделить области, характерные для всех образцов вне зависимости от их исходного состава. Эти области имеют достаточно близкие между собой структуру и фазовый состав. Предполагаемый фазовый состав выделенных областей рассчитывался на основании данных микроанализа об элементном составе областей. Результаты приведены в табл. 1 для различных стадий испытаний (Исх – исходный; 20, 30, 40 и 80 ч – длительность испытаний в часах).

На изображениях поверхностей образцов перед испытаниями (рис. 1) и после них (рис. 2) цифрой 1 отмечены самые светлые области поверхности, которые представляют собой зерна вольфрама с некоторым количеством адсорбированных на них соединений гафния, бария и стронция. Цифрами 2 и 3 отмечены серые области, которые состоят в основном из фаз, содержащих гафний, барий и стронций.

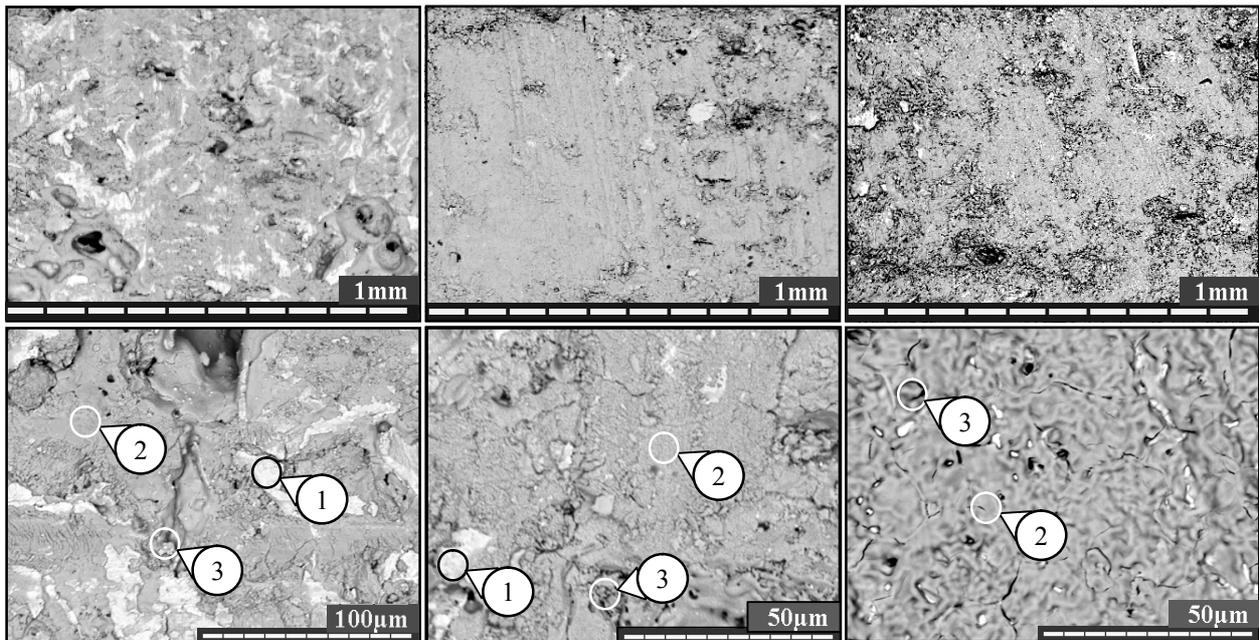


$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 24 % W

$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 40 % W

$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 60 % W

Рис. 1. Электронно-микроскопическое изображение рабочих поверхностей катодов в отраженных электронах перед эмиссионными испытаниями: верхний ряд – общий вид рабочих поверхностей; нижний ряд – характерные области поверхностей



$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 24 % W

$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 40 % W

$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 60 % W

Рис. 2. Электронно-микроскопическое изображение рабочих поверхностей катодов в отраженных электронах после эмиссионных испытаний: верхний ряд – общий вид рабочих поверхностей; нижний ряд – характерные области поверхностей

Таблица 1
Рассчитанное содержание фаз в приповерхностном слое образцов до и после эмиссионных испытаний

	$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 24 % W			$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 40 % W			$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 60 % W					
	Стадия испытаний	Фазовый состав по областям, мас. %			Стадия испытаний	Фазовый состав по областям, мас. %			Стадия испытаний	Фазовый состав по областям, мас. %		
		Обл 1	Обл 2	Обл 3		Обл 1	Обл 2	Обл 3		Обл 1	Обл 2	Обл 3
$Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$	Исх.	1,03	37,39	39,45	Исх.	0,0	51,57	35,77	Исх.	0,00	52,16	44,44
	40 ч	4,82	36,09	35,74	20 ч	0,82	8,92	9,73	30 ч	–	1,08	1,04
	80 ч	0,00	0,00	0,00	40 ч	0,98	0,00	0,00				
$BaHfO_3$	Исх.	0,00	14,66	12,71	Исх.	2,73	12,46	0,00	Исх.	0,56	5,18	6,40
	40 ч	3,35	14,63	11,81	20 ч	0,00	0,00	0,00	30 ч	–	1,43	0,00
	80 ч	0,00	2,28	9,39	40 ч	0,00	1,09	0,00				
$SrHfO_3$	Исх.	1,34	0,00	0,00	Исх.	0,00	0,00	11,72	Исх.	0,00	0,00	0,00
	40 ч	0,0	0,00	0,00	20 ч	13,64	4,50	2,13	30 ч	–	0,00	0,56
	80 ч	6,94	0,00	0,00	40 ч	27,45	0,00	0,00				
HfO_2	Исх.	0,97	12,91	16,76	Исх.	0,00	0,00	0,00	Исх.	0,00	27,94	29,39
	40 ч	11,82	14,63	17,17	20 ч	0,00	17,01	18,72	30 ч	–	15,34	17,34
	80 ч	0,00	17,21	18,35	40 ч	0,00	17,22	15,86				
BaO	Исх.	0,00	0,00	0,00	Исх.	0,00	0,00	0,00	Исх.	0,00	0,00	0,00
	40 ч	0,00	0,00	0,00	20 ч	0,00	0,00	0,00	30 ч	–	0,00	0,00
	80 ч	0,00	0,00	0,00	40 ч	0,00	0,00	0,00				
SrO	Исх.	0,00	0,00	0,00	Исх.	0,00	0,00	0,00	Исх.	0,00	0,00	0,00
	40 ч	0,00	0,00	0,00	20 ч	11,6	0,00	0,00	30 ч	–	0,00	0,00
	80 ч	24,05	0,00	0,00	40 ч	7,22	0,00	0,00				
Hf	Исх.	1,90	13,50	11,15	Исх.	11,32	34,06	7,05	Исх.	13,90	0,00	0,00
	40 ч	6,89	17,76	14,50	20 ч	6,46	67,34	65,56	30 ч	–	75,35	64,92
	80 ч	0,00	78,08	66,74	40 ч	0,00	74,21	67,41				
W	Исх.	94,76	13,89	12,00	Исх.	85,95	1,90	45,46	Исх.	85,54	11,31	14,01
	40 ч	73,12	16,89	20,78	20 ч	79,07	2,23	3,86	30 ч	–	6,80	15,78
	80 ч	68,12	2,43	5,52	40 ч	64,35	7,48	16,73				
O_2	Исх.	0,00	7,65	7,93	Исх.	0,00	0,00	0,00	Исх.	0,00	3,41	5,77
	40 ч	0,00	0,00	0,00	20 ч	0,00	0,00	0,00	30 ч	–	0,00	0,36
	80 ч	0,89	0,00	0,00	40 ч	0,00	0,00	0,00				

Различие областей 2 и 3 заключается в том, что область 3 соответствует более пористой структуре поверхности (состоящей из нагромождения мелких кристаллов). В исходном состоянии на участках, соответствующих этим областям фиксируется заметное количество свободного кислорода, что может быть связано с высокой сорбционной способностью гафнатов.

Изображения, представленные на рис. 1 и 2, и данные табл. 1 позволяют отметить, что в процессе эмиссионных испытаний образцов, которые были проведены при температурах до 2000 К, происходят заметные изменения как их структуры, так и фазового состава рабочих поверхностей. У образцов с 40 и 60 мас. % W их поверхности после эмиссионных испытаний (электронно-микроскопические изображения) выглядят достаточно однородно серыми с незначительными включениями светлых областей (см. рис. 2). Поверхности всех образцов являются относительно гладкими и обладают некоторым микрорельефом: хорошо видны борозды, получившиеся в результате начальной механической обработки. Эти борозды видны на изображениях поверхности как до эмиссионных испытаний (см. рис. 1), так и после них (см. рис. 2). Сохранение этих борозд в процессе высокотемпературных нагревов свидетельствует о малой скорости испарения гафната бария-стронция.

Приповерхностный слой всех образцов после эмиссионных испытаний представляет собой преимущественно фазы Hf и HfO₂. Подобная перестройка приповерхностных слоев отмечалась ранее [6–8]. Такие же перестройки наблюдались и при высокотемпературном отжиге тонких пленок SrHfO₃ [9].

У образцов с 24 мас. % W обогащение поверхности фазами Hf и HfO₂ происходит медленнее по сравнению с другими исследованными катодными материалами. Так, на поверхности образцов с 60 мас. % W содержание фаз Hf и HfO₂ достигает 93 мас. %, через 30 часов испытаний, а для композита с 24 мас. % W составляет 91 мас. % после 80 часов. На основании этого, с учетом результатов проведенных исследований, можно утверждать, что в композиционных материалах Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – W равновесное состояние поверхности будет иметь место при наличии фаз гафния и оксида гафния.

Сходство фазовых составов областей 2 и 3 у образцов всех составов не обеспечивает сходства их структур. Различие структур хорошо видно при сопоставлении изображений поверхностей, представленных на рис. 2 (нижний ряд для Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ +60% W) и рис. 3. Поверхность области 2 у образцов с 24 мас. % W пористая с характерным размером пор ~ 0,2 мкм. Такая высокая пористость, без со-

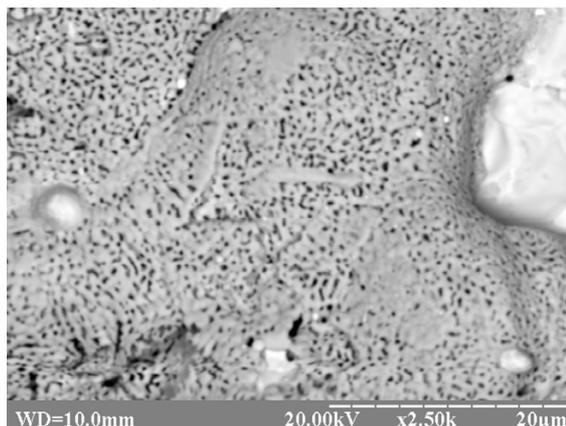


Рис. 3. Электронно-микроскопическое изображение участка (Обл. 2) рабочей поверхности катода Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ с 24 % W после эмиссионных испытаний

мнения, обеспечивает высокую скорость диффузионной доставки бария и стронция из объема образцов к эмитирующей поверхности. При этом адсорбированные на поверхности фаз Hf и HfO₂ барий и стронций обеспечивают повышенную эмиссионную способность образцов Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 24 % W.

Следует обратить внимание на тот факт, что структура поверхности Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ с 24 % W после высокотемпературных испытаний оказывается заметно более разнообразной, чем у других образцов (с содержанием вольфрама 40 и 60 мас. % W). Наиболее заметно это разнообразие проявляется по краям эмитирующей поверхности (рис. 4). Здесь наблюдаются высокопористые структуры, зерна вольфрама, пластинчатые структуры гафния и вольфрама, «вздутия» и игольчатые структуры. Вблизи игольчатых структур по границам зерен наблюдаются кораллоподобные структуры, изображение которых представлено на рис. 5. Эти структуры обладают большой площадью поверхности, что должно способствовать диффузионной доставке бария и стронция на эмитирующую поверхность.

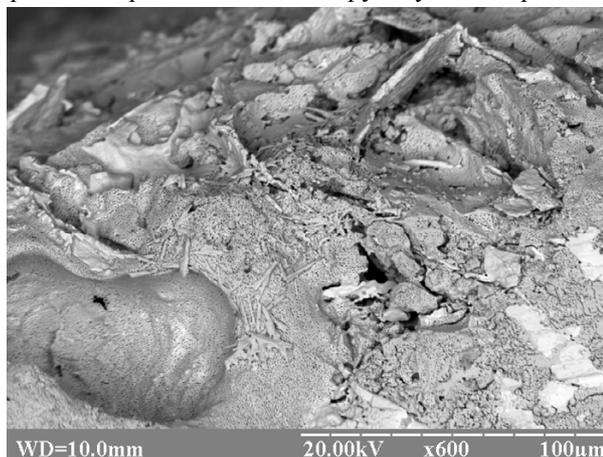


Рис. 4. Граничный участок рабочей поверхности катода Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 24% W после эмиссионных испытаний (разнообразие структур)

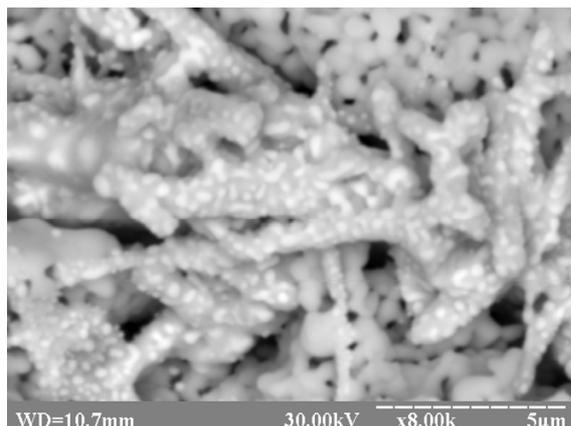


Рис. 5. Кораллоподобная структура на рабочей поверхности катода $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3 - 24\% W$ после эмиссионных испытаний

К сожалению элементный и фазовый состав этих структур идентифицировать не удалось.

Выводы

Изучены состав и структура композиционных катодных материалов в системе $(Ba_{0,5}Sr_{0,5})HfO_3 - W$ до и после проведения эмиссионных испытаний.

Установлено, что на этапе спекания имеет место изменение фазового состава по отношению к задаваемой условной формулой. Это скорее всего связано со взаимодействием гафната $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с зернами вольфрама при температурах спекания.

Наличие стронция в композиционном материале приводит к повышению стабильности фазового состава эмитирующей поверхности и появлению многообразия структур на рабочих поверхностях образцов $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 24 % W.

Все фазы (кроме Hf и HfO_2) являются неравновесными, и их содержание на поверхности уменьшается с течением времени высокотемпературных испытаний. В образцах с повышенным содержанием вольфрама формируется более плотная структура, затрудняющая диффузионную доставку бария на эмитирующую поверхность. В образцах с малым содержанием вольфрама приповерхностный слой высокопористый.

Эмиссионная активность композиционного материала $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с 24 % W обуславливается адсорбцией бария и стронция на высокопористой поверхности из Hf и HfO_2 .

Литература

1. Исследования композиционного материала на основе $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с вольфрамом. Часть 1. Термомиссионные свойства [Текст] / А. П. Кислицын, А. А. Таран, П. А. Комозинский, С. С. Орданьян // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – №5 (102). – С. 26 – 31.
2. Bauer, K.-D. *Electrode for discharge lamp* [Text]: US Pat. 5880558; Int. Class HOJ 017/04 / K.-D.Bauer. – № 847547; appl. 23.04.1997 ; publ. 24.04.1996.
3. *Emission materials for discharge lamps and methode for manufacturing electrode structures with such materials* [Text] : US Pat. 5744905; Int. Class HOIJ 1/62 / V. Mehrotra, H. S. Betrabet, D. R. Woodward et al.; Assignee : Philips Electronics North America Corporation, New York. – №363182; appl. 23.12.1994; publ. 28.04.1998.
4. Матеріал для термоелектронного катода [Текст] : пат. на винахід 97045 (Україна): МПК 7 HOIJ 1/00 / О. П. Кислицын, А. О. Таран, Є. К. Островський, С. С. Орданьян, П. А. Комозинський (Україна); заявник й патентовласник Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т». – № а 2010 11383; заявл. 24.09.2010; надрук. 26.12.2011, Бюл. № 24. – 3 с.
5. Орданьян, С. С. Функциональная керамика в системе $LaB_6-SiC-B_4C$ [Текст] / С. С. Орданьян, Д. Д. Несмелов, А. А. Таран // *Огнеупоры и техническая керамика*. – 2013. – № 6. – С. 3 – 8.
6. Таран, А. А. Изменение структуры катодных материалов на основе $BaHfO_3 - W$ при импульсном токоотборе [Текст] / А. А. Таран, А. П. Кислицын // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – №4 (101). – С. 95 – 99.
7. *Thermionic properties of sintered $Ba_xSr_{1-x}HfO_3$ with tungsten* [Text] / A. Taran, O. Kyslytsyn, S. Ordanjan, P. Komozynskiy // *12th European meeting on Ferroelectricity EMF 2011*. – 2 p. – Mode access: <http://www.icmcb-bordeaux.cnrs.fr/fichiers/booklet-EMF-2011.pdf>. – 13.05.2014.
8. *Effect of tungsten on thermionic properties and structure in $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$* [Text] / A. Taran, O. Kyslytsyn, S. Ordanjan, P. Komozynskij // *4th Int. Symp. on Structure. – Property Relationships in Solid State Materials SPSSM-4: Program & Abstract. – Bordeaux, France, 2012*. – P. 56.
9. *Structural and optical properties of sol-gel Ce^{3+} -doped strontium hafnate waveguiding thin films* [Text] / M. Villanueva-Ibafiez, C. Le Luyer, O. Marty // *Advances in photonics and applications : Proceedings international workshop on photonics and application. – Hanoi, 2004*. – P. 291-296.

Поступила в редакцию 13.05.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационного материаловедения Я. С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ КОМПОЗИЦІЙНОГО МАТЕРІАЛУ НА ОСНОВІ $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ З ВОЛЬФРАМОМ. ЧАСТИНА 2. СТРУКТУРА ТА СКЛАД ПОВЕРХНІ

О. П. Кислицин, А. О. Таран, П. А. Комозинський, С. С. Орданьян, С. Л. Абашин

Наведено результати електронно-мікроскопічних досліджень складу та структури поверхні та приповерхневих шарів високотемпературних композиційних катодних матеріалів на основі гафнату барію-стронцію з вольфрамом з різним процентним вмістом компонент. Вихідна структура цих емітерів являє собою в основному зерна вольфраму та гафнату барію-стронцію. В процесі активування на поверхні катодів утворюється пористий шар гафнію і оксиду гафнію. Висока емісійна активність цих матеріалів зумовлена адсорбцією барію і стронцію на гафнії (оксиді гафнію) внаслідок дифузії барію і стронцію через розвинуту систему пор.

Ключові слова: катод, гафнат барію-стронцію, вольфрам, структура, фазовий склад.

INVESTIGATIONS OF THE COMPOSITE MATERIAL BASED ON $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ WITH TUNGSTEN. PART 2. SURFACE STRUCTURE AND COMPOSITION

O. P. Kyslytsyn, A. O. Taran, P. A. Komozynskij, S. S. Ordanjan, S. L. Abashin

Electron microscopic investigation results of the surface and near-surface layers composition and structure are presented for the high temperature composition cathode materials based on barium-strontium hafnate with tungsten and different components percentage. Initial structure of that emitters is generally tungsten grains and barium-strontium hafnate. There is the porous hafnium and hafnium oxide layer on the cathode surface during activation process. The high emission activity of this cathode is caused by barium and strontium adsorption on hafnium (hafnium oxide) which diffuse through the developed pores.

Key words: cathode, barium-strontium hafnate, tungsten, structure, phase composition.

Кислицын Александр Петрович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: apkyslytsyn@mail.ru.

Таран Анатолий Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: anatoliytaran@rambler.ru.

Комозынский Петр Адамович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Орданьян Сергей Семенович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. химической технологии тонкой технической керамики, Санкт-Петербургский государственный технологический институт (технический университет), Санкт-Петербург, Россия, e-mail: ceramic-department@yandex.ru.

Абашин Сергей Леонидович – канд. физ.-мат. наук, научный сотрудник каф. прочности, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: lem@khai.edu.

УДК 539.3

А. Г. НИКОЛАЕВ, Е. А. ТАНЧИК

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

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ В ОКРЕСТНОСТИ ДВУХ СФЕРИЧЕСКИХ ВКЛЮЧЕНИЙ В УПРУГОМ ПРОСТРАНСТВЕ

В работе предложен эффективный метод определения напряжений в упругом пространстве с двумя параллельно расположенными сферическими включениями при одноосном и двuosном растяжении. Метод позволяет точно удовлетворить граничным условиям на бесконечности и условиям идеального контакта на границе включений. Метод редукции, применяемый при численном решении разрешающих систем, обладает высокой скоростью сходимости, что обусловлено экспоненциальным убыванием матричных коэффициентов. Проведен численный и качественный анализ напряженного состояния на линии, соединяющей центры включений, в зависимости от относительного расстояния между включениями.

Ключевые слова: сферическое включение, граничные условия, напряженно-деформированное состояние, обобщенный метод Фурье, метод редукции, зернистый композит.

Введение

Современный уровень развития техники и технологии в высокотехнологических областях накладывает повышенные требования на точность и эффективность моделей материалов, которые широко используются в авиации и ракетостроении. Одной из наиболее важных характеристик материалов, которые здесь применяются, является такая комплексная характеристика, как малая масса и одновременно высокая прочность материала. Такой характеристикой обладают материалы типа композитов, в которых присутствуют конструктивно заложенные неоднородности. При современном уровне моделирования появляется возможность конструирования материалов с заранее заданными свойствами вначале на уровне модели, определяя оптимальную структуру, геометрические размеры и механические характеристики неоднородностей. И только после этого, полученные в результате моделирования данные, можно воплощать в реальном материале.

В настоящее время предлагаются разные модели напряженно-деформированного состояния пористых и композиционных материалов. В работе [1] обобщены базовые подходы, применяемые в математических моделях, и общие методы решения уравнений механики стохастических композитов. Они могут быть сведены к стохастическим уравнениям теории упругости структурно неоднородного тела, к уравнениям теории эффективных упругих модулей, к уравнениям теории упругих смесей или к более общим уравнениям четвертого порядка. Решение стохастических уравнений теории упругости для произвольной области вызывает значительные математические трудности и может быть реализова-

но только приближенно. Построение уравнений теории эффективных упругих модулей связано с задачей определения интегральных модулей стохастически неоднородной среды, которая может быть решена методом возмущений, методом моментов или методом условных моментов. Однако, т.к. уравнения состояния не были строго обоснованы, эта теория не может использоваться для систематического моделирования композитных структур.

В статьях [2–4] методами теории аналитических функций решаются некоторые осесимметричные задачи теории упругости для системы сферических и сфероидальных полостей и включений.

В статье [5] предложена структурная модель зернистого эластомерного композита, позволившая связать его деформационное и прочностное поведение с размерами частиц дисперсной фазы, т.е. учесть масштабный фактор прочности. На основе теоретических исследований напряженно-деформированного состояния вокруг двух жестких сферических включений в упругой несжимаемой матрице установлены зависимости математического ожидания разрывного усилия от физико-механических характеристик связующего, размеров частиц и расстояния между ними. В результате предложен новый вероятностный критерий появления микроразрушения в композитной структуре в виде отслоений матрицы от частиц. С его помощью проведены модельные исследования процессов развития внутренней поврежденности в композитной системе в зависимости степени наполнения и величины включений. Построены соответствующие кривые растяжения, определены предельные разрывные макронапряжения и макродеформации.

В статье [6] для моделирования механизма

формирования реологических свойств наполненного эластомера использована структурная ячейка в виде эластомерного цилиндра с жестким сферическим включением в центре цилиндра.

В работах [7] методом обобщенных аналитических функций построены решения осесимметричных задач для шара со сферической полостью и пространства с двумя сферическими полостями.

В работе [8] методами теории гармонических функций исследовано напряженное состояние в упругом пространстве с двумя осесимметрично расположенными сферическими включениями.

В работе [9] введена локальная осесимметричная модель пористого материала, в которой напряженное состояние определяется равномерным давлением, создаваемым внутри вытянутых сфероидальных пор.

В статьях [10, 11] исследовано напряженное состояние в окрестности двух сфероидальных пор и включений в упругом материале обобщенным методом Фурье. Численная реализация модели позволила получить характер распределения локальных напряжений в области их концентрации. Проведено сравнение результатов с решением методом конечных элементов.

В данной работе развита локальная неосесимметричная модель напряженно-деформированного состояния зернистого композиционного материала, основанная на обобщенном методе Фурье. Включения имеют сферическую форму. Рассматривается случай параллельного расположения включений в упругом пространстве, которое находится под действием одноосного и двуосного растяжения.

Постановка задачи

Рассматривается упругое пространство Ω с двумя непересекающимися сферическими включениями Ω_j , сдвинутыми друг относительно друга на a вдоль оси ρ , как показано на рис. 1. Будем использовать одинаково ориентированные цилиндрические (ρ_j, φ_j, z_j) и сферические системы координат $(r_j, \theta_j, \varphi_j)$, начала которых отнесены к центрам включений O_j , $j=1,2$. Материалы матрицы и включений имеют упругие характеристики (G_0, σ_0) , (G_j, σ_j) соответственно (индекс 0 для характеристик матрицы может быть опущен).

Будем считать, что на бесконечности приложены постоянные растягивающие усилия $\sigma_z^\infty = T$, $\tau_{\rho z}^\infty = \tau_{\varphi z}^\infty = 0$ (одноосное растяжение) или $\sigma_\rho^\infty = T$, $\tau_{\rho\varphi}^\infty = \tau_{\rho z}^\infty = 0$ (двухосное растяжение), а включения

находятся в условиях идеального контакта с матрицей.

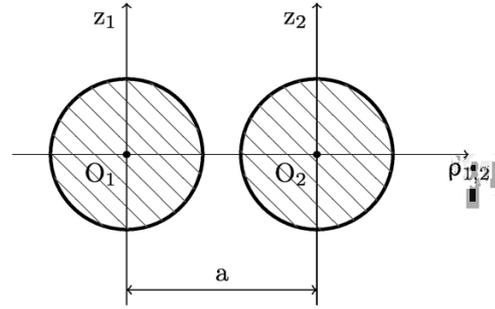


Рис. 1. Схематическое представление задачи

Для определения напряженно-деформированного состояния в рассматриваемом теле необходимо решить краевую задачу для уравнения Ламе

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

и условиями сопряжения на границе раздела фаз

$$\mathbf{F}\mathbf{U}|_{\Gamma_j} = \mathbf{F}\mathbf{U}_j|_{\Gamma_j}, \quad (2)$$

$$\mathbf{U}|_{\Gamma_j} = \mathbf{U}_j|_{\Gamma_j}, \quad (3)$$

а также указанными выше условиями на бесконечности. Здесь \mathbf{U} – вектор перемещений; $\mathbf{F}\mathbf{U}$ – отвечающий \mathbf{U} вектор усилий на соответствующей граничной поверхности; σ – коэффициент Пуассона. Условие (2), (3) отражает идеальный контакт между матрицей и включениями.

Решение задачи

Решение задачи в упругом пространстве Ω ищется в виде

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

$$\tilde{\mathbf{U}} = \sum_{j=1}^2 \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} a_{s,n,m}^{(j)} \mathbf{U}_{s,n,m}^{+(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j), \quad (5)$$

при $x \in \Omega \setminus \bigcup_j \Omega_j$,

$$\mathbf{U}_j = \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} b_{s,n,m}^{(j)} \mathbf{U}_{s,n,m}^{-(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j), \quad (6)$$

при $x \in \Omega_j$,

где $a_{s,n,m}^{(j)}$, $b_{s,n,m}^{(j)}$ – неизвестные коэффициенты, которые определяются из граничных условий. Перемещение \mathbf{U}_0 соответствует напряженно-деформированному состоянию на бесконечности (для одноосного и двуосного растяжения упругого пространства):

$$\mathbf{U}_0 = -\frac{1}{2} \frac{T\sigma\rho}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_\rho + \frac{1}{2} \frac{Tz}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_z; \quad (7)$$

$$U_0 = -\frac{1}{2} \frac{T(\sigma-1)\rho}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_\rho - \frac{1}{2} \frac{T\sigma z}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_z; \quad (8)$$

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

Введем следующий набор линейно независимых частных решений уравнения Ламе для сферы [12]:

$$U_{l,n,m}^{\pm(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j) = \nabla u_{n\pm l,m}^{\pm(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j); \quad (9)$$

$$U_{2,n,m}^{\pm(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j) = \left[z_j \nabla + (4\sigma - 3) \mathbf{e}_z \right] u_{n,m}^{\pm(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j) - \frac{R_j^2}{2(n\pm 1) + 1} \nabla u_{n\pm 1,m}^{\pm(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j); \quad (10)$$

$$U_{3,n,m}^{\pm(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j) = \text{irrot} \left[u_{n\pm 1,m}^{\pm(4)}(r_j, \theta_j, \varphi_j) \mathbf{e}_z \right]; \quad (11)$$

$$u_{n,m}^{+(4)}(r, \theta, \varphi) = (n-m)! \frac{1}{r^{n+1}} P_n^m(\cos \theta) e^{im\varphi};$$

$$u_{n,m}^{- (4)}(r, \theta, \varphi) = \frac{1}{(n+m)!} r^n P_n^m(\cos \theta) e^{im\varphi},$$

где $P_n^m(\cos \theta)$ – функция Лежандра 1-го рода, символам «+» («-») в вектор-функциях (9) – (11) отвечают внешние (внутренние) решения для шара.

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

$$\mathbf{F}\mathbf{U} = 2G \left[\frac{\sigma}{1-2\sigma} \mathbf{n} \text{div} \mathbf{U} + (\mathbf{n} \cdot \nabla) \mathbf{U} + \frac{1}{2} (\mathbf{n} \times \text{rot} \mathbf{U}) \right]. \quad (12)$$

Теоремы сложения связывают базисные решения уравнения Ламе в системах координат, совмещенных с центрами пары сфероидов. Для решений (9) – (11) справедливы следующие теоремы сложения [12]:

$$U_{s,n,m}^{+(4)}(r_1, \theta_1, \varphi_1) = \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+l+1} f_{nm}^{(44)kl} \times U_{s,k,l}^{- (4)}(r_2, \theta_2, \varphi_2); \quad (13)$$

$$U_{2,n,m}^{+(4)}(r_1, \theta_1, \varphi_1) = \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+l} \left\{ f_{nm}^{(44)kl} U_{2,k,l}^{- (4)}(r_2, \theta_2, \varphi_2) + \left[\left(\frac{R_2^2}{2k+3} + \frac{R_1^2}{2n+3} \right) f_{nm}^{(44)k+2,l} - z_{12} f_{nm}^{(44)k+1,l} \right] \times U_{1,k,l}^{- (4)}(r_2, \theta_2, \varphi_2) \right\}; \quad (14)$$

$$U_{s,n,m}^{+(4)}(r_2, \theta_2, \varphi_2) = \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+l+1} f_{nm}^{(44)kl} U_{s,k,l}^{- (4)}(r_1, \theta_1, \varphi_1); \quad (15)$$

$$U_{2,n,m}^{+(4)}(r_2, \theta_2, \varphi_2) = \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+l} \left\{ f_{nm}^{(44)kl} U_{2,k,l}^{- (4)}(r_1, \theta_1, \varphi_1) + \left[\left(\frac{R_1^2}{2k+3} + \frac{R_2^2}{2n+3} \right) f_{nm}^{(44)k+2,l} - z_{12} f_{nm}^{(44)k+1,l} \right] \times U_{1,k,l}^{- (4)}(r_1, \theta_1, \varphi_1) \right\}; \quad (16)$$

$$f_{nm}^{(44)kl} = u_{n+k,m-l}^{+(4)}(r_{12}, \theta_{12}, \varphi_{12}).$$

Для расположения полостей, представленного на рис. 1, $z_{12} = 0$, $\theta_{12} = \pi/2$, $r_{12} = a$ и для сдвига вдоль оси x $\varphi_{12} = 0$.

Разрешающая система уравнений

Используя теоремы сложения (13) – (16), представим вектор перемещения $\tilde{\mathbf{U}}$ в системе координат с началом в точке O_1 :

$$\tilde{\mathbf{U}} = \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} \left\{ A_{s,n,m}^{(1)} U_{s,n,m}^{+(4)}(r_1, \theta_1, \varphi_1) + U_{s,n,m}^{- (4)}(r_1, \theta_1, \varphi_1) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+m+s} A_{s,k,l}^{(2)} f_{kl}^{(44)nm} + U_{1,n,m}^{- (4)}(r_1, \theta_1, \varphi_1) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} A_{s,n,m}^{(2)} \delta_{s2} (-1)^{k+m} \times \left[\left(\frac{R_1^2}{2n+3} + \frac{R_2^2}{2k+3} \right) f_{kl}^{(44)n+2,m} - z_{12} f_{kl}^{(44)n+1,m} \right] \right\} \quad (17)$$

и с началом в точке O_2 :

$$\tilde{\mathbf{U}} = \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} \left\{ A_{s,n,m}^{(2)} U_{s,n,m}^{+(4)}(r_2, \theta_2, \varphi_2) + U_{s,n,m}^{- (4)}(r_2, \theta_2, \varphi_2) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+m+s} A_{s,k,l}^{(1)} f_{kl}^{(44)nm} + U_{1,n,m}^{- (4)}(r_2, \theta_2, \varphi_2) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} A_{s,n,m}^{(1)} \delta_{s2} (-1)^{n+m} \times \left[\left(\frac{R_2^2}{2n+3} + \frac{R_1^2}{2k+3} \right) f_{kl}^{(44)n+2,m} - z_{12} f_{kl}^{(44)n+1,m} \right] \right\}. \quad (18)$$

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

$$\sum_{s=1}^3 a_{s,n,m}^{(1)} E_{s,n,m}^{+(k)0}(R_1) + E_{1,n,m}^{-(k)0}(R_1) \times$$

$$\begin{aligned}
 & \times \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+m+1} \left[a_{1,k,l}^{(2)} f_{k,l}^{(44)n,m} - a_{2,k,l}^{(2)} \tilde{f}_{k,l}^{-(44)n,m} \right] + \\
 & + E_{2,n,m}^{-(k)0}(R_1) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+m} a_{2,k,l}^{(2)} f_{k,l}^{(44)n,m} + \\
 & + E_{3,n,m}^{-(k)0}(R_1) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+m+1} a_{3,k,l}^{(2)} f_{k,l}^{(44)n,m} + \\
 & + U_{0nm}^{(k)}(R_1) = \sum_{s=1}^3 E_{s,n,m}^{-(k)1}(R_1) b_{s,n,m}^{(1)}, \quad (19)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \sum_{s=1}^3 a_{s,n,m}^{(2)} E_{s,n,m}^{+(k)0}(R_2) + E_{1,n,m}^{-(k)0}(R_2) \times \\
 & \times \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+m+1} \left[a_{1,k,l}^{(1)} f_{k,l}^{(44)n,m} - a_{2,k,l}^{(1)} \tilde{f}_{k,l}^{+(44)n,m} \right] + \\
 & + E_{2,n,m}^{-(k)0}(R_2) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+m} a_{2,k,l}^{(1)} f_{k,l}^{(44)n,m} + \\
 & + E_{3,n,m}^{-(k)0}(R_2) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+m+1} a_{3,k,l}^{(1)} f_{k,l}^{(44)n,m} + \\
 & + U_{0nm}^{(k)}(R_2) = \sum_{s=1}^3 E_{s,n,m}^{-(k)2}(R_2) b_{s,n,m}^{(2)}, \quad (20)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \sum_{s=1}^3 a_{s,n,m}^{(1)} F_{s,n,m}^{+(k)0}(R_1) + F_{1,n,m}^{-(k)0}(R_1) \times \\
 & \times \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+m+1} \left[a_{1,k,l}^{(2)} f_{k,l}^{(44)n,m} - a_{2,k,l}^{(2)} \tilde{f}_{k,l}^{-(44)n,m} \right] + \\
 & + F_{2,n,m}^{-(k)0}(R_1) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+m} a_{2,k,l}^{(2)} f_{k,l}^{(44)n,m} + \\
 & + F_{3,n,m}^{-(k)0}(R_1) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{k+m+1} a_{3,k,l}^{(2)} f_{k,l}^{(44)n,m} + \\
 & + F_{0nm}^{(k)}(R_1) = \sum_{s=1}^3 F_{s,n,m}^{-(k)1}(R_1) b_{s,n,m}^{(1)}, \quad (21)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \sum_{s=1}^3 a_{s,n,m}^{(2)} F_{s,n,m}^{+(k)0}(R_2) + F_{1,n,m}^{-(k)0}(R_2) \times \\
 & \times \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+m+1} \left[a_{1,k,l}^{(1)} f_{k,l}^{(44)n,m} - a_{2,k,l}^{(1)} \tilde{f}_{k,l}^{+(44)n,m} \right] + \\
 & + F_{2,n,m}^{-(k)0}(R_2) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+m} a_{2,k,l}^{(1)} f_{k,l}^{(44)n,m} + \\
 & + F_{3,n,m}^{-(k)0}(R_2) \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} (-1)^{n+m+1} a_{3,k,l}^{(1)} f_{k,l}^{(44)n,m} + \\
 & + F_{0nm}^{(k)}(R_2) = \sum_{s=1}^3 F_{s,n,m}^{-(k)2}(R_2) b_{s,n,m}^{(2)}, \quad (22)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 E_{1,n,m}^{\pm(-1)r}(R) &= -\tilde{u}_{n,m-1}^{\pm(4)}(R), \\
 E_{1,n,m}^{\pm(1)r}(R) &= \tilde{u}_{n,m+1}^{\pm(4)}(R), \quad E_{1,n,m}^{\pm(0)r}(R) = \mp \tilde{u}_{n,m}^{\pm(4)}(R);
 \end{aligned}$$

$$E_{2,n,m}^{+(-1)r}(R) = -\frac{(n-m+2)(n+m)}{2n+3} \tilde{u}_{n,m-1}^{+(4)}(R),$$

$$E_{2,n,m}^{+(1)r}(R) = \frac{(n-m)(n+m+2)}{2n+3} \tilde{u}_{n,m+1}^{+(4)}(R),$$

$$E_{2,n,m}^{\pm(0)r}(R) = -\left[\frac{(n-m+1)(n+m+1)}{2n+3} + \chi_r \right] \tilde{u}_{n,m}^{\pm(4)}(R);$$

$$E_{2,n,m}^{-(-1)r}(R) = -\frac{(n-m+1)(n+m-1)}{2n-1} \tilde{u}_{n,m-1}^{-(4)}(R),$$

$$E_{2,n,m}^{-(1)r}(R) = \frac{(n-m-1)(n+m+1)}{2n-1} \tilde{u}_{n,m+1}^{-(4)}(R),$$

$$E_{2,n,m}^{-(0)r}(R) = \left[\frac{(n-m)(n+m)}{2n-1} - \chi_r \right] \tilde{u}_{n,m}^{-(4)}(R);$$

$$E_{3,n,m}^{\pm(-1)r}(R) = -\tilde{u}_{n,m-1}^{\pm(4)}(R),$$

$$E_{3,n,m}^{\pm(1)r}(R) = -\tilde{u}_{n,m+1}^{\pm(4)}(R), \quad E_{3,n,m}^{\pm(0)r}(R) = 0;$$

$$F_{1,n,m}^{+(1)r}(R) = \frac{2G_r}{R^{n+2}} (n+1)(n-m+1)!,$$

$$F_{1,n,m}^{+(1)r}(R) = -\frac{2G_r}{R^{n+2}} (n+1)(n-m-1)!,$$

$$F_{1,n,m}^{+(0)r}(R) = \frac{2G_r}{R^{n+2}} (n+1)(n-m)!,$$

$$F_{1,n,m}^{+(-1)r}(R) = \frac{2G_r}{R^{n+2}} (n+1) \times$$

$$\times \left[\frac{(n+3)(n-m+2)}{2n+3} - 2\sigma_r \right] (n-m+1)!,$$

$$F_{2,n,m}^{+(1)r}(R) = -\frac{2G_r}{R^{n+2}} (n-m) \times$$

$$\times \left[\frac{(n+3)(n+m+2)}{2n+3} - 2\sigma_r \right] (n-m-1)!,$$

$$F_{2,n,m}^{+(0)r} = \frac{2G_r}{R^{n+2}} \left[\frac{(n+3)(n-m+1)(n+m+1)}{2n+3} - (n+1)(2\sigma_r - 1) \right] (n-m)!;$$

$$F_{3,n,m}^{+(-1)r}(R) = -\frac{G_r}{R^{n+2}} (n-m+2)(n-m+1)!,$$

$$F_{3,n,m}^{+(0)r}(R) = \frac{G_r}{R} m(n-m)!;$$

$$F_{3,n,m}^{+(1)r}(R) = -\frac{2G_r}{R^{n+2}} (n+m+2)(n-m-1)!,$$

$$F_{1,n,m}^{(-1)r}(R) = -2G_r R^{n-1} \frac{n}{(n+m-1)!},$$

$$F_{1,n,m}^{-(1)r}(R) = 2G_r R^{n-1} \frac{n}{(n+m+1)!},$$

$$F_{1,n,m}^{-(0)r}(R) = 2G_r R^{n-1} \frac{n}{(n+m)!};$$

$$F_{2,n,m}^{(-1)r}(R) = -2G_r R^{n-1} (n-m+1) \times$$

$$\begin{aligned} & \times \left[\frac{(n-2)(n+m-1)}{2n-1} + 2\sigma_r \right] \frac{1}{(n+m-1)!}, \\ & F_{2,n,m}^{-(1)r}(R) = 2G_r R^{n-1} (n+m+1) \times \\ & \times \left[\frac{(n-2)(n-m-1)}{2n-1} + 2\sigma_r \right] \frac{1}{(n+m-1)!}, \\ & F_{2,n,m}^{-(0)r}(R) = 2G_r R^{n-1} \left[\frac{(n-2)(n-m)(n+m)}{2n-1} + \right. \\ & \left. + n(2\sigma_r - 1) \right] \frac{1}{(n+m)!}; \end{aligned}$$

Для случая одноосного растяжения

$$\begin{aligned} U_{0nm}^{(k)}(R) &= \frac{TR}{2G} \times \\ & \times \left(\frac{-2\sigma}{1+\sigma} \delta_{k,-1} + \frac{\sigma}{1+\sigma} \delta_{k,1} + \frac{1}{1+\sigma} \delta_{k,0} \right) \delta_{n,1} \delta_{m,0}; \\ F_{0nm}^{(k)}(R) &= \frac{T}{2G} \delta_{k,0} \delta_{n,1} \delta_{m,0}. \end{aligned}$$

Для случая двуосного растяжения

$$\begin{aligned} U_{0nm}^{(k)}(R) &= \frac{TR}{G} \times \\ & \times \left(\frac{1-\sigma}{1+\sigma} \delta_{k,-1} - \frac{1-\sigma}{2(1+\sigma)} \delta_{k,1} - \frac{\sigma}{1+\sigma} \delta_{k,0} \right) \delta_{n,1} \delta_{m,0}; \\ F_{0nm}^{(k)}(R) &= \frac{T}{G} \left(\delta_{k,-1} - \frac{1}{2} \delta_{k,1} \right) \delta_{n,1} \delta_{m,0}. \end{aligned}$$

Оператор системы уравнений (19) – (22) является фредгольмовым при условии непересечения граничных поверхностей [13].

Анализ результатов

Коэффициенты Пуассона материалов матрицы и включений приняты равными соответственно $\sigma_0 = 0,38$ и $\sigma_j = 0,21$.

Система уравнений (19) – (22) численно решается методом редукции. На основании полученных решений находятся нормальные напряжения на площадках, параллельных координатным плоскостям.

На рис. 2 – 4 приведены распределения напряжений σ_x/T , σ_y/T , σ_z/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния a/R между ними для низко-модульных зерен $G_j/G = 25$ при одноосном растяжении. Напряжения σ_x/T при приближении включений растут по абсолютной величине, оставаясь отрицательными, и вносят наибольший вклад в напряженное состояние. Аналогично ведут себя напряжения σ_y/T , однако, при удалении включений

в средней точке отрезка они практически равны нулю. Напряжения σ_z/T при приближении включений меняют знак в средней точке отрезка и становятся сжимающими.

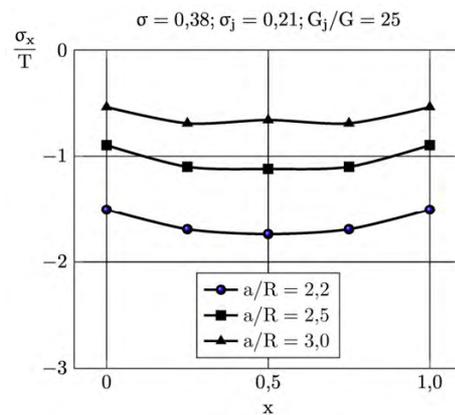


Рис. 2. Напряжения σ_x/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при одноосном растяжении

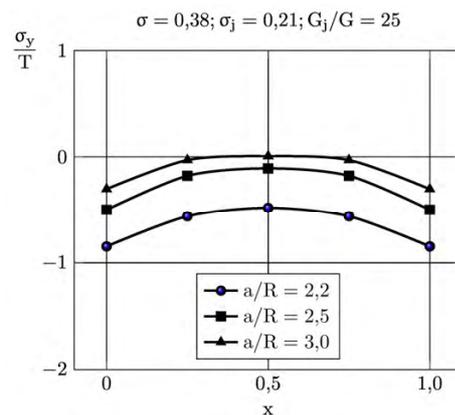


Рис. 3. Напряжения σ_y/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при одноосном растяжении

На рис. 5 – 7 приведены распределения напряжений σ_x/T , σ_y/T , σ_z/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния a/R между ними для низко-модульных зерен $G_j/G = 25$ при двуосном растяжении. В тензоре напряжений определяющими являются нормальные напряжения σ_x/T , σ_y/T и σ_z/T , которые растут с приближением включений друг к другу. Наибольшее значение напряжения σ_x/T наблюдается в средней точке линии, соединяющей центры включений, в то время как для σ_y/T и σ_z/T их концентрация наблюдается на границе включений.

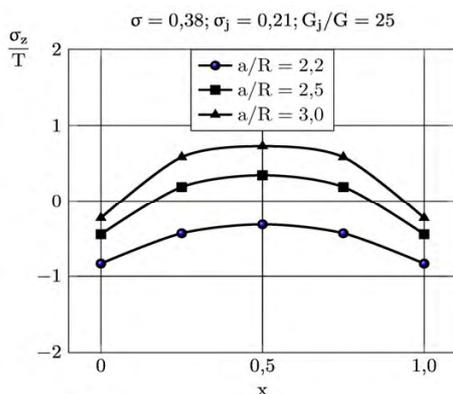


Рис. 4. Напряжения σ_z / T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при одноосном растяжении

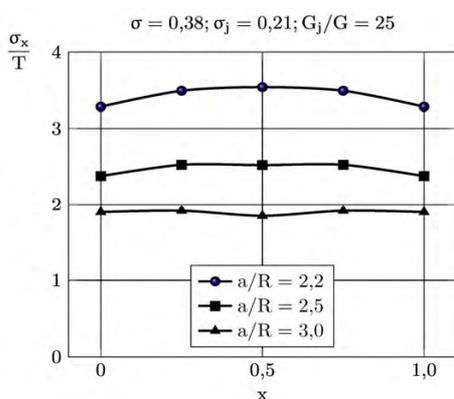


Рис. 5. Напряжения σ_x / T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при двуосном растяжении

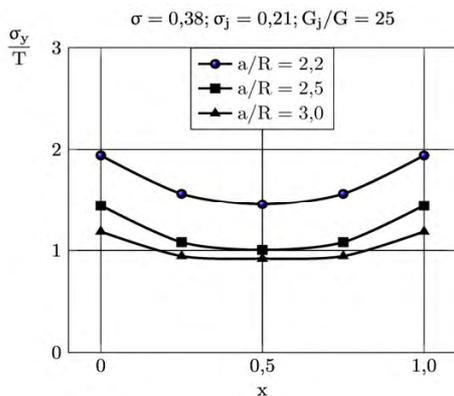


Рис. 6. Напряжения σ_y / T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при двуосном растяжении

Заключение

В работе предложен эффективный метод определения напряжений в упругом пространстве с двумя параллельно расположенными сферическими включениями при одноосном и двуосном растяжении. Метод позволяет точно удовлетворить граничным условиям на бесконечности и условиям идеаль-

ного контакта на границе включений. Метод редукции, применяемый при численном решении разрешающих систем, обладает высокой скоростью сходимости, что обусловлено экспоненциальным убыванием матричных коэффициентов. Для получения гарантированной точности в 0,1% достаточно удерживать в бесконечной системе линейных алгебраических уравнений (19) – (22) число уравнений, отвечающее $n_{\max} = 6$ при относительном расстоянии между включениями $a / R = 2,5$.

Полученные результаты могут быть использованы для моделирования локального напряженно-деформированного состояния зернистого композита со сферическими зёрнами.

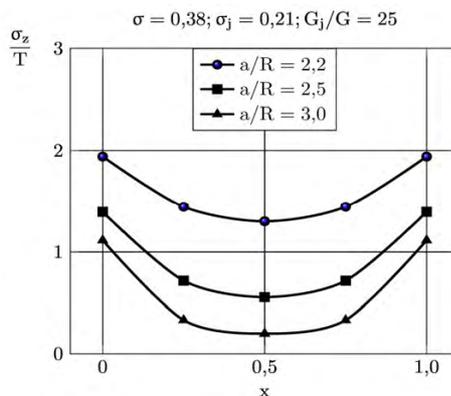


Рис. 7. Напряжения σ_z / T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при двуосном растяжении

Литература

1. Khoroshun, L. P. *Mathematical models and methods of the mechanics of stochastic composites [Text]* / L. P. Khoroshun // *International Applied Mechanics*. – 2000. – V. 36, No 10. – P. 1284–1316.
2. Вольперт, В. С. *Осесимметричное напряжённое состояние пространства, содержащего систему сферических полостей или включений [Текст]* / В. С. Вольперт, И. П. Олегин // *Новосиб. ин-т инж. ж.-д. транспорта*. – 1977. – 19 с. – Деп. в ВИНТИ. №3266–77.
3. Олегин, И. П. *Осесимметричное напряжённое состояние в трансверсально-изотропной упругой среде с двумя жесткими эллипсоидальными включениями [Текст]* / И. П. Олегин // *Сибирский журнал индустриальной математики*. – 2002. – Т. V, № 1(9). – С. 127–132.
4. Олегин, И. П. *Решение пространственной задачи теории упругости для трансверсально-изотропного тела, содержащего периодическую систему эллипсоидальных полостей [Текст]* / И. П. Олегин // *Сибирский журнал индустриальной математики*. – 1999. – Т. II, № 1. – С. 117–122.
5. Гаришин, О. К. *Прогнозирование прочности эластомерных зернистых композитов в зависимо-*

сти от размеров частиц наполнителя [Текст] / О. К. Гаришин, Л. А. Комар // *Механика композиционных материалов и конструкций*. – 2003. – Т. 9, № 3. – С. 278–286.

6. Голотина, Л. А. Численное моделирование реологических свойств зернистого композита с использованием структурного подхода [Текст] / Л. А. Голотина, Л. Л. Кожжевникова, Т. Б. Кошкина // *Механика композитных материалов*. – 2008. – Т. 44, № 6. – С. 895–906.

7. Капишевский, А. А. Осесимметричное напряженное состояние шара с неконцентрической шаровой полостью [Текст] / А. А. Капишевский, Н. П. Копыстра, Л. Н. Ломонос // *Докл. АН УССР. Сер. А*. – 1980. – №9. – С. 50–55.

8. Tsuchida, E. On the asymmetric problem of the theory for an infinite elastic solid containing two spherical inclusions [Text] / E. Tsuchida, I. Nakahara, M. Kodama // *Bull. JSME*. – 1980. – V. 23, № 181. – P. 1072–1080.

9. Николаев, А. Г. Математическая модель напряженно-деформированного состояния пористого материала [Текст] / А. Г. Николаев, Е. А. Танчик // *Вопросы проектирования и производства кон-*

струкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. – Т. 2 (58). – С. 48–58.

10. Николаев, А. Г. Развитие локальной модели напряженного состояния пористого материала [Текст] / А. Г. Николаев, Е. А. Танчик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 1(98). – С. 14–18.

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

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

13. Николаев, А. Г. Обоснование обобщенного метода Фурье в основных краевых задачах теории упругости для некоторых пространственных канонических областей [Текст] / А. Г. Николаев // *Доповіди НАН України*. – 1998. – Т. 2. – С. 78–83.

Поступила в редакцию 17.03.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

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

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ В ОКОЛІ ДВОХ СФЕРИЧНИХ ВКЛЮЧЕНЬ В ПРУЖНОМУ ПРОСТОРИ

О. Г. Николаев, Е. А. Танчик

У роботі запропоновано ефективний метод визначення напружень у пружному просторі з двома паралельно розташованими сферичними включеннями при одноосному і двоосному розтягуванні. Метод дозволяє точно задовольнити граничним умовам на нескінченності та умовам ідеального контакту на поверхнях включень. Метод редукції, який застосовано при чисельному вирішенні розв'язної системи, має високу швидкість збіжності, що обумовлено експоненціальним спаданням матричних коефіцієнтів. Проведено чисельний і якісний аналіз напруженого стану на лінії, що з'єднує центри включень, залежно від відносної відстані між включеннями.

Ключові слова: сферичне включення, граничні умови, напружено-деформований стан, узагальнений метод Фур'є, метод редукції, зернистий композит.

ANALYSIS OF THE STRESS STATE IN THE NEIGHBORHOOD OF TWO SPHERICAL INCLUSIONS IN ELASTIC SPACE

A. G. Nikolaev, E. A. Tanchik

An effective method for determining the stresses in the elastic space with two parallel spherical inclusions under uniaxial and biaxial tension is proposed. Method enables to satisfy exactly the boundary conditions at infinity and perfect contact conditions at the boundary of inclusions. Reduction method, which is used in the numerical solution of resolving system, has a high rate of convergence, due to the exponential decrease of the matrix coefficients. The numerical and qualitative analysis of the stress state on the line connecting the centers of the inclusions depending on the relative distance between the inclusions are carried out.

Key words: spherical inclusion, boundary conditions, stress-strain state, generalized Fourier method, method of reduction, granular composite.

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

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

УДК 533.666.2: 629.7

П. И. ИВАНОВ

Херсонский национальный технический университет, Украина

ОСНОВНОЙ ЭТАП ПРОЦЕССА НАПОЛНЕНИЯ ПАРАШЮТОВ БОЛЬШИХ ПЛОЩАДЕЙ

В работе рассматривается основной этап – один из важнейших этапов процесса наполнения парашютов больших площадей основного класса. Приводятся и обосновываются причины, заставляющие разработчиков парашютов больших площадей проводить детальные исследования основного этапа. Приводятся некоторые экспериментальные факты по результатам летных испытаний парашютов основного класса площадей $500 \div 1500 \text{ м}^2$. Выявлены факторы, которые могут быть возможными причинами замедления или ускорения процесса наполнения парашютов на основном этапе. Приведены базовые размерные и безразмерные эмпирические зависимости, характеризующие динамику процесса наполнения куполов больших площадей на основном этапе.

Ключевые слова: парашюты больших площадей, основной класс, основной этап, процесс наполнения.

Введение

Парашюты больших площадей ($500 \div 1500 \text{ м}^2$) сегодня находят все большее и большее применение при десантировании тяжелых грузов и боевой техники, спасении отработанных ракетных топливных блоков, ступеней ракетносителей, спасении возвращаемых на Землю и спускаемых на другие планеты Солнечной системы космических аппаратов.

Как показывают результаты летных испытаний, процесс наполнения парашюта большой площади четко разделяется на три этапа [1]: подготовительный, основной, заключительный.

Подготовительным называется этап, начинающийся с момента полного вытягивания купола и строп на всю длину и заканчивающийся моментом, когда купол в своей профильной проекции в первый раз примет геометрию «полусфера – усеченный конус» [1, 2].

Далее начинает протекать основной этап, в процессе которого в профильной проекции купола геометрия «полусфера – усеченный конус» последовательно преобразуется в полусферическую (или полуэллипсоидную) за счет постепенного исчезновения конической части. Основной этап по времени занимает от 0,7 до 0,9 всего безразмерного времени наполнения (если его принять за единицу).

Завершается процесс наполнения заключительным этапом, сущность которого состоит в переполнении купола вследствие большой динамики его раскрытия и затухающих колебаний полностью наполненного купола около его положения равновесия.

В данной работе подробно рассматривается только основной этап процесса наполнения.

Постановка задачи

Цель настоящей работы – обсуждение результатов экспериментальных исследований основного этапа процесса наполнения парашютных систем больших площадей основного класса и получение ряда эмпирических зависимостей, что связано с важной теоретической и практической задачей изучения динамики процесса раскрытия и построения в перспективе его математической модели. Последние исследования и публикации, на которые опирается автор данной статьи, представлены в работах [1-3].

Основная часть

Основной этап наиболее хорошо прослеживается у парашютов основного класса больших площадей с малой величиной удельной массовой нагрузки на парашют. Чем больше площадь купола парашюта и меньше величина удельной массовой нагрузки, тем более ярко выражен основной этап.

На основном этапе реализуется максимум аэродинамической нагрузки, действующей на парашют в процессе его раскрытия, в связи с чем, большая часть разрушений купола и строп парашюта приходится именно на основной этап.

На основном этапе может реализоваться длительное наполнение или даже ненаполнение купола парашюта большой площади.

Для описания процесса раскрытия парашюта система уравнений движения системы объект-парашют должна быть дополнена уравнениями аэродинамики, которые должны были бы позволить определить изменение геометрии купола в процессе его наполнения. Однако, учитывая сложность дваж-

ды нестационарного процесса (изменяется как геометрия купола, так и скорость движения системы), сегодня пока еще не удается получить их решение для наполняющегося парашюта.

В этой связи возникла идея – вместо уравнений аэродинамики дополнить и замкнуть систему уравнений движения эмпирическими уравнениями, полученными из эксперимента и описывающими изменение геометрии купола в процессе его наполнения, что по существу должно быть одним из интегралов (решений) дифференциальных уравнений аэродинамики.

Для построения математической модели процесса наполнения парашюта основного класса большой площади весьма важно знать такие характеристики, как: количественные изменения площадей входного и миделевого сечений купола во времени; качественные изменения геометрии контуров кромки и миделевого сечения, ортогональных к оси парашюта в процессе его раскрытия.

Детальные исследования кинограмм и зависимостей площадей входного и миделевого сечений наполняющихся осесимметричных куполов больших площадей по методике [3] позволяют выдвинуть гипотезу о том, что на основном этапе процесса наполнения может быть принята математическая модель пропорциональности производной от массы воздуха m под куполом по времени t массе этого воздуха, поступающего под купол:

$$\frac{dm}{dt} = k_1 m, \quad (1)$$

где k_1 – коэффициент пропорциональности.

Поскольку поток массы под купол пропорционален площади F входного (или миделевого) сечений, то, вероятно, аналогичная зависимость может сохраняться и для процесса изменения площади сечения купола во времени:

$$\frac{dF}{dt} = kF. \quad (2)$$

Дифференциальное уравнение (2) является обыкновенным дифференциальным уравнением первого порядка и имеет общее решение вида:

$$F = Ce^{kt},$$

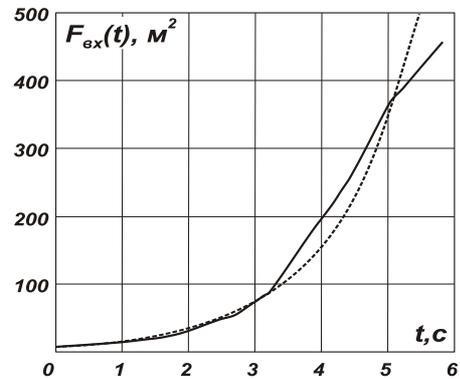
где C – произвольная постоянная. Используя начальное условие: при $t=0$, $F = F_0$, получим: $C = F_0$, и окончательно:

$$F(t) = F_0 e^{kt}. \quad (3)$$

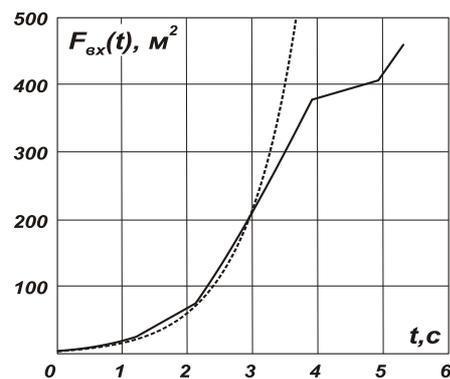
Последняя зависимость проверялась на экспериментальных кривых, построенных для законов

изменения площадей входных и миделевых сечений осесимметричных куполов.

На рисунках 1-2 представлены экспериментальные кривые, полученные по методике [3] для зависимостей изменения площадей входного и миделевого сечений во времени куполов парашютов площадью 1000 м^2 .



а



б

Рис. 1. Зависимости для изменения во времени площадей входных сечений купола площадью 1000 м^2 :

а – эксперимент № 1; б – эксперимент № 3

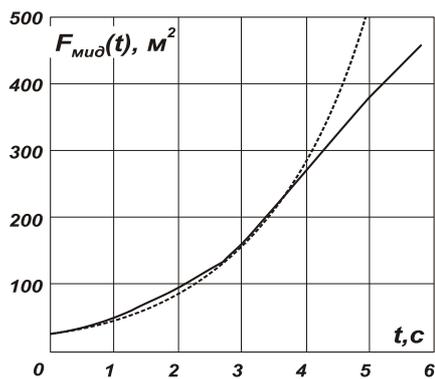
Купола были изготовлены из ткани арт. 56004П и арт. 56005П со средней воздухопроницаемостью $500 \div 600 \text{ л/м}^2 \text{ с}$ и не имели конструктивной воздухопроницаемости. Было взято два летных эксперимента (№ 1 и № 3), проведенных на аналогичных режимах: $V_0 \approx 55 \text{ м/с}$, $H \approx 2800 \text{ м}$ с грузом массой $M \approx 2500 \text{ кг}$. Это соответствует принятым в практике парашюта значениям безразмерных критериев:

$$\text{– числа Фруда } Fr = \frac{g\sqrt{F_{\Pi}}}{V_0^2} = 0,1 \text{ и}$$

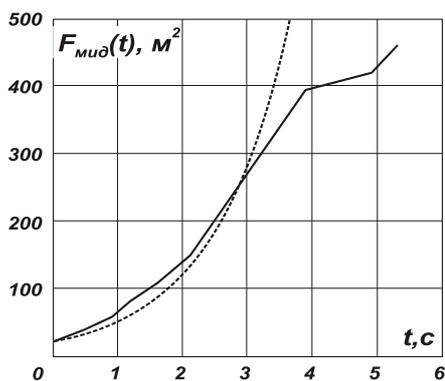
$$\text{– числа Ньютона } N = \frac{\rho F_{\Pi} \sqrt{F_{\Pi}}}{M} = 12,65,$$

где g – ускорение свободного падения;

$F_{П}$ – площадь купола парашюта в раскрые;
 V_0 – скорость системы объект-парашют в момент начала наполнения;
 ρ – плотность воздуха на высоте H раскрытия парашюта;
 M – масса системы объект-парашют.
 Здесь сплошной линией показана реальная кривая, а пунктирной – математическая экспоненциальная модель.



а



б

Рис. 2. Зависимости для изменения во времени площадей миделевых сечений купола площадью 1000м²:

а – эксперимент № 1; б – эксперимент № 3

Были получены следующие экспериментальные аппроксимирующие зависимости для купола парашюта площадью 1000 м², основа которого была изготовлена из капроновой ткани арт. 56004П и арт. 56005П, а отношение длины строп к диаметру купола было равно единице.

Эксперимент № 1:

- входное сечение: $F_{вх}(t) = 7e^{0,78t}$;
- миделевое сечение: $F_{мид}(t) = 26e^{0,6t}$.

Эксперимент № 3:

- входное сечение: $F_{вх}(t) = 5e^{1,25t}$;
- миделевое сечение: $F_{мид}(t) = 22e^{0,85t}$.

Здесь коэффициенты, стоящие перед экспонентой, представляют собой начальные значения площадей входного и миделевого сечений.

Коэффициенты, стоящие в показателях экспонент, характеризуют интенсивность динамики процесса наполнения.

Как видно, разброс в показателях экспонент для входных сечений значительно больше, чем для миделевых, что объясняется существенной неодинаковостью формообразования (геометрии) кромки входного сечения в процессе наполнения.

Коэффициенты, характеризующие интенсивность динамики процесса изменения площади входного сечения примерно в 1,3÷1,5 раз выше, чем коэффициенты, характеризующие интенсивность динамики процесса изменения площади миделевого сечения.

Эти же зависимости, но записанные уже в безразмерном виде, имеют вид:

а) эксперимент № 1:

- входное сечение: $\bar{F}_{вх}(\bar{t}) = 0,015e^{4,6\bar{t}}$;
- миделевое сечение: $\bar{F}_{мид}(\bar{t}) = 0,056e^{3,6\bar{t}}$.

б) эксперимент № 3:

- входное сечение: $\bar{F}_{вх}(\bar{t}) = 0,011e^{6,8\bar{t}}$;
- миделевое сечение: $\bar{F}_{мид}(\bar{t}) = 0,048e^{4,8\bar{t}}$.

Здесь черта над соответствующим символом обозначает отношение текущей площади к площади соответствующего сечения полностью наполненного купола, и отношение текущего времени к времени полного наполнения купола:

$$\bar{F}_{вх} = F_{вх} / F_{ПН.вх},$$

$$\bar{F}_{мид} = F_{мид} / F_{ПН.мид}, \quad \bar{t} = t / t_{ПН}.$$

В обработку вошло 5 зачетных летных экспериментов с куполом площадью 1000 м². Анализ полученных безразмерных зависимостей для площадей входного и миделевого сечений показал, что в момент окончания подготовительного и начала основного этапа процесса наполнения площадь входного сечения составляет 1÷2%, а площадь миделевого сечения составляет 5÷7% от площади соответствующего сечения полностью наполненного купола. Коэффициент в показателе экспоненты для функции $\bar{F}_{вх}(\bar{t})$ изменяется в интервале от 3,6 до 6,8, а для функции $\bar{F}_{мид}(\bar{t})$ – в интервале от 3,45 до 5,5. Нужно также отметить, что все обезразмеренные кривые для площади входного сечения различных экспери-

ментов достаточно близки друг к другу только в интервале значений безразмерного времени от 0 до 0,2. Далее начинаются значительные расхождения.

Расхождения в кривых для площади входного сечения в различных экспериментах обусловлены характером формообразования контура кромки.

Если геометрия контура кромки входного сечения купола близка к осесимметричной (относительно оси симметрии купола) с ярко выраженной звездообразностью по всему контуру, то динамика процесса наполнения будет достаточно плавной, аэродинамическая нагрузка на парашют, как правило, будет относительно небольшой. Течение под куполом в этом случае имеет осевую симметрию.

Если же геометрия контура кромки явно асимметрична так, что звездообразность явно формируется только на одной половине контура, то динамика процесса наполнения будет энергичной и аэродинамическая нагрузка на парашют может быть весьма значительной. На режимах, близких к предельным, это может привести к повреждениям или даже к разрушениям купола и строп парашюта. Течение под куполом в этом случае не имеет осевой симметрии.

Возвращаясь к анализу характера поведения обезразмеренных кривых, нужно отметить следующее. В процессе обработки материалов испытаний было также обнаружено, что, если в ряде случаев в функцию для безразмерной площади миделевого сечения добавить линейный член, т.е. представить ее в виде: $\bar{F}_{\text{мид}}(\bar{t}) = a\bar{t}^k + b\bar{t}$, где $a, b, k = \text{const}$, то это может значительно продлить интервал достаточно хорошего совпадения аппроксимирующей кривой с массивом экспериментальных точек.

Физически это означает, что в законах изменения площадей $\bar{F}_{\text{вх}}(\bar{t})$ и $\bar{F}_{\text{мид}}(\bar{t})$ нет и не может быть полного подобия.

Как видим, вариации в значениях коэффициентов соответствующих площадей довольно велики, что говорит о существенной нестабильности процесса наполнения купола большой площади.

Возвращаясь к графикам, видим, что аппроксимация реального процесса экспонентой вида (3) достаточно хороша только до середины (по времени), а точнее, до $t_c = (0,55 \pm 0,05)$ от времени основного этапа процесса наполнения $(t_n - t_{\text{п}})$, где t_n – время полного наполнения купола (с учетом подготовительного этапа), а $t_{\text{п}}$ – время протекания подготовительного этапа.

Далее начинаются расхождения и довольно значительные. Это связано с тем, что зависимость (3) никак не учитывает сдерживающего процесс наполнения влияния горизонтальных составляющих

сил натяжения строп, а также не учитывает звездообразность кромки наполняющегося купола, следствием чего является появление больших провалов на невыполненной части купола, на которых внешний поток, поворачивая и тормозясь, совершает работу по задержке процесса раскрытия, рис. 3.

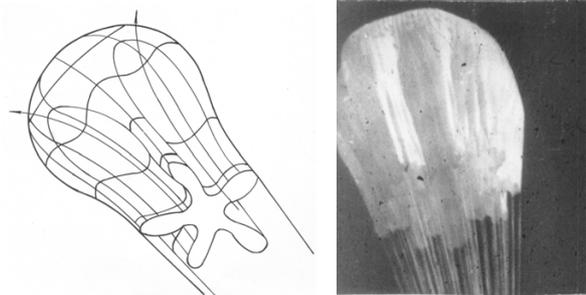


Рис. 3. Геометрия купола на основном этапе процесса наполнения

Если разрабатывается математическая модель для расчета максимальной (аэродинамической) нагрузки в процессе наполнения, действующей на систему объект-парашют основного класса, имеющую достаточно большое число Ньютона (это, например, парашюты для мягкой посадки с использованием только системы амортизации), то у них фаза максимальной нагрузки реализуется в начале первой половины процесса наполнения и зависимости (3) в этом случае вполне достаточно.

Если же число Ньютона относительно не велико (это, например, системы парашютно-реактивной посадки с грузами большой массы), то у них фаза максимальной нагрузки обычно реализуется во второй половине процесса наполнения и зависимости (3) в этом случае явно недостаточно. В этом случае важен второй участок зависимостей площадей сечений входа и миделя купола.

Второй участок основного этапа процесса наполнения может быть с достаточной для практики степенью точности аппроксимирован, как показывают результаты обработки экспериментов, прямой линией.

Пусть

$$F_{0\text{в}}(t) = F_{0\text{вх}} e^{k_{\text{вх}} \cdot t_c \cdot (t_n - t_{\text{п}})},$$

$$F_{0\text{м}}(t) = F_{0\text{мид}} e^{k_{\text{мид}} \cdot t_c \cdot (t_n - t_{\text{п}})},$$

тогда уравнение прямой, аппроксимирующей второй участок процесса наполнения купола на основном этапе имеет вид:

– входное сечение:

$$F_{\text{вх}}(t) = F_{0\text{в}}(t) + \frac{(F_{\text{ПН.вх}} - F_{0\text{в}}(t))(t - t_c \cdot (t_n - t_{\text{п}}))}{(1 - t_c)(t_n - t_{\text{п}})},$$

– миделевое сечение:

$$F_{\text{мид}}(t) = F_{0\text{мид}}(t) + \frac{(F_{\text{ПН.мид}} - F_{0\text{мид}}(t))(t - t_c \cdot (t_{\text{н}} - t_{\text{п}}))}{(1 - t_c)(t_{\text{н}} - t_{\text{п}})}$$

Здесь $F_{0\text{вх}}$, $F_{0\text{мид}}$ – значение площадей входного и миделевого сечений в момент начала основного этапа процесса наполнения; $F_{\text{ПН.вх}}$, $F_{\text{ПН.мид}}$ – значение площадей входного и миделевого сечений в момент полного наполнения купола; $k_{\text{вх}}$, $k_{\text{мид}}$ – коэффициенты, стоящие в показателях экспонент, характеризующие интенсивность динамики процесса наполнения для площадей входа и миделя соответственно.

Эти расчетные формулы справедливы при условии, что второй участок основного этапа процесса наполнения в конце не имеет резкого излома, обусловленного специфической особенностью больших куполов, связанной с подскладыванием кромки на уже практически полностью выполненном куполе.

Но это подскладывание входит уже в третий, заключительный этап процесса наполнения и в данной работе не рассматривается.

В эксперименте № 1 такое подскладывание практически отсутствует (рис. 1, 2), в эксперименте № 3 – оно прослеживается явно.

Расчеты, проведенные по последним формулам с учетом того, что в первом эксперименте

$$(t_{\text{н}} - t_{\text{п}}) = 5,8 \text{ с}; t_c = 0,55; F_{\text{ПН.вх, мид}} \approx 460 \text{ м}^2,$$

дали следующие результаты для второго участка основного этапа процесса наполнения в эксперименте № 1:

$$F_{\text{вх}}(t) = -374,94 + 143t;$$

$$F_{\text{мид}}(t) = -170,48 + 108,7t.$$

Сходимость аппроксимирующей прямой с результатами эксперимента достаточно хорошая.

В безразмерном виде второй участок эксперимента № 1 можно представить следующими безразмерными зависимостями:

$$\bar{F}_{\text{вх}}(\bar{t}) = -0,83 + 1,85\bar{t};$$

$$\bar{F}_{\text{мид}}(\bar{t}) = -0,36 + 1,38\bar{t}.$$

В третьем эксперименте имеется характерное подскладывание кромки купола в конце второго участка основного этапа процесса наполнения.

Для расчета линейных зависимостей $F_{\text{вх}}(t)$, $F_{\text{мид}}(t)$ на втором участке основного процесса наполнения в эксперименте № 3 до точки подскладывания можно воспользоваться формулами линейных зависимостей. В результате получим:

$$F_{\text{вх}}(t) = -348,6 + 188,05t;$$

$$F_{\text{мид}}(t) = -197,26 + 152,85t.$$

В безразмерном виде второй участок эксперимента № 3 можно представить следующими безразмерными зависимостями:

$$\bar{F}_{\text{вх}}(\bar{t}) = -0,6 + 1,9\bar{t};$$

$$\bar{F}_{\text{мид}}(\bar{t}) = -0,31 + 1,59\bar{t}.$$

Подводя итог проведенным выше исследованиям по определению площадей входного и миделевого сечений купола большой площади по двум участкам, можно окончательно предложить следующие безразмерные осредненные эмпирические зависимости для построения математической модели процесса раскрытия парашюта большой площади:

а) входное сечение:

- первый участок: $\bar{F}_{\text{вх}}(\bar{t}) = 0,013e^{5,5\bar{t}}$;
- второй участок: $\bar{F}_{\text{вх}}(\bar{t}) = -0,6 + 1,58\bar{t}$;

б) миделевое сечение:

- первый участок: $\bar{F}_{\text{мид}}(\bar{t}) = 0,05e^{4,0\bar{t}}$;
- второй участок: $\bar{F}_{\text{мид}}(\bar{t}) = -0,3 + 1,33\bar{t}$.

Стыковка участков для входного сечения выполняется при значении безразмерного времени $\bar{t} = 0,55$, а для миделевого сечения выполняется при $\bar{t} = 0,5$. Предложенные выше зависимости можно использовать при условиях и на режимах функционирования парашютов основного класса больших площадей, соответствующих числам $N = 10 \div 15$, $F_r = 0,08 \div 0,12$. На рис. 4 представлены осредненные безразмерные эмпирические зависимости, построенные по вышеприведенным формулам.

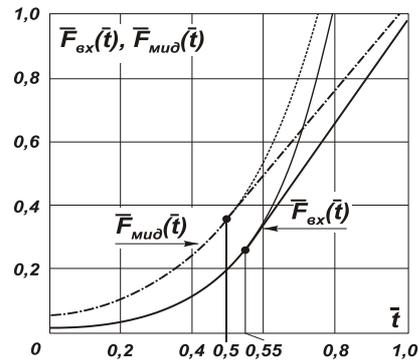


Рис. 4. Обезразмерные зависимости для площадей входного и миделевого сечений по двум участкам

Если, в простейшем случае, попытаться учесть сдерживающее процесс наполнения влияние от сил натяжения строп и звездообразности кромки купола, с целью приближенной аппроксимации всего основ-

ного этапа, не разбивая на части, то в зависимость (3) можно добавить линейный член:

$$F(t) = F_0 e^{kt} + bt, \quad (3a)$$

где коэффициент $b = \text{const}$.

Зависимости (3) и (3a) могут быть использованы при математическом моделировании процесса раскрытия и наполнения купола и приближенной оценке его динамических характеристик до фазы $\bar{t} = 0,85$.

Если заключительный участок основного этапа процесса наполнения не имеет резких изломов, например, как в эксперименте № 1, то возможна аппроксимация по формуле (3a), имеющая более четкий физический смысл, когда значение F_0 в точности равно начальному значению площади входного или миделевого сечения. Так, для эксперимента № 1, физически более правильными будут выражения:

$$F_{\text{вх}}(t) = 7e^{0,703t} + 14,26t;$$

$$F_{\text{мид}}(t) = 26e^{0,447t} + 23,323t.$$

На рисунке 5 представлены графики этих зависимостей.

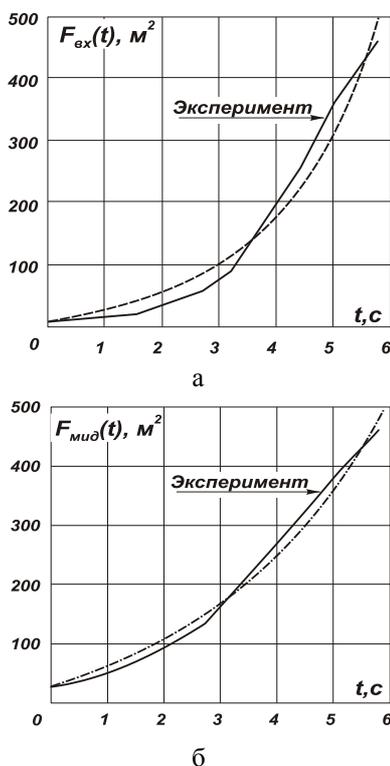


Рис. 5. Зависимости для изменения во времени площадей входного и миделевого сечений купола площадью 1000 м^2 в эксперименте № 1: а – входное сечение; б – миделевое сечение

В безразмерном виде экспериментальные кривые достаточно удовлетворительно можно представить зависимостями:

– входное сечение:

$$\bar{F}_{\text{вх}}(\bar{t}) = 0,015e^{4,6\bar{t}} + 0,01\bar{t};$$

– миделевое сечение:

$$\bar{F}_{\text{мид}}(\bar{t}) = 0,056e^{2,6\bar{t}} + 0,3\bar{t}.$$

Эти зависимости можно использовать для приближенного моделирования процесса наполнения больших куполов основного класса.

Нужно отметить, что предложенные для моделирования безразмерные зависимости, предполагающие разбиение основного этапа на два участка, более точны по сравнению с двумя последними. Тем не менее, для приближенных оценок характеристик движения системы объект-парашют, последние зависимости, полностью описывающие основной этап, также можно эффективно использовать с достаточной для практики степенью точности.

Используя полученные выше зависимости для изменения площадей входного и миделевого сечений купола в процессе наполнения парашюта, можно выполнять количественную оценку наполняемости парашюта с помощью интегральной характеристики – коэффициента оценки наполняемости v , [3]:

– для размерных зависимостей

$$v_{\text{вх,мид}} = \frac{\int_0^{t_H} F_{\text{вх,мид}}(t) dt}{F_{\text{ПН,вх,мид}} t_H},$$

– для безразмерных зависимостей

$$v_{\text{вх,мид}} = \int_0^1 \bar{F}_{\text{вх,мид}}(\bar{t}) d\bar{t}.$$

Чем больше коэффициент оценки наполняемости v , тем интенсивнее идет процесс наполнения купола парашюта и, наоборот, чем меньше величина v , тем менее интенсивно протекает процесс.

По вошедшим в обработку 5 зачетным летным экспериментам, проведенным на указанных выше режимах с куполами площадью 1000 м^2 , с учетом двух последних безразмерных функциональных зависимостей для площадей миделя и входа, путем подстановки их под знак последнего интеграла, были получены следующие числовые значения для коэффициентов наполняемости:

$$v_{\text{вх}} = 0,33; v_{\text{мид}} = 0,59.$$

Как видно, интенсивность процесса наполнения, оцениваемая по миделевому, примерно в 1,8 раза выше, чем по входному сечению.

Коэффициенты наполняемости могут быть эффективно использованы для сравнения наполняемости аналогичных конструкций куполов парашютов основного класса между собой.

Нужно также отметить, что наряду с коэффициентом оценки наполняемости ν существуют также и более тонкие инструменты для оценки наполняемости. Они используются в тех случаях, когда полученные в летных экспериментах коэффициенты ν близки, и нельзя с высокой степенью достоверности сказать, какой из двух сравниваемых между собой парашютов наполняется лучше. В этом случае обязательным дополнительным условием контроля качества процесса наполнения служит условие отсутствия горизонтальных участков на кривых $F_{\text{вх}}(t)$, $F_{\text{мид}}(t)$, т.е. выполнение условий:

$$\frac{dF_{\text{вх,мид}}(t)}{dt} > 0.$$

Кроме того, в случае, если для двух различных куполов получены примерно одинаковые значения критерия ν , то предпочтение по наполняемости следует отдать тому куполу, у которого кривая $\bar{F}_{\text{вх}}(\bar{t})$ вплоть до фазы $\bar{t}=0,3$ поднимается круче [3].

Известно [3], что интенсивность процесса наполнения и основные аэродинамические характеристики в процессе наполнения парашюта, существенно зависят от характера формообразования контура кромки входного сечения купола. Анализ показал, что чем больше звездообразность контура кромки купола, тем менее интенсивно идет процесс наполнения, и, наоборот, чем ближе форма контура к окружности, тем интенсивнее протекает процесс наполнения. Для количественной оценки степени звездообразности контура входного сечения в каждый момент времени в процессе наполнения введено понятие коэффициента формы [3]:

$$K_{\phi} = 4\pi \frac{F_{\text{вх}}}{L^2},$$

где L – длина наблюдаемого в данный момент (включая гофр и сборки) эффективного контура кромки купола;

$F_{\text{вх}}$ – площадь, охватываемая в данный момент эффективным контуром L .

Наибольшее значение коэффициента формы, равное единице, будет иметь круг. Наименьшее, близкое к нулю, будут иметь такие конфигурации кромки, как вытянутая серповидная или звездооб-

разная, с длинными узкими лучами (щелями) звезды.

Таким образом, величина коэффициента формы ($0 < K_{\phi} < 1$) косвенно может служить количественной характеристикой степени звездообразности контура входного сечения, а, следовательно, и количественной оценкой интенсивности процесса наполнения купола в каждый данный момент времени.

Весьма информативным, с точки зрения анализа динамики процесса наполнения, является множество точек K_{ϕ} , т.е., по существу функция $K_{\phi}(t)$.

Интересно отметить, что построенные кривые $K_{\phi}(t)$ для куполов площадью 1000 м^2 имеют ярко выраженный локальный максимум в районе максимума аэродинамической нагрузки, действующей на купол в процессе наполнения, и локальный минимум, примерно в момент времени $\bar{t}=0,5$, когда кромка купола уже практически полностью расправлена [3].

Для количественной оценки всего основного этапа наполнения парашюта можно использовать также интегральный коэффициент формы [3]:

$$K_{\phi\Sigma} = \int_0^1 K_{\phi} d\bar{t}.$$

По сравнению с коэффициентом оценки наполняемости ν (где требуется определение только истинной площади входного сечения) коэффициент K_{ϕ} учитывает конфигурацию контура кромки, чувствителен к появлению горизонтальных участков на кривых $F_{\text{вх}}(t)$, $F_{\text{мид}}(t)$ и, таким образом, является эффективным дополнением к коэффициенту ν в процессе оценки наполняемости купола парашюта.

Выводы

1. Рассмотрены и обсуждены некоторые результаты летных экспериментальных исследований основного этапа процесса наполнения парашютных систем больших площадей основного класса.

2. По результатам летных исследований получены приближенные зависимости для описания динамики основного этапа наполнения, которые могут быть использованы при построении математических моделей процесса раскрытия парашютов больших площадей основного класса без конструктивной воздухопроницаемости.

3. Предложены способы количественной оценки наполняемости куполов осесимметричных парашютов.

Литература

1. Иванов, П. И. Летные испытания парашютных систем [Текст] / П. И. Иванов. – Феодосия: Гранд-С, 2001. – 332 с.

2. Иванов, П. И. Подготовительный этап процесса наполнения парашютов больших площадей [Текст] / П. И. Иванов // *Авиационно-космическая*

техника и технология. – 2014. – № 2(109). – С. 33-38.

3. Иванов, П. И. Методика оценки формообразования и наполняемости купола парашюта в летном эксперименте, № 16101.52.00 [Текст] / П. И. Иванов ; НИИ АУС. – Феодосия, 2000. – 96 с.

Поступила в редакцию 3.03.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

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

ОСНОВНИЙ ЭТАП ПРОЦЕССУ НАПОВНЕННЯ ПАРАШУТІВ ВЕЛИКИХ ПЛОЩ

П. І. Іванов

У роботі розглядається основний етап - один з найважливіших етапів процесу наповнення парашутів великих площ основного класу. Приводяться та улаштовуються причини, що заставляють розроблювачів парашутів великих площ проводити детальні дослідження основного етапу. Приводяться деякі експериментальні факти за результатами літних іспитань парашутів основного класу площ 500÷1500м². Виявлено фактори, які можуть бути можливими причинами уповільнення або прискорення процесу наповнення парашутів на основному етапі. Приведено деякі базові безрозмірні емпіричні залежності, що характеризують динаміку процесу наповнення куполів великих площ на основному етапі.

Ключові слова: парашути великих площ, основний клас, основний етап, процес наповнення.

THE MAIN PHASE OF FILLING PROCESS OF LARGE-AREA PARACHUTES

P. I. Ivanov

The main phase is being examined in the work – it is one of the most important phases of filling process of large-area parachutes of the main class. The reasons that make the developers of large-area parachutes of the main class carry out detailed researches of the main phase are being put and justified. Some experimental facts according to the results of flight tests of the main parachutes with the area 500÷1500m are being referred. The line of material factors that can be probable reasons of the deceleration or the acceleration of filling process of parachutes in the main phase has been revealed. Basic dimensional and dimensionless empirical dependence defining the dynamics of filling process of large-area canopies in the main phase are given.

Key words: large-area parachutes, the main class, the main phase, filling process.

Иванов Петр Иванович – д-р техн. наук, профессор, Феодосийский факультет Херсонского национального технического университета, г. Феодосия, Украина, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.

УДК 539.4:517.958:629.7.02

Д. А. ТКАЧЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОРТОНОРМИРОВАННЫЙ В ЭНЕРГЕТИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ
БИГАРМОНИЧЕСКОГО ОПЕРАТОРА БАЗИС В ПРЯМОУГОЛЬНИКЕ
ПРИ ОДНОРОДНЫХ ГЛАВНЫХ КРАЕВЫХ УСЛОВИЯХ ПО ГРАНИЦЕ**

Построены ортонормированные в энергетическом пространстве бигармонического оператора базисы в прямоугольнике для трёх различных исходных координатных систем при однородных главных краевых условиях. Для элементов базиса при значительном их числе получены замкнутые выражения с абсолютно точными параметрами. Исследована погрешность, возникающая при сквозном счете ввиду неустойчивости процедуры ортогонализации. Показано, что наилучшими свойствами с точки зрения устойчивости процедуры ортогонализации и точности полученных результатов обладает один из трёх рассмотренных базисов, который почти ортогонален в исходном пространстве. Численные результаты представлены в таблицах и графиках.

Ключевые слова: ортонормированный базис, энергетическое пространство, бигармонический оператор, краевая задача.

Введение

Несущая конструкция любого летательного аппарата является тонкостенной пространственной системой, состоящей из тонких оболочек, пластин и разнообразных подкрепляющих рёбер жёсткости. Существующая проблема обеспечения необходимой прочности несущей конструкции при минимальной массе может быть решена только на компромиссной основе. Для достижения этого компромисса требуется привлечение высокоточных математических моделей с последующим их анализом современными методами, позволяющими получить результат с любой наперёд заданной точностью.

Предложенный и развиваемый в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» метод идентификации краевых условий (МИКУ) как раз и призван обеспечить доскональное исследование работы любого силового элемента конструкции в составе сложной разветвлённой тонкостенной пространственной системы. На одном из этапов реализации метода требуется построение в двумерных канонических и неканонических областях аналитических и аналитико-численных решений краевых задач теории оболочек и пластин. Метод сопряжения конструктивных элементов (МСКЭ), являющийся составной частью МИКУ, позволяет адекватно и с заданной точностью выполнить сложные условия упругого взаимодействия подсистем и элементов сложной системы. Целью данной работы как раз и является построение аналитического ре-

шения для фрагментов в виде прямоугольной пластины сложной тонкостенной пространственной системы. Сказанным определяется не только актуальность работы, но и её практическая ценность и научная значимость.

Следует отметить, что МИКУ является методом, который можно отнести к направлению, получившему название «Вычислительная механика деформируемого твёрдого тела» (ВМДТТ), задача которого заключается в получении с помощью современных вычислительных средств решений нетривиальных задач с любой наперёд заданной точностью.

К сожалению, до настоящего времени точные решения краевых задач теории оболочек и пластин при произвольных неоднородных краевых условиях не получены. Их нет даже при однородных главных краевых условиях. Если бы последние задачи были решены, то тем самым были бы решены и отмеченные краевые задачи с произвольными неоднородными краевыми условиями. Такая возможность обеспечивается теоремами вложения, продолжения и теоремой о следах [1 – 3].

Поскольку получение точных решений не представляется возможным, то необходимо привлекать численные методы, среди большого разнообразия которых следует выделить методы, основанные на экстремальных вариационных принципах механики (Лагранжа и Кастильяно). Для численной реализации вариационных принципов необходимо построение системы координатных функций (базиса), отвечающих известным требованиям [4, 5]. Выпол-

нением отмеченных требований обеспечивается сходимость приближённых решений к точному в соответствующей метрике, устойчивость, как получения самих приближённых решений, так и процедуры решения системы линейных алгебраических уравнений высокого порядка.

Если оператор A исходной задачи положительно определённый, то всем требованиям к базису отвечает базис, ортонормированный в энергетической метрике такого оператора; при этом матрица системы линейных алгебраических уравнений является единичной. Однако известная процедура ортогонализации Грама-Сонина-Шмидта является неустойчивой, так как последующая функция базиса выражается через предыдущие, что приводит к накоплению ошибок машинного округления. Этого обстоятельства можно избежать, если в процессе проведения процедуры ортогонализации отказаться от перехода к приближённым численным значениям искомых параметров, а получать для них явные точные выражения в виде дробей, радикалов и т.д. Такую возможность предоставляет математическое обеспечение современных вычислительных средств. Оговоренная выше цель работы, как будет показано ниже, достигается полностью благодаря передаче вычислительному средству процедур преобразований.

В работе рассматривается три исходных базиса:

- ортонормированная в $L_2(\Omega)$, где Ω - декартово произведение двух открытых отрезков $(-1,1)$, система функций, предложенная в работе [6];
- система функций, предложенная в работе [7], выраженная через многочлены Лежандра;
- система многочленов

$$P_{mn}(x, y) = (1-x^2)^2(1-y^2)^2 x^m y^n, \\ n, m = 0, 1, 2, \dots, x \in (-1, 1), y \in (-1, 1).$$

1. Постановка краевой задачи и некоторые подходы к её решению

Рассмотрена краевая задача для положительно определённого бигармонического оператора A , действующего в прямоугольной области

$$\Omega = \{(x, y) : -1 < x < 1; -1 < y < 1\},$$

описываемая дифференциальным уравнением

$$Au \equiv \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + 2\lambda^2 \frac{\partial^4 u}{\partial x^2 \partial y^2} + \lambda^4 \frac{\partial^4 u}{\partial y^4} = Q(x, y) \quad (1)$$

и однородными краевыми условиями на границе Γ

области Ω

$$u = \frac{\partial u}{\partial n} = 0 \quad \text{на } \Gamma, \quad (2)$$

где $u(x, y)$ – искомая функция;

n – нормаль к границе Γ ;

$\lambda = a/b$ – параметр удлинения пластины с размерами $2a \times 2b$;

$Q(x, y)$ – функция нагрузки из класса $L_2(\Omega)$.

Отметим, что искомая функция $u(x, y)$ является функцией прогиба в задаче изгиба прямоугольных пластин. Эту же функцию при $Q(x, y) \equiv 0$ и неоднородных краевых условиях, соответствующих условиям (2), можно отождествить с функцией напряжений Эри в плоской задаче теории упругости.

Решение краевой задачи (1) - (2) является элементом функционального пространства $S. Л. Со$ болева $W_2^2(\Omega) \equiv H_A$ (H_A – энергетическое пространство оператора A).

Введём в H_A энергетическое (скалярное) произведение

$$(Au, v) \equiv [u, v] = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + 2\lambda^2 \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 v}{\partial x \partial y} + \lambda^4 \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right] dx dy \quad (3)$$

и порождаемую этим скалярным произведением энергетическую норму

$$(Au, u) \equiv \|u\|^2 = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left[\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \right)^2 + 2\lambda^2 \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y} \right)^2 + \lambda^4 \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)^2 \right] dx dy. \quad (4)$$

Решение краевой задачи (1) - (2) удовлетворяет интегральному тождеству

$$[u, v] - (Q, v) = 0, \quad \forall v \in H_A. \quad (5)$$

Интегральное тождество (5) связано с экстремальным вариационным принципом Лагранжа, который в данном случае переходит в принцип минимума полной потенциальной энергии пластины

$$Fu = \frac{1}{2} \|u\|^2 - (Q, u) \Rightarrow \min. \quad (6)$$

В равенствах (3) – (6) (u, v) обозначает обычное скалярное произведение в $L_2(\Omega)$.

Таким образом, вместо решения краевой задачи (1) - (2) можно решать вариационную задачу для квадратичного функционала Fu (6).

Для решения краевой задачи (1) - (2) или вариационной задачи (6) (что одно и то же) необходимо построение координатных функций (базиса), обладающих требуемыми свойствами. Наилучшим из этих базисов будет тот, который ортонормирован в энергетической метрике положительно определённого оператора A . Получающаяся при этом система алгебраических уравнений при решении краевой задачи (1) - (2), например методом Бубнова-Галёркина или минимизацией функционала (6) методом Рунге, окажется единичной. Это обстоятельство позволит выписать решение в явном виде. Таким образом, задача заключается в построении означенного выше базиса.

Построению аналитико-численных и приближённых аналитических решений задачи (1) - (2) посвящён цикл работ [8 - 10]. Настоящая работа завершает этот цикл.

В работе [8] для получения аналитико-численного решения различными методами (в том числе вариационным) были привлечены пять систем координатных функций, две из которых принадлежат С. А. Халилову [6] и В. Б. Минтюку [7]. Три другие – это функции, предложенные В. М. Даревским и И. Л. Шаринным, фундаментальные балочные функции А. Н. Крылова и косинус-биномы М. М. Филоненко-Бородича [8]. Кроме того, в высоких приближениях были получены решения поставленной краевой задачи по методу конечного элемента (МКЭ). Для получения аналитико-численного решения приходилось решать систему линейных алгебраических уравнений с полностью заполненной матрицей достаточно низкого порядка. Было показано, что наилучшими аппроксимативными свойствами обладают функции из работ [6, 7], для достижения той же точности по МКЭ потребовалось вводить в 300 раз больше неизвестных. Поэтому решения работы [8] с использованием базисов, построенных в работах [6, 7], были названы критерияльными (эти решения полностью совпадают). При этом искомую функцию $u(x, y)$ определили с точностью до одиннадцати значащих цифр в мантиссе, а её вторые производные - до шести цифр.

В работе [9] на основе замечательных свойств координатной системы функций С. А. Халилова [6] получено приближённое аналитическое решение типа Навье задачи изгиба прямоугольной пластины с однородными главными краевыми условиями.

С учётом свойств ортогональности самих

функций [6] в $L_2(\Omega)$ и квазиортогональности их первых и вторых производных, в работе [10] построено приближённое аналитическое решение в одианых рядах краевых задач изгиба прямоугольных пластин, когда на двух противоположных сторонах заданы однородные главные краевые условия, а на двух других – условия произвольны. При этом было показано, что хотя саму функцию и определяли с очень высокой точностью, погрешность в определении изгибающих моментов в сравнении с критерияльными [8] могла достигать 10...15%, что в ряде случаев можно считать приемлемым, если принять во внимание погрешность самой теории тонких пластин, основанной на гипотезе Кирхгофа.

Как было отмечено выше, приближённое аналитическое решение с любой наперёд заданной точностью можно получить, располагая базисом, точно ортонормированным в энергетической метрике оператора A . Смысл выражения «точно» может быть реализован лишь теоретически, на практике имеют место возмущения вычислительного характера, что свойственно всем вычислительным средствам. Иными словами, матрица Грама линейно независимой и «точно» ортонормированной в H_A системы функций должна быть «чисто» единичной. На самом деле имеет место явление типа «белого шума», заключающееся в том, что в процессе вычислений в матрице Грама вне диагонали появляются хотя и малые, но ненулевые элементы, что является следствием неустойчивости самого процесса ортогонализации.

Уместно поставить вопрос: «Можно ли избежать этого явления, привлекая современные вычислительные средства?» Ответ положительный, что будет показано ниже.

Итак, пусть известна система функций $\omega_k(x, y)$, ортонормированная в энергетической метрике положительно определённого оператора A . Тогда решение краевой задачи (1) - (2) может быть записано как

$$u(x, y) = \sum_{k=0}^K A_k \omega_k(x, y), \quad (7)$$

где числовые компоненты решения A_k , зависящие лишь от вида правой части, определяются формулой

$$A_k = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 Q(x, y) \omega_k(x, y) dx dy. \quad (8)$$

Решение (7) будет мало отличаться от точного при соблюдении двух условий:

- для достижения любой наперед заданной точности величина K остаётся конечной;

- функции $\varphi_k(x, y)$ определены точно хотя бы до такого K , при котором достигается заданная точность.

2. Построение ортонормированного базиса в энергетической метрике оператора краевой задачи

Неустойчивость процедуры ортогонализации Грама-Сонина-Шмидта в любой метрике до последнего времени делало эту процедуру практически бесполезной, поскольку даже при небольшом числе ортонормированных функций из-за потери значащих цифр, связанных с округлениями при вычислениях, система функций теряла свойство линейной независимости. Говоря иначе, матрица Грама с ростом её порядка оказывалась вырожденной или весьма близкой к вырожденной, то есть определитель разрешающей системы алгебраических уравнений становился практически нулевым. Вот, что по этому поводу говорится в работе [11]: «...процесс ортонормирования является в некотором смысле неустойчивым, и при его проведении могут возникнуть серьёзные погрешности». С этим трудно не согласиться, хотя данный вопрос будет обсуждён позднее. На практике происходит следующее. Пусть построены первые k функций. При построении последующих функций, выраженных через предыдущие, может оказаться, что функции, начиная с некоторого номера $n \geq k$, будут элементами линейной оболочки, натянутой на первые k функций, то есть построенная система функций окажется линейно зависимой или весьма близкой к ней.

Автор работы [11] далее пишет: «Однако погрешности ортогонализации не играют большой роли. Важно лишь, чтобы при этом построенная система функций не потеряла свойства быть далёкой от линейной зависимости». С этим тезисом невозможно согласиться принципиально, поскольку указанные погрешности ортогонализации как раз и приводят к появлению свойства линейной зависимости. Так было во времена написания работы [11], но по прошествии почти полувека ситуация резко изменилась в лучшую сторону, что связано с развитием вычислительной техники и расширением её возможностей. Оказалось, что доступно не только проводить вычисления с любой точностью, но и оперировать с достаточно широким классом математических структур.

Устойчивость процесса ортогонализации при ограниченном числе учитываемых значащих цифр во много зависит от свойств исходной системы, подлежащей ортогонализации. Три исходные системы, ортогонализируемые в последующем, отмечены во введении.

Пусть задана исходная система функций из области определения оператора A , хотя это требование может быть ослаблено путём перехода к вариационной постановке, а именно: достаточно потребовать, чтобы функции исходной системы были элементами пространства $W_2^0(\Omega)$. Но из теоремы вложения С. Л. Соболева [1] следует, что если некоторая функция $f(x, y) \in W_2^0(\Omega)$, то эта функция также является элементом пространства $C(\bar{\Omega})$.

Стоит отметить отличительные свойства каждого из представленных исходных базисов.

Базис $\varphi_k(x, y) = H_i(x)H_j(y)$ ¹ [6, 8] состоит из ортонормированных в гильбертовом пространстве $L_2(\Omega)$ самих функций, производные которых до второго порядка включительно квазиортогональны в этом же пространстве [9]. Отсюда следует квазиортогональность базиса $\varphi_k(x, y)$ в энергетическом пространстве H_A , наделённом скалярным произведением (3). Такое замечательное свойство этих функций было достаточно подробно исследовано в работе [9]².

Что же касается двух других обсуждаемых в данной работе исходных базисов, то можно отметить следующее: базис $\varphi_k(x, y) = M_i(x)M_j(y)$, построенный на основе функции работы [7], имеет лишь ортогональные вторые производные в $L_2(\Omega)$ (за исключением вторых смешанных производных), а сами функции и их первые производные почти ортогональны в том же пространстве. Система $P_{mn}(x, y)$, указанная во введении, никакими замечательными свойствами не обладает.

Диагональная процедура ортогонализации Грама-Сонина-Шмидта исходного базиса в энергетической метрике положительно определённого оператора краевой задачи (1) - (2) представляется в следующем виде:

¹ Здесь комплексу i, j ставится в соответствие индекс k по приводимой ниже табл. 1.

² Этот вопрос с несколько иных позиций будет обсуждён далее.

$$\omega_k(x, y) = A_k \left(\varphi_k(x, y) - \sum_{n=0}^{k-1} B_{kn} \omega_n(x, y) \right);$$

$$B_{kn} = A_n \left([\varphi_k(x, y), \varphi_n(x, y)] - \sum_{m=0}^{n-1} B_{nm} B_{km} \right),$$

$$k \neq 0; \tag{9}$$

$$A_k = \left([\varphi_k(x, y), \varphi_k(x, y)] - \sum_{m=0}^{k-1} B_{km}^2 \right)^{-\frac{1}{2}};$$

$$B_{km} = [\varphi_k(x, y), \omega_m(x, y)];$$

где $\varphi_k(x, y)$ - функция, составленная из обозначенных выше исходных базисов.

Из формул (9), можно заключить, что для устойчивости процесса ортогонализации необходимо и достаточно выполнение следующих условий:

$$\sum_{m=0}^{n-1} B_{nm} B_{km} \sim O([\varphi_k, \varphi_n]^\alpha),$$

$$0 < \alpha < 1, n \in N, k \in N \cup \{0\}, \tag{10}$$

$$\sum_{m=0}^{k-1} B_{km}^2 \sim O([\varphi_k, \varphi_k]^\beta),$$

$$0 < \beta < 1, k \in N.$$

Этим условиям в полной мере удовлетворяет исходный базис $\varphi_k(x, y) = H_i(x)H_j(y)$.

Известно, что любая непрерывная функция двух переменных, заданная в симметричной области, может быть представлена в виде суммы четырёх функций, каждая из которых относится к определённому классу чётности. Поэтому в зависимости от вида правой части дифференциального уравнения (1) искомую функцию $u(x, y)$ можно представить в виде суммы четырёх различных по чётности функций

$$u(x, y) = u_{++} + u_{+-} + u_{-+} + u_{--}, \tag{11}$$

где первый индекс определяет чётность (знак «+») или нечётность (знак «-») по переменной x , а второй индекс – то же самое по переменной y . Таким образом, для отыскания тех или иных слагаемых в равенстве (11) необходимо будет строить четыре различных ортонормированных базиса, отличающихся по классу чётности или нечётности.

В заключение приводим таблицу соответствия ведущего комплекса i, j индексу k – номеру функции $\omega_k(x, y)$ соответствующей чётности (табл. 1). Таблица построена по принципу возрастания суммы индексов $i + j = S$, где в пределах одной

суммы индекс i возрастает, а j - уменьшается. Этот принцип представляется важным, поскольку с ростом S вклад соответствующих функций $\omega_k(x, y)$ в решение (7) уменьшается. Поэтому рационально представить функцию $\omega_k(x, y)$ в следующем виде:

$$\omega_k(x, y) = \sum_{r=0}^k C_r \varphi_r(x, y), \tag{12}$$

где C_r - коэффициент, стоящий перед каждой исходной координатной функцией.

Формулой (12) показано, что, перебирая индексы i и j , с ростом их суммы S , можно построить любое наперёд заданное число функций k .

В данной таблице по каждому классу чётности ортонормированного базиса в H_A содержится по двадцать одной функции. Она может быть продолжена на произвольное число функций с соблюдением принципа роста суммы индексов S исходной системы.

Таблица 1
Принцип соответствия индексов

k	S	ω_{++}		S	ω_{--}		S	ω_{+-}		ω_{-+}	
		i	j		i	j		i	j	i	j
0	0	0	0	2	1	1	1	0	1	1	0
1	2	0	2	4	1	3	3	0	3	1	2
2		2	0		3	1		2	1	3	0
3	4	0	4	6	1	5	5	0	5	1	4
4		2	2		3	3		2	3	3	2
5		4	0		5	1		4	1	5	0
6	6	0	6	8	1	7	7	0	7	1	6
7		2	4		3	5		2	5	3	4
8		4	2		5	3		4	3	5	2
9		6	0		7	1		6	1	7	0
10	8	0	8	10	1	9	9	0	9	1	8
11		2	6		3	7		2	7	3	6
12		4	4		5	5		4	5	5	4
13		6	2		7	3		6	3	7	2
14		8	0		9	1		8	1	9	0
15	10	0	10	12	1	11	11	0	11	1	10
16		2	8		3	9		2	9	3	8
17		4	6		5	7		4	7	5	6
18		6	4		7	5		6	5	7	4
19		8	2		9	3		8	3	9	2
20		10	0		11	1		10	1	11	0

3. Некоторые численные результаты

Как отмечалось ранее, для построения ортонормированного по энергии базиса здесь используются три различные полиномиальные системы. Ниже приводятся в качестве примера четыре координаты

натные функции класса ω_{++} с использованием исходного базиса $\varphi_k(x, y) = H_i(x)H_j(y)$:

$$\begin{aligned}\omega_{0++}(x, y) &= \frac{1}{9}H_0(x)H_0(y); \\ \omega_{1++}(x, y) &= \frac{\sqrt{3305}}{1983}H_0(x)H_2(y); \\ \omega_{2++}(x, y) &= -\frac{13\sqrt{231021483}}{693064449}H_0(x)H_2(y) + \\ &+ \frac{2\sqrt{231021483}}{1048509}H_2(x)H_0(y); \\ \omega_{3++}(x, y) &= \frac{\sqrt{4848687817918175}}{117723108195}H_0(x)H_0(y) - \\ &- \frac{28936\sqrt{12606588326587255}}{415601812964415}H_0(x)H_2(y) - \\ &- \frac{20\sqrt{12606588326587255}}{83120362592883}H_2(x)H_0(y) + \\ &+ \frac{6\sqrt{105831885145}}{169874615}H_0(x)H_4(y).\end{aligned}\quad (13)$$

Точные формулы¹, аналогичные формулам (13), могут быть получены для произвольного S (а значит, и для любого k). Однако возможность построения произвольно большого числа ортонормированных функций ограничивается аппаратными характеристиками существующей вычислительной техники; при этом время, затраченное на построение каждой новой функции, растёт экспоненциально. С этими проблемами можно столкнуться при использовании примитивного вычислительного обеспечения, но его современный уровень и стремительное развитие позволяют надеяться, что через десяток лет решение этой проблемы не будет вызывать особых трудностей. На данный момент можно построить ортонормированный базис, состоящий из нескольких сотен функций, представленных в виде аналитических выражений, за весьма короткий промежуток времени. Такого количества функций достаточно для получения решений, превосходящих по точности запросы инженерной практики.

Переход от точных значений коэффициентов C_T из формулы (12) к их приближённым значениям с наперёд заданной точностью не позволяет гарантировать ожидаемую такую же точность самого решения краевой задачи, что связано с упомянутым ранее накоплением ошибок машинного округления при построении каждой последующей функции.

¹ В данных равенствах возможны сокращения в натуральных коэффициентах и в корнях из них; однако сокращения лишь удлиняют форму записи, поэтому они здесь не представлены. Важно, что эти коэффициенты абсолютно точны.

Сказанное демонстрируется табл. 2, в которой приведены коэффициенты C_T для первых шести функций из класса ω_{++} , построенных по трём различным исходным базисам. В ней в числителе представлены значения коэффициентов C_T , вычисленные по точным формулам, но в таблице оставлено пять значащих цифр, а в знаменателе – значения тех же коэффициентов, полученных при сквозном вычислении с точностью до пяти знаков в мантиссе.

Сопоставляя полученные по различным исходным координатным функциям значения коэффициентов, можно сделать следующие выводы:

- наблюдается диагональное преобладание коэффициентов;
- значения коэффициентов, полученных по исходной системе $P_{mn}(x, y)$, на 2-3 порядка выше значений коэффициентов, доставляемых с использованием базисов из работ [6, 7], что приводит к ухудшению свойств матрицы Грама.

Под диагональным преобладанием надо понимать следующее. Величины диагональных коэффициентов, стоящих при ведущих функциях $H_i(x)H_j(y)$ или $M_i(x)M_j(y)$, значительно превосходят величины коэффициентов, стоящих при функциях, являющихся ортонормирующими добавками. Это значит, что сами ведущие функции являются почти ортогональными в энергетической метрике H_A . Например, функцию $\omega_{4++}(x, y)$, построенную по исходному базису $H_i(x)H_j(y)$, можно записать так:

$$\begin{aligned}\omega_{4++}(x, y) &= 0,017926(H_2(x)H_2(y) - \\ &- 0,14501H_0(x)H_0(y) + \\ &+ 0,08960H_0(x)H_2(y) + \\ &+ 0,08215H_2(x)H_0(y) - \\ &- 0,01098H_0(x)H_4(y)) \equiv V_4\tilde{\omega}_{4++}.\end{aligned}\quad (14)$$

В этой формуле ведущей является функция $H_2(x)H_2(y)$, а остальные представляют собой ортонормирующие добавки. Поскольку модули экстремумов функций $H_m(z)$ и $H_n(z)$, $z \in [-1, 1]$ независимо от значений m и n имеют один и тот же порядок, то в равенстве (14) можно пренебречь всеми членами, кроме подчёркнутого, т.е. положить (нормирующий множитель V_4 опущен)

$$\omega_{4++}(x, y) \approx H_2(x)H_2(y).\quad (15)$$

Такой результат просматривается для всех ортонормированных в H_A функций $\omega_k(x, y)$.

Таблица 2

Коэффициенты C_T ортонормированной системы функций $\omega_k(x, y) = \omega_{k++}(x, y)$

ω_k	$H_0(x)H_0(y)$	$H_0(x)H_2(y)$	$H_2(x)H_0(y)$	$H_0(x)H_4(y)$	$H_2(x)H_2(y)$	$H_4(x)H_0(y)$
ω_0	1,111(1)e-1	-	-	-	-	-
	1,111e-1	-	-	-	-	-
ω_1	0	2,8991e-2	-	-	-	-
	2,6925e-07	2,8991e-2	-	-	-	-
ω_2	0	-2,8510e-4	2,8992e-2	-	-	-
	-5,3130e-6	-2,8488e-4	2,8990e-2	-	-	-
ω_3	5,9149e-4	-7,8174e-3	-2,7016e-5	1,1490e-2	-	-
	5,8861e-4	-7,8161e-3	-2,6936e-5	1,1490e-2	-	-
ω_4	-2,5994e-3	1,6062e-3	1,4727e-3	-1,9679e-4	1,7926e-2	-
	-2,5964e-3	1,6101e-3	1,4726e-3	-1,9629e-4	1,7921e-2	-
ω_5	6,3607e-4	-5,4061e-5	-7,8437e-3	2,6815e-6	-3,0703e-4	1,1492e-2
	6,5842e-4	-5,0473e-5	-7,7548e-3	2,4709e-6	-3,1657e-4	1,1493e-2
ω_k	$M_0(x)M_0(y)$	$M_0(x)M_2(y)$	$M_2(x)M_0(y)$	$M_0(x)M_4(y)$	$M_2(x)M_2(y)$	$M_4(x)M_0(y)$
ω_0	7,1429e-3	-	-	-	-	-
	7,1429e-3	-	-	-	-	-
ω_1	8,5861e-4	5,0086e-3	-	-	-	-
	8,5941e-4	5,0085e-3	-	-	-	-
ω_2	8,5021e-4	-4,9254e-5	5,0088e-3	-	-	-
	8,5283e-4	-4,7231e-5	5,0078e-3	-	-	-
ω_3	2,0813e-5	2,6723e-4	-4,6674e-6	3,1941e-3	-	-
	2,0365e-5	2,6693e-4	-4,9015e-6	3,1942e-3	-	-
ω_4	1,6498e-4	1,6765e-3	1,6812e-3	-5,4703e-5	8,3226e-3	-
	1,6788e-4	1,6799e-3	1,6830e-3	-5,4548e-5	8,3222e-3	-
ω_5	1,7989e-5	-3,3399e-5	2,3847e-4	7,4539e-7	-1,4255e-4	3,1945e-3
	1,4575e-5	-2,1680e-5	2,4117e-4	4,6842e-6	-1,4286e-4	3,1946e-3
ω_k	$P_0(x)P_0(y)$	$P_0(x)P_2(y)$	$P_2(x)P_0(y)$	$P_0(x)P_4(y)$	$P_2(x)P_2(y)$	$P_4(x)P_0(y)$
ω_0	1,3672e-1	-	-	-	-	-
	1,3672e-1	-	-	-	-	-
ω_1	-2,8760e-2	3,1636e-1	-	-	-	-
	-2,8762e-2	3,1637e-1	-	-	-	-
ω_2	-2,8479e-2	-3,1111e-3	3,1638e-1	-	-	-
	-2,8474e-2	-3,1141e-3	3,1633e-1	-	-	-
ω_3	1,9318e-2	-3,6632e-1	-2,9481e-4	7,0252e-1	-	-
	1,9322e-2	-3,6635e-1	-2,8955e-4	7,0254e-1	-	-
ω_4	7,8990e-3	-1,3537e-1	-1,4164e-1	-1,2032e-2	1,7348	-
	7,9016e-3	-1,3534e-1	-1,4165e-1	-1,1989e-2	1,7344e	-
ω_5	1,9184e-2	2,0457e-3	-3,6394e-1	1,6395e-4	-2,9713e-2	7,0263e-1
	1,9133e-2	2,1690e-3	-3,6442e-1	2,3390e-4	-3,1629e-2	7,0641e-1

Этим самым ещё раз (но с другой точки зрения) подтверждается основное положение работы [9]: функции $H_i(x)H_j(y)$ почти ортогональны в энергетической метрике положительно определённого оператора A краевой задачи (1) - (2). При этом, как показано в работе [9], искомая функция $u(x, y)$ определяется с очень высокой точностью, превосходящей принятую в практике инженерных вычислений. Но проектировщика больше интересует точность вычисления напряжений, которые выражаются через вторые производные от функции $u(x, y)$.

Поскольку в данном решении функция $u(x, y)$ является многочленом двух переменных, то порядок роста её производных определяется неравенством А. А. Маркова [12]. Из этого следует, что при переходе от точного равенства (14) к приближённому равенству (15) с учётом сказанного необходимо соблюдать определенную осторожность. Как показано в работе [9], этот переход может привести к 10...15% ошибке в определении напряжений.

Таким образом, далее приводятся графики функций $\tilde{\omega}_{4++}$ и функции $H_2(x)H_2(y)$ (рис. 1), а также функции $\tilde{\omega}_{17++}$ и функции $H_4(x)H_6(y)$

(рис. 2) при параметре $\lambda = 1$. На этих рисунках сплошные линии соответствуют функциям $\tilde{\omega}_{k++}$, а точки – функциям $H_i(x)H_j(y)$. Представленные графики функций необходимо продлить по чётности относительно вертикальной оси.

Как видно из представленных графиков, поведение ведущих функций $H_i(x)H_j(y)$ практически не отличается от поведения функций $\tilde{\omega}_k(x, y)$: сохраняется число нулей и экстремумов этих функций, значения же самих функций во всей области Ω отличаются незначительно (это различие несущественно при вычислениях). Данный результат подтверждает свойство квазиортогональности в H_A исходной системе функций $H_i(x)H_j(y)$, что с несколько иных позиций подробно исследовано в работе [9]. Это обстоятельство имеет место для функций из любой группы чётности.

Система функций $H_i(x)H_j(y)$, будучи ортонормированной в $L_2(\Omega)$, является сильно минимальной в $H_A(\Omega)$ (по терминологии работы [5])¹. Эта же система является почти ортонормированной в $H_A(\Omega)$ [9]. Система функций $\omega_k(x, y)$ – точно ортонормированная в $H_A(\Omega)$. Возникает естественный вопрос: «Является ли ортонормированная в $H_A(\Omega)$ система функций $\omega_k(x, y)$ почти ортогональной в исходном пространстве $L_2(\Omega)$?» Ответ на этот вопрос положительный, о чём свидетельствуют данные табл. 3.

В этой таблице приведены значения углов β_{mn} (в градусах) между функциями $\omega_m(x, y)$ и $\omega_n(x, y)$, рассматриваемыми как элементы пространства $L_2(\Omega)$. Значения углов β_{mn} определяют по формуле

$$\beta_{mn} = \arccos\left(\frac{(\omega_m, \omega_n)}{\|\omega_m\| \cdot \|\omega_n\|}\right). \quad (16)$$

Табл. 3 состоит, по сути, из четырёх таблиц (разделённых по классу чётности функций $\omega_k(x, y)$); над диагональю указаны значения углов, вычисленных для функций, обозначенных в верхней

¹ Функции $M_i(x)M_j(y)$ и, тем более, функций $P_{mn}(x, y)$ такими свойствами не обладают. Указанные функции являются лишь минимальными в H_A , но не сильно минимальными в том же пространстве.

строке соответствующей половинки таблицы, под диагональю – для функций, определённых в столбце слева.

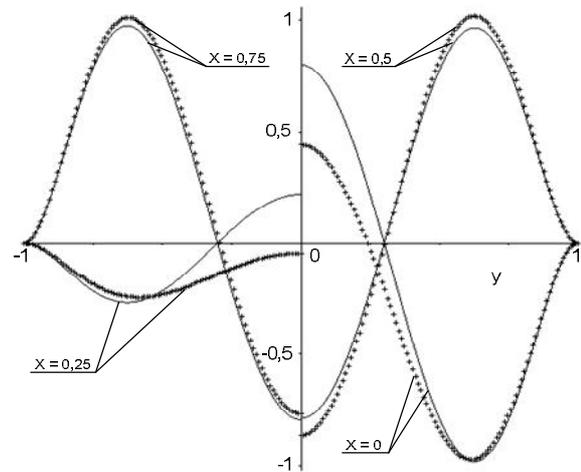


Рис. 1. Графики функций $\tilde{\omega}_{4++}$ и $H_2(x)H_2(y)$

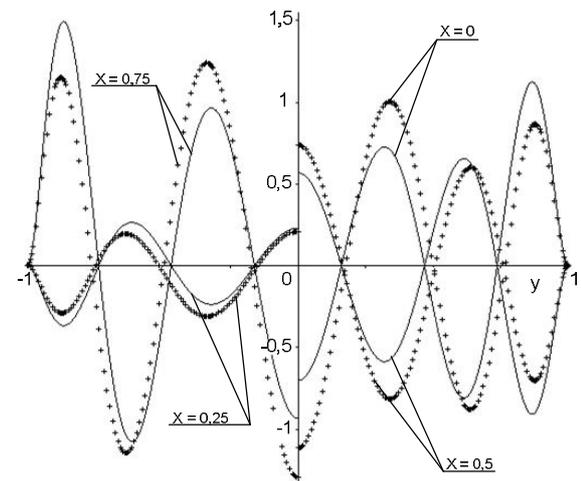


Рис. 2. Графики функций $\tilde{\omega}_{17++}$ и $H_4(x)H_6(y)$

Даже беглый анализ данных табл. 3 позволяет сформулировать следующее

Предложение. Система функций $H_i(x)H_j(y)$, будучи ортонормированной в исходном пространстве $L_2(\Omega)$, является почти ортогональной в $H_A(\Omega)$. И наоборот, система функций $\omega_k(x, y)$, будучи ортонормированной в энергетическом пространстве $H_A(\Omega)$ положительно определённого оператора A , является почти ортогональной в исходном пространстве $L_2(\Omega)$.

Переходя к дальнейшему обсуждению полученных в данной работе результатов, следует подчеркнуть ещё раз, что на первое место ставится проблема точности и устойчивости вычислительных процедур. В работе [8] с этой точки зрения

Таблица 3

Углы β_{mn}

Класс функций	$\omega_{--}(x, y)$											
	m\n	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
$\omega_{++}(x, y)$	0	-	96,81	96,79	86,91	92,32	86,89	89,57	92,24	92,30	89,55	
	1	90,00	-	89,39	123,90	87,85	90,63	84,24	91,36	86,26	90,12	
	2	90,00	90,56	-	90,52	88,05	123,91	90,10	86,20	91,20	84,24	
	3	87,56	124,19	89,79	-	91,42	89,56	129,09	87,56	92,41	89,96	
	4	98,19	84,95	85,42	93,70	-	91,52	89,86	106,05	106,47	89,89	
	5	87,38	90,22	124,26	89,69	94,24	-	89,97	92,40	87,85	129,10	
	6	89,87	83,65	90,07	129,30	89,13	90,02	-	91,79	89,34	90,01	
	7	95,53	93,44	86,23	85,92	101,15	92,45	92,74	-	83,99	89,35	
	8	95,59	86,30	93,36	92,65	101,17	86,17	89,31	86,83	-	91,82	
	9	89,78	90,07	83,60	89,96	89,42	129,29	90,01	89,34	92,98	-	
Класс функций	$\omega_{+-}(x, y)$											
m\n	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9		
$\omega_{+-}(x, y)$	0	-	83,60	112,75	86,32	94,22	85,72	89,57	93,49	91,32	89,79	
	1	112,66	-	93,45	112,38	90,57	89,65	85,91	92,00	86,89	90,03	
	2	83,36	93,08	-	91,31	85,31	128,63	90,28	85,65	92,10	82,49	
	3	85,80	128,59	89,27	-	90,39	89,50	128,12	87,61	91,64	90,01	
	4	94,26	84,83	90,69	93,23	-	93,62	90,21	94,84	115,01	89,26	
	5	86,31	91,70	112,34	89,49	90,44	-	89,93	92,62	86,50	129,76	
	6	89,81	82,51	90,06	129,76	89,10	90,03	-	91,80	89,49	90,01	
	7	91,27	92,19	86,83	86,54	114,98	91,62	92,27	-	87,15	89,24	
	8	93,50	85,71	91,97	92,66	95,11	87,91	89,22	87,23	-	92,44	
	9	89,53	90,25	85,90	89,92	90,24	128,13	90,01	89,49	91,88	-	

досконально исследованы свойства пяти систем координатных функций. Было показано, что совокупности предъявляемых требований отвечают в большей степени функции $H_i(x)H_j(y)$. Для получения результатов с наперед заданной точностью с помощью этих функций требуется решать систему линейных алгебраических уравнений с полностью заполненной матрицей [8], порядок которой в $10^2 - 10^3$ раз меньше порядка соответствующей матрицы метода конечного элемента для получения результата с той же точностью.

Следует ещё раз подчеркнуть, что только при построении ортонормированного в N_A базиса по точным формулам матрица Грама – единичная. В случае численного построения этого же базиса (при сквозном счёте) матрица Грама перестает быть чисто единичной. Вносимые при этом погрешности в решение краевой задачи можно оценить только интегрально. В качестве интегральной характеристики естественно выбрать величину определителя этой матрицы, которая теоретически должна быть равной единице. Из-за явления неустойчивости отличие определителя матрицы Грама от единицы будет тем меньше, чем больше знаков (параметр m) сохраняется в мантиссе действительных чисел. Другим параметром служит число ортогонализуемых

функций (параметр k). В подтверждение сказанного ниже приводятся графики (рис. 3) изменения значения определителя матрицы Грама при $\lambda = 1$ в зависимости от параметров m и k при сквозном счёте.

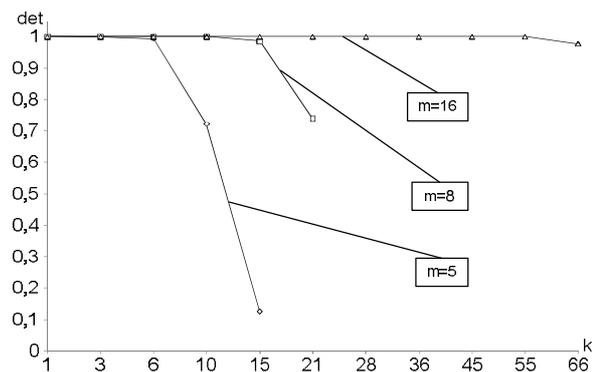


Рис. 3. Определитель матрицы Грама при сквозном счёте

Данные приведенных графиков прозрачны: так, при $m = 5$ максимально точно можно построить всего три функции ($k = 3$), а при $m = 8$ - десять функций ($k = 10$). Для достижения требуемой точности и устойчивости вычислительного процесса необходимо удерживать в мантиссе как минимум 16 значащих цифр. При этом можно гарантировать

точное построение 55 функций. Графики рис. 3 соответствуют функциям $\omega_{++}(x, y)$. Для функций из другого класса чётности результат аналогичный. Рассмотрим конкретный пример – изгиб прямоугольной жёстко закреплённой по всему контуру пластины под действием равномерно распределённой нормальной нагрузки интенсивностью q (здесь функция $u(x, y)$ описывает поверхность прогибов $w(x, y)$). Результаты вычислений компонент напряжённо-деформированного состояния в зависимости от значения $K(S)$ сведены в табл. 4. При этом приняты следующие обозначения:

$$w = \bar{w} \frac{qa^4}{D}, \quad M = \bar{M} qa^2. \quad (17)$$

Данные таблицы показывают как изменение величин максимального прогиба и изгибающих моментов в зависимости от удлинения пластины, так и зависимость искомых величин от числа удерживаемых функций в решении (7) при $\lambda = 1$. При $\lambda = 1$ для достижения высокой точности даже при вычислении изгибающих моментов достаточно принять $K = 15 (S = 6)$. Для других значений λ очень высокую точность можно обеспечить при $K = 45 (S = 16)$, при этом в таблице верны все приведенные значащие цифры. Сравнивая результаты данного решения с результатами работ [8, 10], можно увидеть их совпадение с высокой точностью.

Заключение

1. Построен ортонормированный базис в энергетическом пространстве бигармонического оператора в прямоугольнике при однородных главных краевых условиях на контуре по различным исходным координатным системам.

Показано, что наилучшими свойствами, в смысле точности и устойчивости процесса ортогонализации, обладает исходный базис [6].

2. При обоснованно выбранном исходном базисе исследована устойчивость процесса ортогонализации в H_A . Показано, что для достижения заданной точности и устойчивости вычислительного процесса необходимо обеспечить длину мантиссы, равной шестнадцати знакам.

3. С несколько иной позиции рассмотрен вопрос о квазиортогональности исходного базиса [6] в энергетическом пространстве бигармонического оператора, тем самым ещё раз обоснованы решения типа Навье [9] и типа Леви [10].

4. Рассмотренный пример изгиба жёстко закреплённой по всему контуру прямоугольной пластины под действием равномерно распределённой нормальной нагрузки наглядно показал достоинство применения ортонормированного в H_A базиса.

Автор выражает глубокую благодарность и признательность С. А. Халилову и В. Б. Минтюку за неоценимую помощь и конструктивную критику.

Таблица 4

Жёстко закреплённая прямоугольная пластина под действием равномерно распределённого давления

λ	K	S	$\bar{w}(0;0)$	$\bar{M}_x(0;0)$	$\bar{M}_y(0;0)$	$\bar{M}_x(1;0)$	$\bar{M}_y(0;1)$
1	1	0	0,021267	0,110590	0,110590	-0,170139	-0,170139
	3	2	0,020202	0,089821	0,089821	-0,208482	-0,208482
	6	4	0,020247	0,091748	0,091748	-0,205828	-0,205828
	10	6	0,020247	0,091740	0,091740	-0,205764	-0,205764
	15	8	0,020243	0,091500	0,091500	-0,205355	-0,205355
	21	10	0,020246	0,091705	0,091705	-0,205117	-0,205117
	28	12	0,020245	0,091565	0,091565	-0,205337	-0,205337
	36	14	0,020245	0,091656	0,091656	-0,205405	-0,205405
	45	16	0,020245	0,091598	0,091598	-0,205330	-0,205330
	55	18	0,020245	0,091635	0,091635	-0,205316	-0,205316
105	26	0,020245	0,091623	0,091623	-0,205334	-0,205334	
2	45	16	2,53293E-03	0,015799	0,041143	-0,056974	-0,082876
3	45	16	5,16972E-04	0,005636	0,018615	-0,025273	-0,037237
4	45	16	1,62906E-04	0,003115	0,01042	-0,014233	-0,020842
5	45	16	6,66653E-05	0,001997	0,006663	-0,009114	-0,013330

Литература

1. Соболев, С. Л. Некоторые применения функционального анализа в математической физике [Текст] / С. Л. Соболев. – М.: Наука, 1988. – 333 с.
2. Соболев, С. Л. Введение в теорию кубатурных формул [Текст] / С. Л. Соболев. – М.: Наука, 1974. – 808 с.
3. Бесов, О. В. Интегральные представления функций и теоремы вложения [Текст] / О. В. Бесов, В. П. Ильин, С. М. Никольский, – М.: Наука, 1975. – 480 с.
4. Михлин, С. Г. Вариационные методы в математической физике [Текст] / С. Г. Михлин. – М.: Гостехиздат, 1957. – 478 с.
5. Михлин, С. Г. Численная реализация вариационных методов [Текст] / С. Г. Михлин. – М.: Наука, 1966. – 432 с.
6. Халилов, С. А. Новые системы ортонормированных многочленов, некоторые их свойства и приложения [Текст] / С. А. Халилов // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. – Х.: ХАИ, 1978. – Вып. 5. – С. 46 – 56.
7. Минтюк, В. Б. Ортонормированный базис для одномерных краевых задач [Текст] / В. Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 5 (41). – С. 32 – 36.
8. Халилов, С. А. Построение и исследование аналитико-численного решения задачи об изгибе

жёстко заземлённой прямоугольной пластины [Текст] / С. А. Халилов, В. Б. Минтюк, Д. А. Ткаченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2011. – Вып. 49. – С. 81 – 94.

9. Халилов, С. А. Построение и исследование приближённого аналитического решения бигармонической проблемы в прямоугольнике при однородных главных краевых условиях [Текст] / С. А. Халилов, В. Б. Минтюк, Д. А. Ткаченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 2 (99). – С. 40 – 49.

10. Халилов, С. А. Приближённое аналитическое решение бигармонической проблемы в прямоугольнике при однородных главных краевых условиях на двух противоположных сторонах и произвольных – на двух других [Текст] / С. А. Халилов, В. Б. Минтюк, Д. А. Ткаченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 5 (102). – С. 40 – 49.

11. Гавурин, М. К. Лекции по методам вычислений [Текст] / М. К. Гавурин. – М.: Наука, 1971. – 248 с.

12. Математический энциклопедический словарь [Текст] / под ред. Ю. В. Прохорова. – М.: Сов. энциклопедия, 1988. – С. 336.

Поступила в редакцию 14.01.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. каф. высшей математики В. С. Проценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОРТОНОРМОВАНИЙ В ЕНЕРГЕТИЧНОМУ ПРОСТОРИ БІГАРМОНІЧНОГО ОПЕРАТОРА БАЗИС У ПРЯМОКУТНИКУ ПРИ ОДНОРІДНИХ ГОЛОВНИХ КРАЙОВИХ УМОВАХ ПО ГРАНИЦІ

Д. А. Ткаченко

Побудовано ортонормовані в енергетичному просторі бігармонічного оператора базиси у прямокутнику для трьох різних початкових координатних систем при однорідних головних крайових умовах. Для елементів базису при значній їх кількості отримано замкнуті вирази з абсолютно точними параметрами. Досліджено похибку, що виникає при наскрізному розрахунку внаслідок нестійкості процедури ортогоналізації. Показано, що найкращі властивості з точки зору стійкості процедури ортогоналізації й точності отриманих результатів має один із трьох розглянутих базисів, який є майже ортогональним у первинному просторі. Числові результати наведені в таблицях і графіках.

Ключові слова: ортонормований базис, енергетичний простір, бігармонічний оператор, крайова задача.

ORTHONORMAL BASIS IN THE BIHARMONIC OPERATOR ENERGY SPACE IN THE RECTANGLE WITH HOMOGENEOUS PRINCIPAL BOUNDARY CONDITIONS ALONG THE BOUNDARY

D. A. Tkachenko

The orthonormal bases were obtained in the biharmonic operator energy space in a rectangle for three different original coordinate systems with homogeneous principal boundary conditions. The closed clauses for the terms when a substantial number of them were obtained with absolutely accurate parameters. The inaccuracy that occurs when a through calculation due to the instability of the orthogonalization procedure was investigated. It is shown that one of the three bases under consideration has the best properties from the viewpoint of orthogonalization procedure's sustainability and accuracy of the obtained results. This basis is almost orthogonal in the original space. Numerical results are presented in tables and graphs.

Keywords: orthonormal basis, the energy space, the biharmonic operator, boundary-value problem.

Ткаченко Денис Анатольевич – аспирант кафедры технологии и производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: 20Black_and_White07@ukr.net.

УДК 533.6.697; 662.61

В. И. ТИМОШЕНКО, А. Е. ДЕШКО

Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины, Украина

О ВЛИЯНИИ МАССОВОГО СОСТАВА НЕРАВНОВЕСНОЙ ВОЗДУШНО-ВОДОРОДНОЙ СТРУИ НА ИНТЕНСИФИКАЦИЮ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В СПУТНОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА

В рамках стационарных уравнений вязкого слоя с использованием маршевого алгоритма проведено численное моделирование неравновесного истечения сверхзвуковой воздушно-водородной струи в спутный сверхзвуковой поток воздуха в осесимметричном канале. Температура струи намного меньше температуры спутного потока. Механизм окисления водорода в воздухе моделируется при помощи кинетической модели, включающей 9 химических реакций. Численно исследовано влияние массового состава струи на развитие и протяженность области горения. Определен оптимальный состав струи для заданных параметров течения. Прикладная направленность статьи определяется проблемами рациональной организации процессов горения в камерах сгорания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Ключевые слова: модель вязкого слоя, неравновесное течение, кинетика горения, массовый состав, воздушно-водородная струя.

Введение

Теоретические и экспериментальные исследования создания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) ведутся с конца 50-х годов прошлого века. При отработке камеры сгорания ГПВРД изучаются различные возможные способы сокращения области смещения и воспламенения, стабилизации и интенсификации процесса горения, увеличения полноты сгорания топлива [1 – 3].

При сверхзвуковых скоростях потока и тенденции наращивания полетного числа Маха время пребывания топлива в камере сгорания ГПВРД ограничивается микросекундами. Поэтому, принципиальной задачей при выборе параметров камеры сгорания является стабилизация процесса горения и создание условий для сокращения зоны выгорания топлива. Экспериментально эти вопросы рассмотрены, например, в [2, 3]. В [4] численно исследовано влияние характеристик потока на входе в канал при смещении дозвуковых струй углеводородного горючего (водород, метан) со спутным сверхзвуковым воздушным потоком на длину области перемешивания. Показано, что при подаче топлива через одиночное центральное сопло изменение на входе газодинамических параметров течения, таких как число Маха, статическая температура струи и спутного потока не позволяет существенно сократить длину области перемешивания. Наиболее эффективно на уменьшение длины области перемешивания влияет

повышение уровня начальной турбулентности.

В настоящей работе исследуется возможность сокращения области воспламенения и горения топлива путем выбора оптимального массового состава воздушно-водородной струи.

Характерным для процессов в камере сгорания ГПВРД является относительно большая по сравнению с температурой подаваемого в камеру сгорания водорода статическая температура сверхзвукового потока воздуха, прошедшего через воздухозаборник. В случае спутной подачи чисто водородной струи спутной потока воздуха при сверхзвуковых скоростях потока в камере сгорания реализуется диффузионный процесс горения, который характеризуется малой толщиной зоны горения в поперечном направлении и большой протяженностью в продольном направлении. Для сокращения длины области выгорания представляется целесообразным организовать смешение небольшой части воздуха с водородом до подачи струи топлива в камеру сгорания. Это позволяет получить на входе в камеру сгорания перемешанную воздушно-водородную смесь с большим избытком горючего, что может привести к значительному сокращению области полного выгорания водорода.

Целью исследований является определение рационального массового состава воздушно-водородной струи для уменьшения длины области смешения и выгорания водорода, а также получения максимального тепловыделения и полноты сгорания топлива при численном моделировании турбулент-

ного неравновесного течения в канале в рамках модели вязкого слоя с использованием маршевого алгоритма.

Постановка задачи и алгоритм решения

Рассматривается задача о воспламенении и горении сверхзвуковой воздушно-водородной струи, истекающей в спутный сверхзвуковой поток воздуха в осесимметричном канале. Для моделирования стационарного развитого турбулентного неравновесного течения в канале используются стационарные уравнения вязкого слоя («параболизированные» уравнения Навье–Стокса), дополненные уравнениями баланса химических компонентов и кинетическими уравнениями неравновесного горения [5]. Расчетная область представляет собой участок канала между его начальным и конечным сечениями. Во входном сечении канала задаются начальные распределения газодинамических параметров. На оси канала задаются условия симметрии течения, на стенке – условия теплоизолированной и непроницаемой стенки. Струя и спутный поток на входе в канал полагаются равномерными, за исключением области пограничного слоя на стенке канала. Профили скорости и температуры в пограничном слое во входном сечении задаются в соответствии с распределением на плоской пластине в отсутствие градиента давления [6].

Для расчета параметров турбулентности используется дифференциальная однопараметрическая модель турбулентности « $v_t - 90$ » [7]. Расчет проводится численно вдоль течения в канале маршевым методом. Вследствие «жесткости» уравнений диффузии при протекании химических реакций в основу алгоритма численного расчета на одном шаге по маршевой переменной положен метод расщепления по физическим процессам [8]. На первом шаге расщепления определяется изменение массового состава только за счет химического взаимодействия, в каждом узле расчетной сетки используется неявный многошаговый метод Гира [9]. Для интегрирования уравнений вязкого слоя в отсутствие химического взаимодействия (шаг 2) используется алгоритм, основанный на каскадной неявной схеме решения задачи [10]. Для этого система уравнений, приближенно описывающая течения вязкого газа, разбивается на две подсистемы – подсистему уравнений первого и второго порядка. Для каждой из подсистем в отдельности постановка задачи Коши является корректной, а решение можно получить, применяя маршевый алгоритм. Для интегрирования каждой подсистемы используются неявные абсолютно ус-

тойчивые схемы на основе скалярной прогонки первого порядка аппроксимации по продольной и второго порядка по поперечной переменной. Искомое решение на каждом маршевом слое получается в результате последовательных итераций первой и второй подсистем уравнений. Для регуляризации решения в дозвуковых областях вводится регуляризирующий множитель в слагаемые, содержащие производную от давления и в выражение для полной энтальпии [11].

Для моделирования механизма окисления водорода в кислороде воздуха используется кинетическая схема, включающая 9 химических реакций [12]. Такая модель позволяет достаточно точно описать иницирование процесса горения, определить период индукции и величину тепловыделения при минимальных затратах вычислительных ресурсов [13]. Схема содержит 7 компонентов H_2 , O_2 , H , O , OH , H_2O , N_2 , азот в ней полагается инертным газом.

Результаты численных исследований

Численные исследования неравновесного течения выполнены для течения в осесимметричном канале переменного поперечного сечения, схема которого представлена на рис. 1.

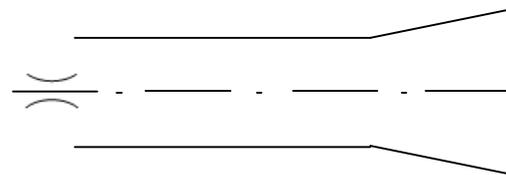


Рис. 1. Схема канала

При проведении численных исследований задавались следующие значения газодинамических и геометрических параметров. Длина цилиндрической части канала 0,64 м, длина конической части 0,22 м. Внутренние диаметры входа и выхода конической части 0,07 м и 0,078 м соответственно. Топливо подается через сопло, радиусом 0,01 м, расположенное в центре цилиндрического канала радиусом 0,035 м. На входе в канал формируется спутный поток воздуха со следующими параметрами: статическая температура $T_{air} = 919$ К; статическое давление $P_{air} = 0,0603$ МПа; число Маха $M_{air} = 2,75$. Такие параметры могут иметь место на выходе из воздухозаборника аппарата, летящего на высоте 35 км с числом Маха 6,5. Из сопла происходит истечение воздушно-водородной практически расчетной струи с числом Маха $M_{jet} = 2,4$ и статической температурой $T_{jet} = 130$ К. (температура торможения 280 К) Характерное число Рейнольдса, определенное по

параметрам воздуха в спутном потоке и радиусу канала $Re = 4 \cdot 10^5$. Значения параметров выбраны в соответствии с условиями физического эксперимента, в котором моделируется процесс горения топлива в камере сгорания ПВРД [14]. Значение безразмерного коэффициента турбулентной кинематической вязкости равно отношению коэффициентов турбулентной и ламинарной вязкости в начальном сечении $\overline{v}_{t0} = v_{t0} / v_{lam0} = 0,1$.

В таблице 1 приведен массовый состав струи и значения степени избытка окислителя в струе α_{jet}^o при варьировании содержания водорода в струе.

Таблица 1
Массовый состав и степень избытка окислителя в начальном сечении струи

№ п/п	$C_{H_2}^{jet}$	$C_{O_2}^{jet}$	$C_{N_2}^{jet}$	α_{jet}^o
1	0,015	0,227	0,758	1,89
2	0,03	0,223	0,746	0,92
3	0,06	0,216	0,724	0,46
4	0,08	0,212	0,708	0,33
5	0,2	0,184	0,616	0,11
6	0,4	0,138	0,462	0,04
7	0,5	0,115	0,385	0,03

При тестировании алгоритма были проведены расчеты при исходных данных, которые соответствуют условиям эксперимента [14]. Сравнение распределения безразмерного статического давления на стенке канала P/P_{0air} , полученного при расчете (линии), с экспериментальными данными (точки) при вдуве струи воздуха (1) и воздушно-водородной струи (2) представлены на рис. 2.

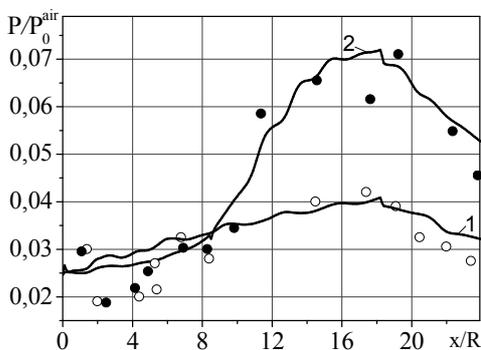


Рис. 2. Распределение статического давления на стенке канала:

1 – воздух, 2 – $C_{H_2}^{jet} = 0,03$

При вдуве воздушно-водородной струи в горячий поток воздуха происходит воспламенение водорода. Поскольку подвод тепла к сверхзвуковому потоку приводит к повышению давления, то распределение давления вдоль канала иллюстрирует изменение интенсивности тепловыделения. Резкое повышение давления (линия 2) соответствует началу воспламенения. Область задержки воспламенения определяется участком медленного повышения давления. На этом участке распределения давления при вдуве воздушной и воздушно-водородной струй хорошо коррелируют.

Зависимость интенсивности тепловыделения от состава струи иллюстрируется данными, приведенными на рис. 3. На этом рисунке приведены распределения безразмерного статического давления на стенке канала P/P_{0air} (а) и статической температуры в выходном сечении канала (б).

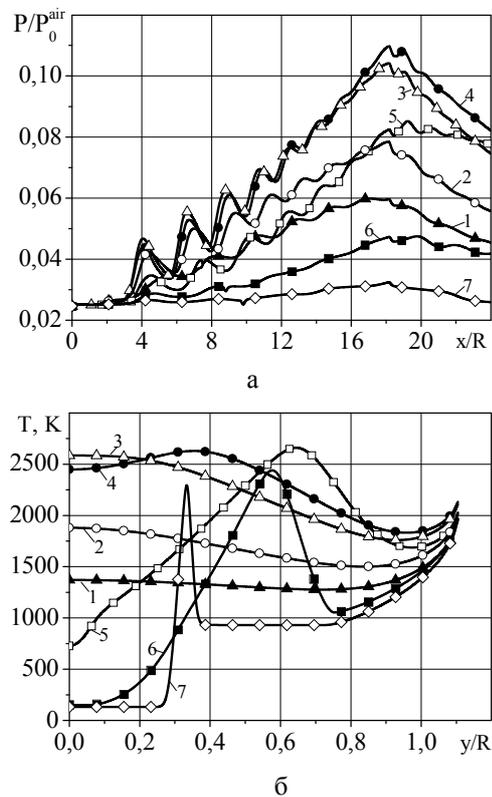


Рис. 3. Влияние массового содержания водорода на распределение давления вдоль канала (а) и статической температуры в выходном сечении (б)

Номера кривых на этом и последующих рисунках соответствуют строкам таблицы 1. Резкое повышение давления на рис. 3а соответствует началу воспламенения. Чем больше тепла выделяется при горении, тем выше значение статического давления. Увеличение массового содержания водорода в струе от 0,015 до 0,08 (кривые 1 – 4) приводит к росту давления и температуры. Это связано с количеством

сгоревшего водорода и, как следствие, увеличением тепловыделения при практически полном выгорании водорода. Дальнейшее увеличение концентрации водорода приводит уже к снижению тепловыделения, и, соответственно, меньшему росту давления. Это обусловлено уменьшением полноты сгорания водорода.

Влияние массового содержания водорода в струе на полноту сгорания топлива η иллюстрируется рис. 4.

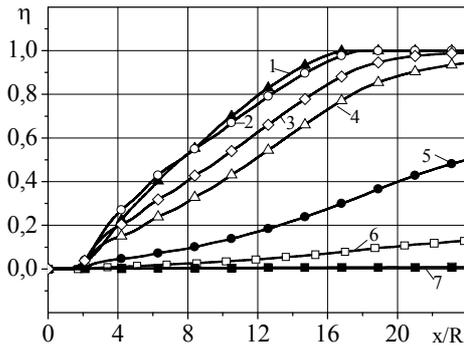


Рис. 4. Изменение полноты сгорания топлива по длине канала при варьировании массового содержания водорода в начальном сечении

Полнота сгорания топлива в текущем маршевом сечении $\eta(x_i)$ вычисляется через отношение среднерасходного количества водорода в сечении x_i к количеству водорода в начальном сечении $x = 0$ по следующей формуле

$$\eta(x_i) = 1 - \frac{\left(\int_0^{y_w} C_{H_2} \rho u y^v dy \right)_{x=x_i}}{\left(\int_0^{y_w} \rho u y^v dy \right)_{x=0}}$$

Полное сгорание топлива достигается только для вариантов 1 – 3. Для варианта 4 полнота сгорания составляет $\eta \sim 0,95$, при этом коэффициент избытка окислителя в струе $\alpha_{jet}^0 = 0,33$, то есть почти две трети водорода сгорает в воздухе спутного потока. Для остальных случаев $\eta < 0,5$.

При увеличении концентрации водорода в струе при заданном соотношении статического и полного давлений в струе имеет место увеличение скорости в струе и уменьшение разности скоростей в спутном потоке и в струе. Это, в свою очередь, приводит к уменьшению времени пребывания водорода в камере сгорания, к ухудшению смешения и

полноты сгорания водорода (кривые 5 – 7). Это же иллюстрирует и рис. 5, на котором, приведены зависимости от концентрации водорода в струе полноты сгорания, относительной разности скоростей $\Delta U = (U_{air} - U_{jet}) / U_{air}$ в спутном потоке и в струе в начальном сечении канала и среднemasсовой температуры T_G в выходном сечении (температура отнесена к T_{air} – температуре спутного потока воздуха во входном сечении).

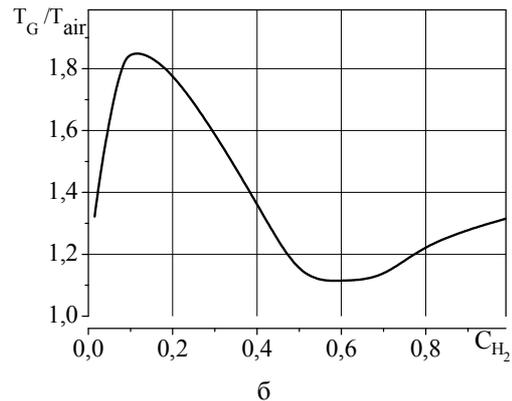
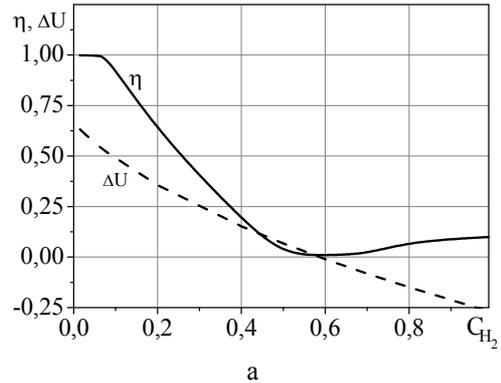


Рис. 5. Влияние массового содержания водорода на полноту сгорания η , скоростное отставание струи ΔU (а) и среднemasсовую температуру (б)

Максимальное значение среднemasсовой температуры на рис. 5б достигается при $C_{H_2}^{jet} \sim 0,1$, что согласуется с данными, приведенными на рис. 3б.

При уменьшении разности скоростей в струе и в спутном потоке ухудшается смешение, что приводит к переходу от кинетического к диффузионному режиму горения. Этот переход иллюстрируется появлением пика в распределении температуры в выходном сечении (линии 6 и 7 рис. 3б.). Выше области горения нет горючего, ниже области горения температура недостаточна для воспламенения водорода. При режиме горения, близком к диффузионному, химические реакции происходят в узкой области, в которой концентрации водорода и кислорода воздуха и уровень температуры имеют значения, при которых имеет место минимальное время

задержки воспламенения, и создаются условия для кинетического воспламенения водорода в пределах камеры сгорания заданной длины.

Таким образом, особенности воспламенения холодной струи водорода в спутном потоке горячего воздуха определяются сочетанием в слое смешения уровня температуры со значениями концентраций водорода и кислорода воздуха. В рассматриваемых условиях при коэффициенте избытка окислителя в струе $\alpha_{\text{jet}}^0 > 0,33$ воспламенение имеет место в нижней части слоя смешения при достижении температуры струи значения, соответствующего температуре воспламенения. При недостатке окислителя в струе воспламенение имеет место в верхней части слоя смешения, в которой концентрация воздуха, вследствие смешения с воздухом спутного потока достигла значений достаточных для воспламенения смеси при температуре, близкой к температуре горячего спутного потока.

Заключение

Проведены численные исследования влияния добавления воздуха в холодную струю водорода, истекающую в спутный сверхзвуковой поток горячего воздуха на развитие процесса горения. На конкретном примере показано, что рациональное задание состава струи с большим избытком горючего позволяет организовать режим горения, оптимальный с точки зрения максимального тепловыделения, полноты сгорания топлива и уменьшения длины области выгорания.

Литература

1. Curran, E. T. *Scramjet Engines: The First Forty Years [Text]* / E. T. Curran // *Journal of Propulsion and Power*. – 2001. – Vol. 1, № 6. – P. 1138 – 1148.
2. Левин, В. М. *Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД [Текст]* / В. М. Левин // *Физика горения и взрыва*. – 2010. – Т. 4, № 4. – С. 45 – 55.
3. Виноградов, В. А. *Исследование воспламенения и горения водорода в канале при высоких сверхзвуковых скоростях потока на входе в канал [Текст]* / В. А. Виноградов, М. А. Гольдфельд, А. В. Старов // *Физика горения и взрыва*. – 2013. – Т. 49, № 4. – С. 3 – 11.
4. Тимошенко, В. И. *Смешение истекающих из целевых сопел дозвуковых струй углеводородного горючего со спутным сверхзвуковым потоком в канале [Текст]* / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец, Н. В. Гурьева // *Техническая механика*. – 2012. – № 4. – С. 36 – 48.
5. Тимошенко, В. И. *Турбулентное смешение и горение сверхзвуковой воздушно-водородной струи в спутном ограниченном дозвуковом потоке [Текст]* / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец // *Аэродинамика. Проблемы и перспективы: Сб. статей*. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2009. – С. 158 – 175.
6. Лойцянский, Л. Г. *Механика жидкости и газа [Текст]* / Л. Г. Лойцянский. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. – 1987. – 840 с.
7. Гуляев, А. Н. *К созданию универсальной однопараметрической модели турбулентной вязкости [Текст]* / А. Н. Гуляев, В. Е. Козлов, А. Н. Секундов // *МЖГ*. – 1993. – № 4. – С. 69 – 81.
8. Ковеня, В. М. *Метод расщепления в задачах газовой динамики [Текст]* / В. М. Ковеня, Н. Н. Яненко. – Новосибирск: Наука, 1981. – 304 с.
9. Gear, C. W. *Numerical Initial Value Problems in Ordinary Differential Equations [Текст]* / C. W. Gear. – New Jersey: Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs, 1971. – 253 p.
10. Тимошенко, В. И. *Маршевый расчет течения при взаимодействии сверхзвуковой турбулентной струи со спутным ограниченным дозвуковым потоком [Текст]* / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец // *Вісник Дніпропетровського університету*. – 2008. – Вып. 1, Т. 1. – С. 15 – 23.
11. Родионов, А. В. *Новый маршевый метод расчета струй продуктов сгорания [Текст]* / А. В. Родионов // *Журн. выч. мат. и матем. физики*. – 2002. – Т. 42, №9. – С. 1413-1424.
12. Баев, В. К. *Горение в сверхзвуковом потоке [Текст]* / В. К. Баев, В. И. Головичев, П. К. Третьяков. – Новосибирск: Наука, 1986. – 301 с.
13. Дешко, А. Е. *О выборе кинетической модели горения водорода при численном моделировании сверхзвукового неравновесного течения [Текст]* / А. Е. Дешко // *Техническая механика*. – Днепропетровск : Из-во Ин-та техн. механики НАНУ. – 2014. – № 1. – С. 37 – 46.
14. Зимонт, В. Л. *Горение водорода в сверхзвуковом потоке в канале при наличии псевдоскачка [Текст]* / В. Л. Зимонт, В. М. Левин, Е. А. Мецераков // *Физика горения и взрыва*. – 1978. – Т. 14, № 4. – С. 23 – 36.

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. каф. технической механики А. А. Приходько, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Днепропетровск.

**ПРО ВПЛИВ МАСОВОГО СКЛАДУ НЕРІВНОВАГОВОГО ПОВІТРЯНО-ВОДНЕВОГО СТРУМЕНЯ
НА ІНТЕНСИФІКАЦІЮ ПРОЦЕСУ ГОРІННЯ В СУПУТНЬОМУ
НАДЗВУКОВОМУ ПОТОЦІ ПОВІТРЯ**

В. І. Тимошенко, Г. Є. Дешко

У рамках стаціонарних рівнянь в'язкого шару з використанням маршового алгоритму проведено чисельне моделювання нерівновагового витікання надзвукового повітряно-водневого струменя в супутній надзвуковий потік повітря у вісесиметричному каналі. Температура струменя набагато менше температури супутнього потоку. Механізм окислювання водню в повітрі моделюється за допомогою кінетичної моделі, що включає 9 хімічних реакцій. Чисельно досліджено вплив масового складу струменя на розвиток і довжину області горіння. Визначено оптимальний склад струменя для заданих параметрів течії. Прикладна спрямованість статті визначається проблемами раціональної організації процесів горіння в камерах згоряння ГППРД.

Ключові слова: модель в'язкого шару, нерівновагова течія, кінетика горіння, масовий склад, повітряно-водневий струмінь.

**ON THE EFFECTS OF MASS COMPOSITION OF NON-EQUILIBRIUM
AIR-HYDROGEN JET ON INTENSIFICATION OF COMBUSTION
IN AIR COCURRENT SUPERSONIC FLOW**

V. I. Timoshenko, A. Ye. Deshko

In the frame of steady-state equations of a viscous layer a non-equilibrium flow of a supersonic air-hydrogen jet in an air concurrent supersonic flow through axisymmetric channel is simulated numerically using a marsh algorithm. The jet temperature is much less than the temperature of the concurrent flow. The mechanism of hydrogen oxidation in air is simulated using a kinetic model including 9 chemical reactions. The effects of the mass composition of the jet on the progress and extent of the combustion zone are simulated numerically. An optimal composition of the jet is defined for given flow parameters. The applied importance of the paper is defined by problems of a rational organization of combustion processes through combustion chambers of hypersonic ramjet engines.

Key words: model of a viscous layer, non-equilibrium flow, combustion kinetics, mass composition, air-hydrogen jet.

Тимошенко Валерий Иванович – д-р физ.-мат. наук, профессор, член-корреспондент НАНУ, заведующий отделом аэрогазодинамики Института технической механики, Национальная академия наук Украины и Государственное космическое агентство Украины, Днепропетровск, Украина.

Дешко Анна Евгеньевна – младший научный сотрудник отдела аэрогазодинамики Института технической механики, Национальная академия наук Украины и Государственное космическое агентство Украины, Днепропетровск, Украина, e-mail: deshanya@list.ru.

УДК 629.7.002: 621.375.826

С. Є. АГЕЄВ

Національний авіаційний університет, м. Київ

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ РУХУ ВОДЯНОЇ ПЛІВКИ В ПОВІТРЯНОМУ ПОТОЦІ

Наведено результати експериментального дослідження спільного руху водяної плівки у спутному повітряному потоці. Фізичне моделювання руху рідини в градієнтному потоці повітря дозволило встановити значні зміни середньої товщини плівки та хвильових збурень її поверхні під дією позитивного градієнта тиску. Представлено дані досліджень впливу турбулентності зовнішнього потоку на характер переміщення рідини. Отримані результати дають підставу припускати можливість управління процесами протікання в розширених потоках з метою забезпечення оптимальних режимів роботи різних промислових пристроїв.

Ключові слова: експериментальне дослідження, рух рідини у потоці повітря, градієнт тиску, турбулентність.

Розширені газорідні потоки завдяки широкій реалізації в різноманітних галузях техніки на протязі багатьох років являються предметом всебічного вивчення. Однак, не дивлячись на те, що спільному переміщенню рідини та газу присвячено значну кількість наукових праць [1- 6], відомі на сьогоднішній день дані про взаємодію рідкої плівки зі спутним газовим потоком в реальних газодинамічних системах досить обмежені.

Загалом це передумовлено тим, що в більшості випадків, дослідники розглядали дану задачу в ідеалізованій постановці, коли процеси організації плівкової течії вивчалися без урахування дії факторів, які за характером свого впливу на тонкий прошарок рідини можна віднести до зовнішніх. Узагальнення результатів цих досліджень [6] дозволило обґрунтовано визначити двопараметричну залежність характеристик гетерогенного потоку від витрати рідини в плівці й числа Рейнольдса повітряної фази

$$Re_{x_2} = u_{2n} x / \nu_2,$$

вираженого через повздовжню координату x , де u_{2n} – швидкість повітря на зовнішній межі граничного прошарку, ν_2 – кінематична густина повітря. Між тим, наявність при експлуатації різноманітного промислового обладнання, вібрацій поверхні течії рідини, зміни її змочуваності, варіацій турбулентних характеристик та повздовжньої швидкості спутної фази, може суттєво впливати на кінцеві параметри робочих систем [7].

Експерименти проводились на стенді, що включає в себе прямооточну аеродинамічну трубу та пристрої подачі та відводу рідини. В робочій ділянці труби реалізовувались швидкості повітряного пото-

ку до 35 м/с, а витрата рідини виражена в безрозмірній формі через плівкове число Рейнольдса

$$Re_1 = G_1 / \mu_1$$

(G_1 - приведена до ширини плівки масова витрата рідини, μ_1 - коефіцієнт динамічної густини рідини, змінювався від 0 до 860).

Нижня панель робочої частини являлась поверхнею протікання рідини, на якій було розміщено датчики товщини плівки. Для реєстрації параметрів рідинного шару використовувалась вимірювальна система, основана на методі локальної електропровідності з використанням щілинних резистивних первинних перетворювачів.

Для моделювання протікання рідини при різних градієнтах тиску повітря, верхня панель робочої ділянки експериментальної установки виготовлена з гнучкого матеріалу, що дозволяло шляхом регулювання довжини розпірних тяг створювати необхідні форми каналу проточної системи аеродинамічної труби.

З використанням вказаних конструктивних можливостей стенда було проведено серію експериментів, результати яких представлені на рис. 1. Вимірювання середньої товщини рідкої плівки $\bar{\delta}_1$ проводились при однакових умовах протікання (швидкість незбуреного потоку $u_{2\infty} = 20$ м/с, а витрата рідини $Re_1 = 192$), але різних значеннях градієнта тиску повітря (лінії 1 – 5 відповідають $dp_2 / dx = 17,7; 11,5; 0; -14,2; -34,4$ кг/м³). На рис. 2 показано порівняння хвильових профілів поверхні плівки (зміну локальної товщини рідкого шару δ_1 вздовж по

течії x) при $u_{2\infty} = 20$ м/с, $Re_1 = 192$, отриманих в градієнтному $dp_2/dx = 11,5$ кг/м³ (тонка лінія) та безградієнтному $dp_2/dx = 0$ (товста лінія) потоках повітря.

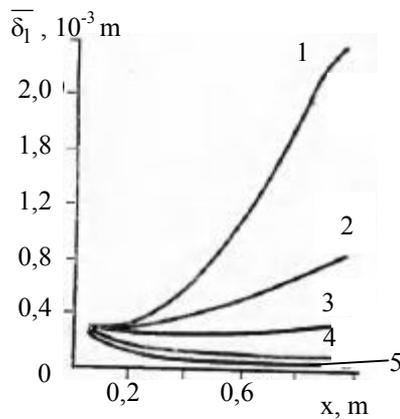


Рис. 1. Зміна середньої товщини водяної плівки в залежності від умов течії

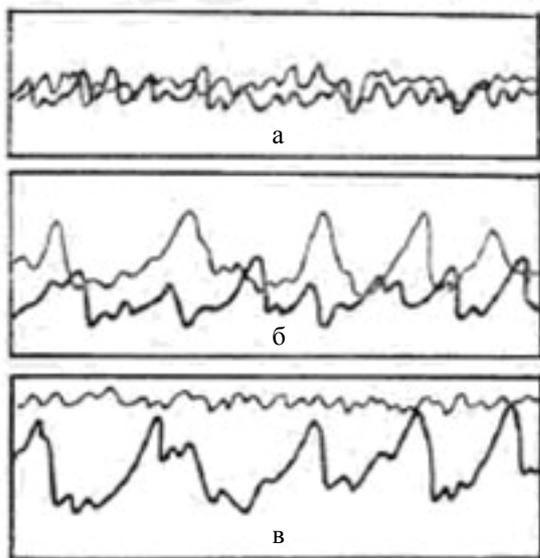


Рис. 2. Зміна хвилювих профілів поверхні водяної плівки вздовж течії:
а – $x = 0,1$ м; б – $x = 0,5$ м; в – $x = 0,95$ м

Аналіз експериментальних даних дає можливість робити висновки про значний вплив постійно діючого позитивного градієнта тиску легкої фази на характер протікання рідини. Виходячи з фізичної моделі густинної взаємодії двох потоків з різними властивостями при дифузійному протіканні, наявність позитивної похідної dp_2/dx викликає додатковий до ефекту тертя об шорстку стінку (хвилюва шорсткість у даному випадку може в декілька десятків разів перевищувати допустиму шорсткість) гальмуючий ефект перепаду тиску, що сприяє зни-

женню динамічного навантаження повітря на поверхню рідини. До відомих положень про дію позитивного градієнта тиску на протікання в пристінних прошарках слід додати, що наявність хвилювого руху на поверхні плівки та транспортування повітрям крапель рідини, які зірвалися з гребенів хвиль, призводять до більш інтенсивної дисипації енергії двофазного потоку. Вимірювання розподілу швидкостей повітря по нормалі до стінки (рис. 3) при $dp_2/dx = 11,5$ кг/м³, $u_{2\infty} = 20$ м/с та $x = 0,5$ м ($Re_1 = 0; 192$ – лінії 1,2) показало, що двофазність течії сприяє зменшенню наповнення профілю швидкості. Значення форм параметра $N_2 = \delta_2^*/\delta_2^{**}$, що відповідає в однофазному турбулентному прошарку $N_2 = 1,48$, в гетерогенному потоці збільшується до $N_2 = 1,83$. Аналогічно до висновків про більш ранній перехід за умови спільного руху двох фаз ламінарного протікання в турбулентне [6] отримані результати дозволяють говорити про посилення дії градієнта тиску повітря при наявності тонкого шару рідини на поверхні, яка обтікається, що може сприяти передчасному відриву потоку.

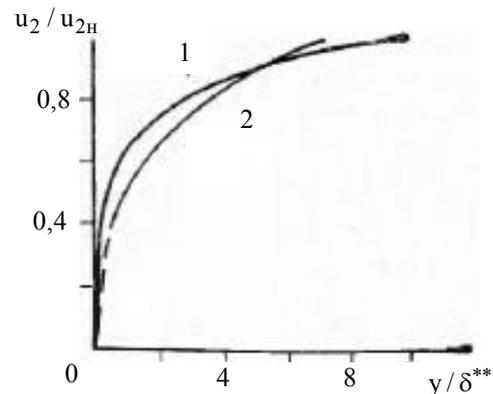


Рис. 3. Вплив двофазності течії на профіль швидкості в граничному прошарку

При від'ємному градієнті тиску газового середовища в досліджуваних умовах отриманий в першому випадку помітно виражений ефект впливу змін швидкості повітря на протікання рідини відсутній. Причиною цього, ймовірно, є вища у порівнянні з газом густина рідини, яка перешкоджає зростанню швидкості її руху в тонкому прошарку, а також менш інтенсивні зміни вздовж по потоку величини дотикової напруги, що в кінцевому підсумку призводить до зниження чуттєвості параметрів рідкої плівки до повздовжніх прискорень повітряних мас.

Більш глибокий аналіз впливу градієнта тиску повітря на рух рідини проведено на основі результа-

тів експериментів, в яких моделювання плівкового протікання рідини здійснювалось при різноманітних початкових умовах. Оцінка впливу вказаних факторів на середню товщину рідкого прошарку $\bar{\delta}_1$ проводилась за допомогою інтегрального параметру

$$m_1 = \rho_1 \int_0^L \bar{\delta}_1 dx,$$

де ρ_1 - густина рідини, L - довжина поверхні протікання рідини. Значення m_1 характеризує приведену до ширини каналу масу рідини, яка знаходиться на поверхні, що обтікається. Зміна m_1 в залежності від dp_2/dx при $Re_1 = 200$ (рис. 4, лінії 1 – 5 відповідають $dp_2/dx = 17,7; 6,8; 0; -7,9; -31,6$ кг/м³), а при $u_{2\infty} = 25,5$ м/с, (рис. 5 лінія 1 – 3 для $dp_2/dx = 25,5; 0; -31,6$ кг/м³) показує, що вплив градієнта тиску на протікання рідини визначається його величиною та знаком. Він більш суттєвий при малих швидкостях незбуреного потоку та великих витратах рідини в плівці. Із зменшенням градієнта тиску аж до від'ємних значень, вплив цих факторів слабшає.

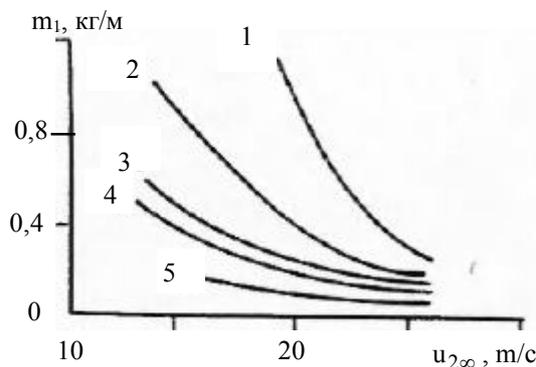


Рис. 4. Залежність приведенної маси рідини від швидкості спутного потоку

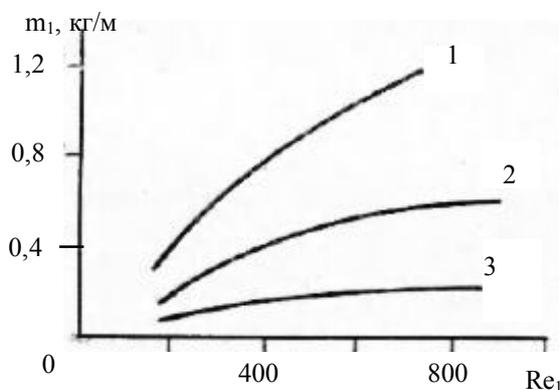


Рис. 5. Залежність приведенної маси рідини від числа Рейнольдса

В технічних установках, в каналах, в яких формуються розгалужені двофазні потоки, для розгону повітря, як правило, використовуються різноманітні енергетичні пристрої (наприклад, лопаточні машини), які сприяють значній його турбулізації. В зв'язку з цим, безперечний інтерес представляє дослідження впливу турбулентності зовнішнього потоку $Tu_{2\infty}$ на параметри рідкої плівки. З цією метою, за допомогою монопланових решіток, що є пасивними генераторами турбулентності, на робочій ділянці аеродинамічної труби встановлювались різні ступені турбулентних збурень повітряних мас, величини яких визначались термоанемометричною системою.

За критерій оцінки впливу зовнішньої турбулентності легкої фази на локальні параметри плівки, обрано початок утворення на поверхні рідини хвиль збурення, які добре спостерігаються в експерименті і відрізняються в широкому спектрі хвилеутворень великою амплітудою та широким фронтом хвилі. На рис. 6 представлено експериментальні результати (лінії 1 – 8 відповідають $u_{2\infty} = 15; 16; 17; 18; 20; 22; 25; 28$ м/с), які показують, що витрата рідини Re_1 , при якій починають зароджуватись хвилі збурення, залежить від швидкості та ступеню турбулентності спутного газового потоку. Значний вплив на структуру хвильової поверхні плівки турбулентність створює при невеликій швидкості потоку повітря, при поступовому збільшенні якої даний ефект вироджується. Причину виявленого впливу, вірогідно, слід шукати в характері змін збурень в граничному прошарку, які залежать від ступеню турбулентності та швидкості зовнішнього потоку. Положення праць [8, 9] вказують на те, що у відповідності із закономірностями перерозподілу, компонент пульсаційних складових швидкості, кінематична енергія турбулентності в прошарку, зростають до стінки тим більш інтенсивно, чим нижче ступінь зовнішніх збурень. В той же час збільшення швидкості повітряного потоку сприяє зниженню пристінної турбулентності. Внаслідок цього, навіть при низькій турбулентності зовнішнього потоку, в самому граничному прошарку повітряної фази генеруються потужні збурення, що посилюються з наближенням до поверхні плівки та сприяють утворенню хвиль. В міру руху рідини в повздовжньому напрямку в зв'язку з наявністю поверхневого натягу, відбувається накачка енергії хвильового руху (перехід брижі в крупні та шквальні хвилі [6]).

Характер впливу турбулентності зовнішнього потоку на хвильову межу рідини та газу, що визначається з рис. 6, вірогідно, можна пояснити розглядаючи процес розвитку хвильового руху на поверхні плівки як результат передачі рідини енергії повітряного потоку, що являє собою сукупність енергії,

обумовленої поступальним рухом фаз та енергії збурення, яка породжується пульсаціями повітряних мас поблизу поверхні плівки. Рис. 7 демонструє осцилограми хвильових профілів тонкого шару рідини при швидкості потоку $u_{2\infty} = 17 \text{ м/с}$, витраті води в плівці $Re_1 = 170$, але різних рівнях турбулентності (жирна лінія - $Tu_{2\infty} = 0,95\%$, тонка - $5,6\%$). Із збільшенням ступеню турбулентності в діапазоні швидкостей повітряних мас, при яких вплив зовнішніх збурень особливо відчутно, відбувається деяке підвищення середньої товщини плівки (рис. 8), викликане зниженням амплітуди хвиль та зменшенням кількості рідини, яка ними переноситься ($Re_1 = 192$, $u_{2\infty} = 15 \text{ м/с}$, $Tu_{2\infty} = 6,25$ та $0,99\%$ - точки 1 та 2).

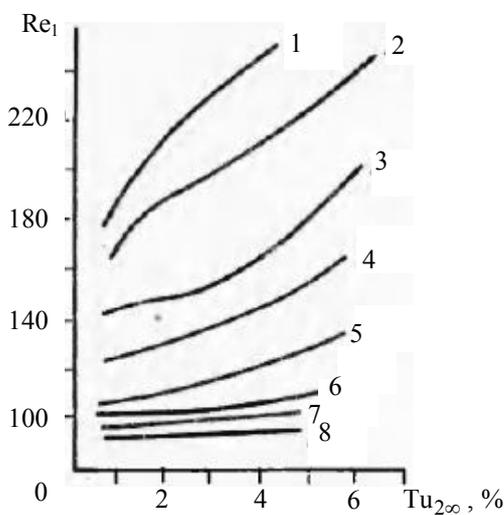


Рис. 6. Вплив турбулентності спутного потоку повітря на хвильову межу рідини та газу

На останок зробимо наступні висновки. Фізичне моделювання руху рідини в градієнтному потоці повітря дозволило встановити значні зміни середньої товщини плівки та хвильових збурень її поверхні під дією позитивного градієнта тиску. В цьому випадку із збільшенням позаддовжньої координати протікання товщина рідинного прошарку зростає, а нерівномірність межі розділу фаз зменшується. Дослідження впливу турбулентності зовнішнього потоку на характер переміщення рідини показує, що елементи хвиль, які зароджуються, та середня товщина плівки залежать від ступеню турбулентних збурень повітряних мас. При малих та помірних значеннях підвищення ступеню турбулентності призводить до зниження хвилеутворень поверхні розділу рідини та газу й збільшенню середньої товщини рідинного прошарку.

Отримані результати дають підставу припускати можливість управління процесами протікання в

розширених потоках з метою забезпечення оптимальних режимів роботи різних промислових пристроїв.

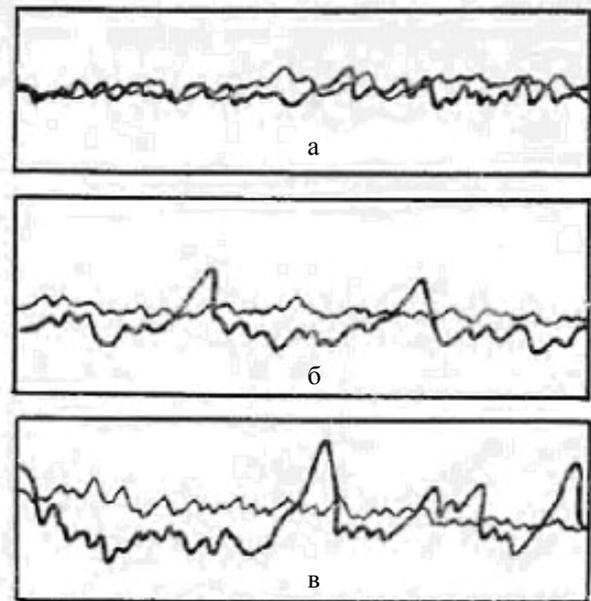


Рис. 7. Залежність хвильових профілів поверхні водяної плівки від параметрів повітряного потоку: а - $x = 0,1 \text{ м}$; б - $x = 0,5 \text{ м}$; в - $x = 0,95 \text{ м}$

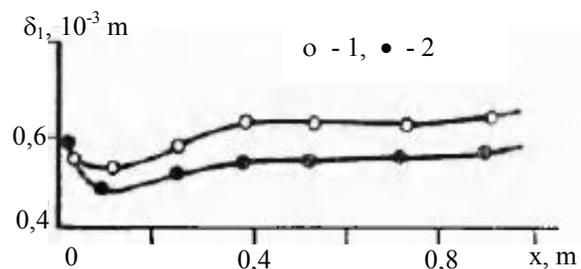


Рис. 8. Зміна середньої товщини водяної плівки від параметрів повітряного потоку

Література

1. Капица, П. Л. Волновое течение тонких слоев вязкой жидкости [Текст] / П. Л. Капица, С. П. Капица // ЖЭТДФ. - 1949. - Т. 19, вып. 2. - С. 106-120.
2. Бойко, В. Д. Исследование нелинейных волнообразований на поверхности тонкого слоя вязкой жидкости, текущей по наклонной поверхности [Текст] / В. Д. Бойко, В. Х. Кириллов // Вісник Одеського національного морського університету. - 2011. - № 33. - С. 27-38.
3. Зозуля, Ю. М. Толщина пленки и расход жидкости, текущей по горизонтальной поверхности под воздействием газового потока [Текст] / Ю. М. Зозуля // Тр. ДВПИ. - 1968. - Вып. 67. - С. 40-49.

4. Бояджи́ев, Х. Массоперенос в движущихся пленках жидкости [Текст] / Х. Бояджи́ев, В. Бешков. – М. : Мир, 1988. – 138 с.

5. Дейч, М. Е. Результаты статического анализа волновой структуры поверхности раздела фаз в двухфазном пограничье [Текст] / М. Е. Дейч, И. П. Тетера // ТВТ. – 1980. – № 4. – С. 101-112.

6. Дейч, М. Е. Газодинамика двухфазных сред [Текст] / М. Е. Дейч, Г. А. Филиппов. – М. : Энергоиздат, 1981. – 472 с.

7. Саха, С. Исследование вибрационного воздействия течения жидких пленок [Текст] / С. Саха, Г. В. Томаров // Тез. докл. III Всесоюз. конф. моло-

дых специалистов «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидродинамики», 28 – 30 марта 1989 г. – Новосибирск, 1989. – С. 15.

8. Дыбан, Е. П. Теплообмен и гидродинамика турбулентных потоков [Текст] / Е. П. Дыбан, Э. Я. Этик. – Киев : Наук. думка, 1985. – 296 с.

9. Экспериментальное исследование влияния температурного фактора и турбулентности набегающего потока на переход в пограничном слое [Текст] / В. М. Капинос, В. Я. Левченко, А. Ф. Слитенко [и др.] // ИФЖ. – 1977. – Т. 32, № 3. – С. 293-398.

Поступила в редакцию 02.04.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры вищої та обчислювальної математики Є. О. Шквар, Національний авіаційний університет, м. Київ.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ВОДНОЙ ПЛЕНКИ В ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ

С. Е. Агеев

Приведены результаты экспериментального исследования совместного движения водяной пленки в спутном воздушном потоке. Физическое моделирование движения жидкости в градиентном потоке воздуха позволило установить значительные изменения средней толщины пленки и волновых возмущений ее поверхности от воздействия положительного градиента давления. Показаны данные исследования влияния турбулентности внешнего потока на характер перемещения жидкости. Полученные результаты дают основание допускать возможность управления процессами течения в расслоенных потоках с целью обеспечения оптимальных режимов работы различных промышленных устройств.

Ключевые слова: экспериментальное исследование, движение жидкости в потоке воздуха, градиент давления, турбулентность.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE WATER FILM MOTION IN AIR FLOW

S. Ye. Agehev

Shows the results of experimental research of the water film common motion in following air flow. Physical modeling of fluid motion in a gradient flow of air allowed to establish significant changes in the average film thickness and the surface wave disturbances from the effects of a positive pressure gradient. Shows the influence of research data stream turbulence on the nature of fluid displacement. The obtained results show the possibility to allow process control flow in stratified flows to ensure optimum operating conditions for various industrial applications.

Key words: experimental research, motion of fluid in a stream of air, pressure gradient, turbulence.

Агеев Сергей Евгеньевич – канд. техн. наук, доцент кафедры аэродинамики и безопасности полетов летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, г. Киев, e-mail: unserv@ukr.net.

УДК 532.526.02

Ю. А. КРАШАНИЦА, ЮЕ ПЕН

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

ИНТЕГРАЛЬНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОБТЕКАНИЯ СИСТЕМЫ ТЕЛЕСНЫХ ПРОФИЛЕЙ ОГРАНИЧЕННЫМ ПОТОКОМ ВЯЗКОЙ СРЕДЫ

На базе развитого аппарата векторно-тензорного анализа представлены обобщённые векторные потенциалы дифференциальных законов сохранения гидродинамики, а также интегральные представления решений в виде комбинаций поверхностных интегралов типа потенциалов не только основной задачи векторного анализа в случае поверхностного распределения завихренности и интенсивности источников массы, но и полной системы уравнений Навье-Стокса в случае обтекания произвольной системы телесных профилей потоком вязкой несжимаемой жидкости также и вблизи поверхности раздела.

Ключевые слова: система телесных аэродинамических профилей, система уравнений Навье-Стокса, векторно-тензорный анализ, интегральное представление решений.

Введение

В аэродинамике проблема увеличения эффективности авиационной техники и транспорта связана с теоретическим и экспериментальным исследованиями соответствующих аэрогидродинамических характеристик, обоснованием существующих и новых принципов образования сил и управления ими, что должно обеспечить выполнение технико-экономических требований с учётом безопасной эксплуатации.

Реализация такого объединения позволит получать высокие значения аэрогидродинамических характеристик, определяющих, в сочетании с большими скоростями, уровень эффективности транспортных средств; будет способствовать решению ряда задач взлёта - посадки летательных аппаратов, устойчивости, управления и безопасности движения аппаратов, перемещающихся на больших и малых

расстояниях от границы.

1. Постановка задачи исследования

Представлено решение задачи исследования обтекания произвольной системы аэродинамических профилей телесной формы в плоской области (τ) реальным потоком несжимаемой среды (рис. 1). В связи с возможным присутствием плоской поверхности раздела на режимах взлёта/посадки самолёта, поле скоростей набегающего потока V_∞ считается существенно завихренным.

Необходимо подчеркнуть, что современные исследования проблемных и востребованных задач механики сплошных сред и, в частности, аэрогидродинамики, опираются на развитые аппараты функционального и векторно-тензорного анализов [1 – 4], что в полной мере эффективно эксплуатируется и способствует развитию численных методов решения

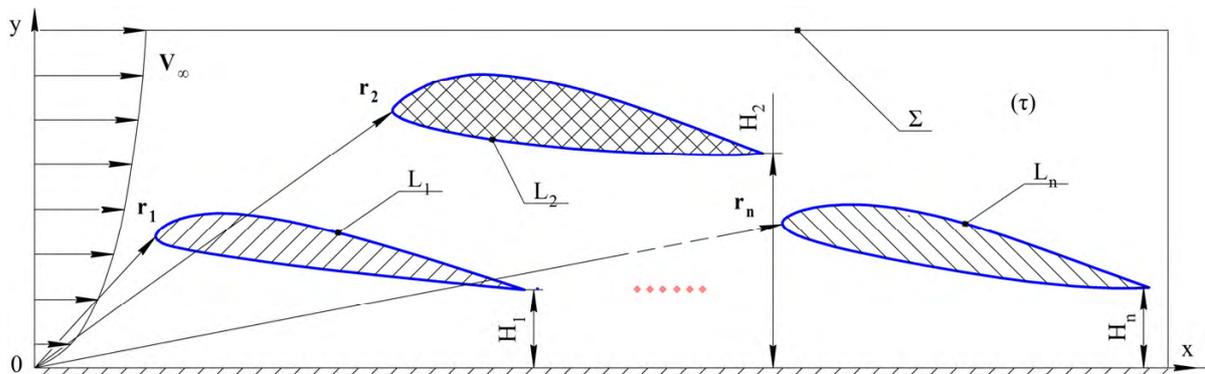


Рис. 1. Система телесных профилей в стационарном вязком потоке вблизи поверхности раздела,

L_1, L_2, \dots, L_n – границы профилей; Σ – граница контрольного объёма;

H_1, H_2, \dots, H_n – высоты профилей; r_1, r_2, \dots, r_n – векторы положений профилей;

V_∞ – вектор скорости набегающего потока

всего спектра востребованных задач аэрогидромеханики [5, 12 – 15]. Применение функционального анализа в механике жидкости и газа обусловлено отражением того факта, что реально, как правило, невозможно измерить значение физической величины в точке, а можно измерять лишь её средние значения в малых окрестностях данной точки. Таким образом, техника обобщённых функций служит удобным и адекватным аппаратом для описания распределений различных физических величин [1, 5, 10 – 11].

Наиболее достоверной и апробированной математической моделью движения несжимаемой нетеплопроводной жидкости является краевая задача для системы дифференциальных уравнений в частных производных Навье-Стокса [6, 9 – 11], которая состоит из системы уравнений сохранения:

$$\text{массы неразрывности} - \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho(\nabla, \mathbf{V}) = 0 \quad (1)$$

и сохранения импульса –

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{F} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \mathbf{V} + \frac{\nu}{3} \nabla(\nabla, \mathbf{V}), \quad (2)$$

где в плоском случае течения в декартовом базисе $\mathbf{V} = i\mathbf{u} + j\mathbf{v}$ – вектор скорости потока среды; \mathbf{F} – внешняя массовая сила (например, сила тяжести и т.д.) может быть потенциальным вектором, но в нашем простейшем случае ограничимся тем, что $\mathbf{F} = \mathbf{0}$; p – внутреннее гидростатическое давление внутри среды; ρ – плотность среды; $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ – коэффициент кинематической вязкости, а μ – коэффициент динамической вязкости.

2. Граничные условия в задаче обтекания системы телесных аэродинамических профилей в ограниченной области

Известно, что математические модели процессов или явлений в аэрогидромеханике нетеплопроводной среды представляют собой комплекс системы дифференциальных законов сохранения (1 – 2) и начально-краевых условий, обусловленных экспериментальными наблюдениями.

Так как

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\mathbf{V}, \nabla) \mathbf{V}, \quad (3)$$

то для стационарного движения потока вязкой несжимаемой жидкости вместо уравнений (1 – 2) имеем базовую систему уравнений:

$$(\nabla, \mathbf{V}) = 0; \quad (4)$$

$$(\mathbf{V}, \nabla) \mathbf{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \mathbf{V}, \quad (5)$$

при исследовании которой необходимо воспользоваться развитым аппаратом векторно-тензорного анализа [2, 4].

Исходя из этого опыта и учитывая свойства единичного тензора \mathbf{I} :

$$\frac{\nabla p}{\rho} = \left(\nabla, \mathbf{I} \frac{p}{\rho} \right); \quad (6)$$

$$(\mathbf{V}, \nabla) \mathbf{V} = (\nabla, \mathbf{V}\mathbf{V}) - \mathbf{V}(\nabla, \mathbf{V}); \quad (7)$$

а

$$(\nabla, \nabla^* \mathbf{V}) = \nabla(\nabla, \mathbf{V}), \quad (8)$$

где $\mathbf{V}\mathbf{V}$ – диада, а $\nabla^* \mathbf{V}$ – тензор сопряженный тензору $\nabla \mathbf{V}$ [4].

Тогда:

$$(\nabla, \mathbf{V}\mathbf{V}) + \left(\nabla, \mathbf{I} \frac{p}{\rho} \right) - \nu \Delta \mathbf{V} = 0. \quad (9)$$

Известно [4], что вектор завихренности $\mathbf{\Omega} = [\nabla, \mathbf{V}]$ в случае несжимаемой среды:

$$\Delta \mathbf{V} = -(\nabla, [\mathbf{I}, \mathbf{\Omega}]). \quad (10)$$

Тогда, дифференциальный закон сохранения импульса (5) в случае движения стационарной, нетеплопроводной и несжимаемой среды можно представить в консервативном виде:

$$\left(\nabla, \left(\mathbf{V}\mathbf{V} + \mathbf{I} \frac{p}{\rho} + \nu [\mathbf{I}, \mathbf{\Omega}] \right) \right) = 0, \quad (11)$$

или:

$$(\nabla, (\mathbf{V}\rho\mathbf{V})) = (\nabla, \mathbf{T}), \quad (12)$$

где тензор напряжений \mathbf{T} имеет вид:

$$\mathbf{T} = -\mathbf{I}p + \mu \nabla \mathbf{V}. \quad (13)$$

Причём искомые характеристики обтекания: давление – p и завихренность – $\mathbf{\Omega}$ (см. рис. 1), должны определяться с учётом заданных граничных условий:

$$\begin{aligned} \mathbf{V}|_{L_i} &= \mathbf{0}; \quad \mathbf{V}|_{\Sigma} = \mathbf{V}_{\infty}; \\ \mathbf{V}|_{r \rightarrow \pm \infty} &\rightarrow \mathbf{V}_{\infty}; \quad p|_{r \rightarrow \pm \infty} \rightarrow p_{\infty}. \end{aligned} \quad (14)$$

В координатном виде закон сохранения импульса (5) имеет вид:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right); \quad (15)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right). \quad (16)$$

Причём на границах области Σ вертикальная составляющая вектора скорости $v=0$, а горизонтальная составляющая вектора скорости $u(y)$ зависит только от координаты y . Поэтому здесь:

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} = v = 0. \quad (17)$$

Подставляя эти результаты в уравнения (15) и (16), получим:

$$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = 0; \quad \frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (18)$$

откуда следует, что скалярное давление p зависит только от продольной координаты x :

$$\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = \frac{1}{\nu \rho} \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{1}{\nu \rho} \frac{dp}{dx} = \text{const}. \quad (19)$$

На верхней границе $\Sigma_{\text{вер}}$ (рис. 2):

$$\left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=H} = 0; \quad u|_{y=H} = V_{\infty}. \quad (20)$$

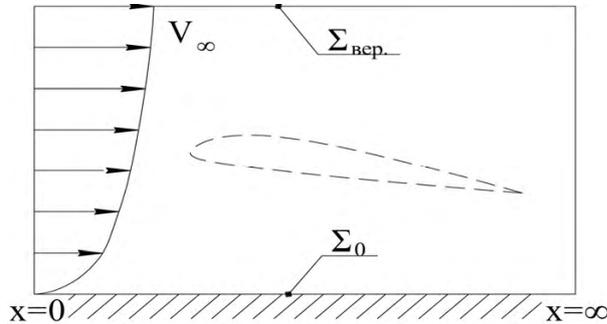


Рис. 2. Границы области течения вязкой среды

На нижней границе Σ_0 : $u|_{y=0} = 0.$ (21)

Тогда

$$\frac{\partial u}{\partial y} = \int \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} dy = \frac{1}{\nu \rho} \frac{dp}{dx} y + C_1; \quad (22)$$

$$u = \int \frac{\partial u}{\partial y} dy = \frac{1}{2\nu \rho} \frac{dp}{dx} y^2 + C_1 y + C_2. \quad (23)$$

С учётом граничных условий (20) и (21), имеем:

$$\left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=H} = \frac{1}{\nu \rho} \frac{dp}{dx} H + C_1 = 0, \quad (24)$$

$$u(0) = \frac{1}{2\nu \rho} \frac{dp}{dx} \cdot 0^2 + C_1 \cdot 0 + C_2 = 0 \quad (25)$$

и

$$C_1 = -\frac{1}{\nu \rho} \frac{dp}{dx} H, \quad C_2 = 0. \quad (26)$$

Таким образом,

$$u(y) = \frac{1}{\nu \rho} \frac{dp}{dx} \left(\frac{y^2}{2} - H y \right) \quad (27)$$

и

$$u(H) = -\frac{1}{2\nu \rho} \frac{dp}{dx} H^2 = V_{\infty}, \quad (28)$$

а

$$\frac{dp}{dx} = -\frac{2\nu \rho}{H^2} V_{\infty}. \quad (29)$$

Тогда:

$$p = -\frac{2\nu \rho}{H^2} V_{\infty} x + C_1.$$

При $x = 0$, $p = p_{\infty}$, $C_1 = p_{\infty}$.

Полученные результаты позволяют выписать граничные условия для скорости u на границах: $x = 0$; $x = \infty$ (см. рис. 2):

$$u(y) \Big|_{x=0; x=\infty} = -\frac{2V_{\infty}}{H^2} \left(\frac{y^2}{2} - H y \right); \quad (30)$$

и граничные условия для давления p на границах Σ_0 и $\Sigma_{\text{вер}}$:

$$p(x) = -\frac{2\nu \rho}{H^2} V_{\infty} x + p_{\infty}. \quad (31)$$

Кроме этого, здесь необходимо выделить тот классический факт, что векторы скорости \mathbf{V} и завихренности $\mathbf{\Omega}$ являются решениями основной задачи векторного анализа [2, 4]:

$$(\nabla, \mathbf{V}) = q; \quad (\nabla, \mathbf{\Omega}) = 0, \quad (32)$$

где q – интенсивность возможных источников/стоков массы и параметров энергетической механизации.

К сожалению, до настоящего времени не создан общий метод исследования и решения нелинейной системы законов сохранения даже в простейшем случае (4 – 5). Тем не менее современное развитие математической физики, основанное на методе граничных интегральных уравнений в применении к краевым задачам механики [2, 7, 8], и, в первую очередь, аэрогидродинамики [2], позволяют выходить на аналитические решения определённых классов нелинейных задач.

3. Фундаментальное решение основной задачи векторного анализа

Классические условия Коши-Римана [3 – 4]

$$\frac{\partial \varphi}{\partial x} = \frac{\partial \psi}{\partial y}; \quad \frac{\partial \varphi}{\partial y} = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (33)$$

можно представить в векторных видах:

$$\nabla \varphi = [\nabla, \mathbf{k}\psi]; \quad \nabla \psi = -[\nabla, \mathbf{k}\varphi], \quad (34)$$

где функции φ и ψ – сопряжённые аналитические функции – известные решения уравнения Лапласа [4]

$$\varphi = \frac{1}{2\pi} \ln |\mathbf{r} - \mathbf{r}_0|; \quad (35)$$

$$\psi = \frac{1}{2\pi} \text{arctg} \frac{y - y_0}{x - x_0}. \quad (36)$$

Отсюда следует, что тензор

$$\Gamma(\mathbf{r} - \mathbf{r}_0) = \mathbf{I}\varphi - [\mathbf{I}, \mathbf{k}\psi], \quad (37)$$

является консервативным:

$$(\nabla, \Gamma) = (\nabla, (\mathbf{I}\varphi - [\mathbf{I}, \mathbf{k}\psi])) = \nabla\varphi - [\nabla, \mathbf{k}\psi] = 0, \quad (38)$$

а, в силу условий Коши-Римана (33) и потенциальным, так как

$$[\nabla, \Gamma] = \mathbf{k} \left(\mathbf{j} \frac{\partial\varphi}{\partial x} - \mathbf{i} \frac{\partial\varphi}{\partial y} \right) - \mathbf{k} \left(\mathbf{i} \frac{\partial\psi}{\partial x} + \mathbf{j} \frac{\partial\psi}{\partial y} \right) = 0. \quad (39)$$

Кроме этого, можно утверждать, что тензор Γ является фундаментальным решением дифференциального оператора второго порядка:

$$\nabla(\nabla, \Gamma) = \Delta\Gamma + [\nabla, [\nabla, \Gamma]] = \mathbf{I}\Delta\varphi. \quad (40)$$

Таким образом, для основной задачи векторного анализа (32), представленной в виде операторов второго порядка:

$$\nabla(\nabla, \mathbf{V}) = \nabla q; \quad \nabla(\nabla, \mathbf{\Omega}) = 0,$$

тензор Γ (37), по определению [1], является фундаментальным решением.

4. Векторный потенциал закона сохранения импульса

На основании изложенного основную задачу векторного анализа гидродинамического содержания (32) целесообразно сформулировать в консервативной форме:

$$\nabla(\nabla, \mathbf{V}) = (\nabla, \nabla^* \mathbf{V}) = \nabla q; \quad (41)$$

$$\nabla(\nabla, \mathbf{\Omega}) = (\nabla, \nabla^* \mathbf{\Omega}) = 0. \quad (42)$$

В представленной работе предполагается отсутствие как объёмных, так и поверхностных источников массы ($q = 0$), а также тепловых процессов, хотя эта идеология позволяет учитывать физико-химические взаимодействия с реагированием, приводящие к важным эффектам, существенно влияющих на аэрогидродинамические характеристики объектов аэрокосмической техники на любых режимах полёта и в любой среде или атмосфере.

Приведенные векторно-тензорные дифференциальные операции позволяют выписать закон сохранения импульса, при указанных ограничениях, в консервативной форме, который широко используется в мировой практике вычислительной аэрогидродинамики [12 – 15]:

$$\begin{aligned} & \left(\nabla, \left\{ \mathbf{V}\mathbf{V} + \mathbf{I} \frac{p}{\rho} - \nu \nabla \mathbf{V} \right\} \right) \equiv \\ & \equiv \left(\nabla, \left\{ \mathbf{V}\mathbf{V} + \mathbf{I} \frac{p}{\rho} + \nu [\mathbf{I}, \mathbf{\Omega}] \right\} \right) = 0. \end{aligned} \quad (43)$$

Эта консервативная форма закона сохранения допускает введение векторного потенциала Ψ :

$$\mathbf{V}\mathbf{V} + \mathbf{I} \frac{p}{\rho} - \nu \nabla \mathbf{V} \equiv \mathbf{V}\mathbf{V} + \mathbf{I} \frac{p}{\rho} + \nu (\nabla^* \mathbf{V} - \nabla \mathbf{V}) = \nabla^* \Psi, \quad (44)$$

который принадлежит к классу решений базового уравнения типа (42) основной задачи векторного анализа [4]:

$$(\nabla, \nabla^* \Psi) \equiv \nabla(\nabla, \Psi) = 0. \quad (45)$$

5. Интегральные представления решений

Интегральные представления решений краевых задач математической физики для дифференциальных уравнений, в данном случае, второго порядка строятся путём интегрирования комбинации операторов (40 – 41) для произвольного вектора \mathbf{a} с необходимыми дифференциальными свойствами и тензора Γ по области (τ) (рис. 3), применяя классический процесс выделения особой точки, с учётом известных свойств потенциала двойного слоя $\frac{\partial\varphi}{\partial n}$ [3]:

$$\begin{aligned} & \iint_{(\tau)+\tau_\varepsilon} (\nabla, [\nabla, (\mathbf{a}, \Gamma)]) d\tau = \\ & = \oint_{\Sigma L_i + \Sigma + L_\varepsilon} (\mathbf{n}, [\nabla, (\mathbf{a}, \Gamma)]) d(\sigma + l + l_\varepsilon). \end{aligned} \quad (46)$$

Выражение $(\mathbf{n}, [\nabla, (\mathbf{a}, \Gamma)])$ можно преобразовать следующим образом:

$$\begin{aligned} & (\mathbf{n}, [\nabla, [\mathbf{a}, \Gamma]]) = \\ & = \left(\frac{\partial^* \mathbf{a}}{\partial n}, \Gamma \right) - (\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \Gamma) - \left(\mathbf{a}, \frac{\partial^* \Gamma}{\partial n} \right) + (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \Gamma). \end{aligned} \quad (47)$$

Тогда для контурного интеграла (46) имеем:

$$\begin{aligned} & \oint_{\Sigma L_i + \Sigma + L_\varepsilon} (\mathbf{n}, [\nabla, (\mathbf{a}, \Gamma)]) d(\sigma + l + l_\varepsilon) = \\ & = \oint_{\Sigma L_i + \Sigma + L_\varepsilon} \left\{ \left(\frac{\partial^* \mathbf{a}}{\partial n}, \Gamma \right) - \left(\mathbf{a}, \frac{\partial^* \Gamma}{\partial n} \right) \right\} d(\sigma + l + l_\varepsilon) + \\ & + \oint_{\Sigma L_i + \Sigma + L_\varepsilon} \{ (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \Gamma) - (\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \Gamma) \} d(\sigma + l + l_\varepsilon). \end{aligned} \quad (48)$$

Из определения тензора Γ (37) следует, что

$$\frac{\partial \Gamma}{\partial n} = \mathbf{I} \frac{\partial \varphi}{\partial n} - [\mathbf{I}, \mathbf{k}] \frac{\partial \psi}{\partial n}. \quad (49)$$

А по определению функции ψ (см. формулу (36)), имеем

$$\frac{\partial \psi}{\partial n} = 0. \quad (50)$$

Тогда

$$\frac{\partial \Gamma}{\partial n} = \mathbf{I} \frac{\partial \varphi}{\partial n}. \quad (51)$$

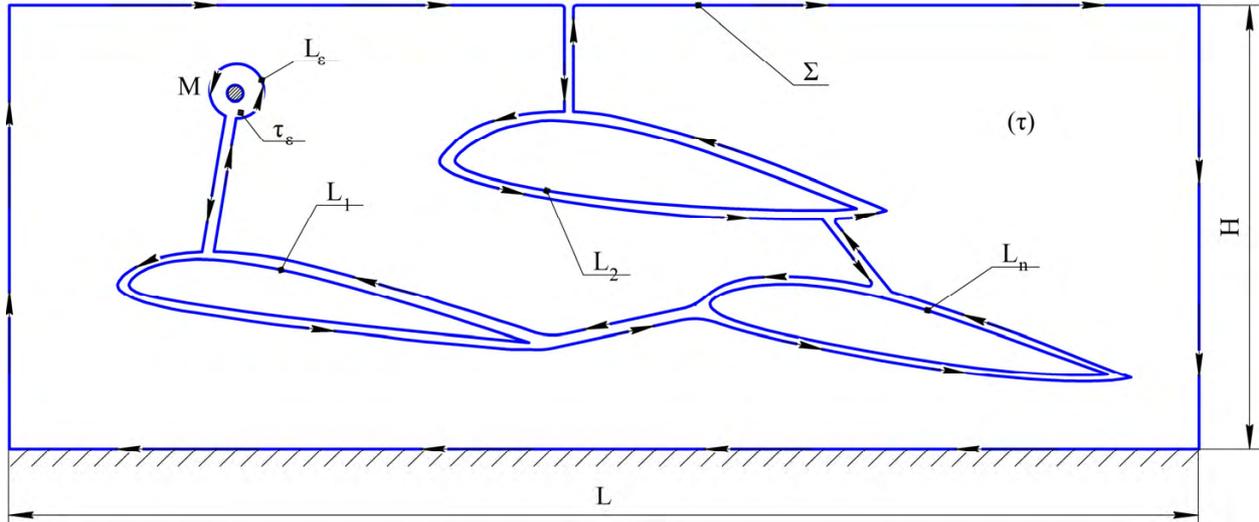


Рис. 3. Область интегрирования, H – высота контрольной области; L – длина контрольной области; (τ) – контрольная область; τ_ε – область особой точки M с бесконечно малым радиусом ε; L_1, L_2, ..., L_n – границы профилей; Σ – граница контрольной области; L_ε – граница области особой точки с бесконечно малым радиусом ε

Граница области с центром в контрольной точке – окружность L_ε (см. рис. 3 и рис. 4):

$$|\mathbf{r} - \mathbf{r}_0| = \varepsilon. \quad (52)$$

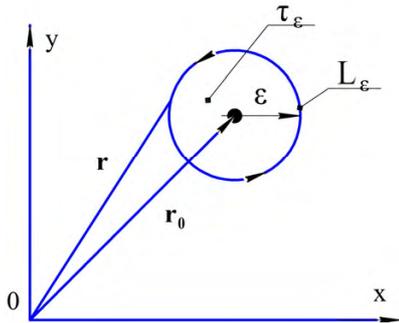


Рис. 4. Выделение особой точки внутри области интегрирования

Из определения функции φ (см. формулу (35)) на L_ε, получим:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial \mathbf{n}} = \frac{\partial \varphi}{\partial \varepsilon} = \frac{\partial}{\partial \varepsilon} \left(\frac{\ln |\mathbf{r} - \mathbf{r}_0|}{2\pi} \right) = \frac{1}{2\pi \varepsilon}. \quad (53)$$

И тогда:

$$\begin{aligned} \oint_{L_\varepsilon} \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \Gamma}{\partial \mathbf{n}} \right) d l_\varepsilon &= \oint_{L_\varepsilon} \left(\mathbf{a}, \mathbf{I} \frac{\partial \varphi}{\partial \mathbf{n}} \right) d l_\varepsilon = \oint_{L_\varepsilon} \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \varphi}{\partial \mathbf{n}} \right) d l_\varepsilon = \\ &= \int_0^{2\pi} \mathbf{a} \cdot \frac{1}{2\pi \varepsilon} \cdot \varepsilon d\theta = \mathbf{a} \cdot \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\theta = \mathbf{a}. \end{aligned} \quad (54)$$

$$\oint_{\Sigma_{L_1+\Sigma}+L_\varepsilon} \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \Gamma}{\partial \mathbf{n}} \right) d(\sigma+1) = \oint_{\Sigma_{L_1+\Sigma}} \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \Gamma}{\partial \mathbf{n}} \right) d(\sigma+1) +$$

$$+ \oint_{L_\varepsilon} \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \Gamma}{\partial \mathbf{n}} \right) d l_\varepsilon = \oint_{\Sigma_{L_1+\Sigma}} \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \Gamma}{\partial \mathbf{n}} \right) d(\sigma+1) + \mathbf{a}. \quad (55)$$

При ε → 0 в этом случае, вместо выражения (48), получим:

$$\begin{aligned} &\iint_{(\tau)} (\nabla, [\nabla, (\mathbf{a}, \Gamma)]) d\tau = \\ &= \oint_{\Sigma_{L_1+\Sigma}} \left\{ \left(\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial \mathbf{n}}, \Gamma \right) - \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \Gamma}{\partial \mathbf{n}} \right) \right\} d(\sigma+1) + \\ &+ \oint_{\Sigma_{L_1+\Sigma}} \left\{ ([\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{a}], \Gamma]) - (\mathbf{a}, [\mathbf{n}, [\nabla, \Gamma]]) \right\} d(\sigma+1) - \\ &- \mathbf{a} + \oint_{\Sigma_{L_1+\Sigma}} \left\{ (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \Gamma) - (\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \Gamma) \right\} d(\sigma+1). \end{aligned} \quad (56)$$

Обобщённую интегральную теорему векторно-тензорного анализа (46) можно записать в виде:

$$\begin{aligned} &\oint_{\Sigma_{L_1+\Sigma}} \left\{ (\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \Gamma) - (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \Gamma) \right\} d(\sigma+1) = \\ &= \iint_{(\tau)} \left\{ (\nabla(\nabla, \mathbf{a}), \Gamma) - (\mathbf{a}, \nabla(\nabla, \Gamma)) \right\} d\tau. \end{aligned} \quad (57)$$

Так как вне особой точки M (см. рис. 3, 4 и (40))

$$\nabla(\nabla, \Gamma) = 0,$$

то и

$$\iint_{(\tau)} (\mathbf{a}, \nabla(\nabla, \Gamma)) d\tau = 0. \quad (58)$$

Поэтому, окончательно:

$$\oint_{\Sigma_{L_1+\Sigma}} \left\{ (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \Gamma) - (\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \Gamma) \right\} d(\sigma+1) =$$

$$= - \iint_{(\tau)} (\nabla(\nabla, \mathbf{a}), \Gamma) d\tau. \quad (59)$$

Тогда, выражение (56) приобретает необходимый вид:

$$\begin{aligned} & \iint_{(\tau)} (\nabla, [\nabla, (\mathbf{a}, \Gamma)]) d\tau = \oint_{\Sigma_{L_i+\Sigma}} \left(\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial n}, \Gamma \right) d(\sigma+1) + \\ & + \oint_{\Sigma_{L_i+\Sigma}} \left\{ ([\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{a}]], \Gamma) - (\mathbf{a}, [\mathbf{n}, [\nabla, \Gamma]]) \right\} d(\sigma+1) - \\ & - \iint_{(\tau)} (\nabla(\nabla, \mathbf{a}), \Gamma) d\tau - \oint_{\Sigma_{L_i+\Sigma}} \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \Gamma}{\partial n} \right) d(\sigma+1) - \mathbf{a} = 0. \quad (60) \end{aligned}$$

Отсюда получаем общее интегральное представление решения оператора $\nabla(\nabla, \mathbf{a}) = \nabla \mathbf{q}$ для произвольного вектора \mathbf{a} в плоской области с контрольной границей (Σ) (см. рис. 3):

$$\begin{aligned} \mathbf{a}(\mathbf{r}_0) = & - \iint_{(\tau)} (\nabla \mathbf{q}, \Gamma(|\mathbf{r} - \mathbf{r}_0|)) d\tau + \\ & + \oint_{\Sigma_{L_i+\Sigma}} \left\{ \left(\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial n}, \Gamma(|\mathbf{r} - \mathbf{r}_0|) \right) + ([\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{a}]], \Gamma(|\mathbf{r} - \mathbf{r}_0|)) \right\} d(\sigma+1) - \\ & - \oint_{\Sigma_{L_i+\Sigma}} \left(\mathbf{a}, \frac{\partial \Gamma}{\partial n} \right) d(\sigma+1). \quad (61) \end{aligned}$$

В простейшем случае движения несжимаемой нетеплопроводной жидкости при отсутствии источников массы в области имеем интегральное представление, например, вектора скорости:

$$\begin{aligned} \mathbf{V}(\mathbf{r}_0) = & \oint_{\Sigma_{L_i+\Sigma}} \left\{ \left(\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial n}, \Gamma \right) + ([\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{V}]], \Gamma) \right\} d(\sigma+1) - \\ & - \oint_{\Sigma_{L_i+\Sigma}} \left(\mathbf{V}, \frac{\partial \Gamma}{\partial n} \right) d(\sigma+1), \quad (62) \end{aligned}$$

где контурные интегралы в представлениях (61 – 62) допускают численную реализацию в силу их принадлежности к классу сингулярных интегралов и интегралов со слабой особенностью [3, 7].

Заключение

Таким образом, большой практический и теоретический интерес вызывает решение задачи исследования обтекания несущих элементов летательных аппаратов, с целью определения реальных аэродинамических характеристик. Кроме этого представленный подход позволяет исследовать правдоподобные физические процессы вихреобразования в окрестности несущих элементов, их пространственного взаимодействия и влияния на аэродинамические характеристики летательных аппаратов.

В настоящее время наиболее перспективным методом решения широкого круга краевых задач механики сплошных сред является метод граничных

интегральных уравнений, позволяющий:

- понизить размерность задачи и рассматривать более сложные классы задач, чем те, которые решаются другими методами;

- определять неизвестные величины на границах области; решения во внутренних точках области находятся интегрированием;

- нелинейные краевые задачи для систем дифференциальных уравнений привести к системе линейных граничных интегральных уравнений относительно неизвестных краевых значений разыскиваемых параметров задачи или функций от них;

- выполнить корректную алгоритмизацию и осуществить вычислительный процесс с целью определения кинематических и динамических характеристик взаимодействия среды с обтекаемым объектом.

Литература

1. Владимиров, В. С. *Обобщённые функции в математической физике [Текст] / В. С. Владимиров.* – М.: Наука, 1976. – 395 с.
2. Крашаница, Ю. А. *Теория обобщённых гидродинамических потенциалов и метод граничных интегральных уравнений в краевых задачах гидродинамики [Текст] / Ю. А. Крашаница.* – К.: Наукова думка, 2013. – 215 с.
3. Гюнтер, Н. М. *Теория потенциала и ее применения к основным задачам математической физики [Текст] / Н. М. Гюнтер.* – М.: Гостехиздат, 1953. – 415 с.
4. Кочин, Н. Е. *Векторное исчисление и начала тензорного исчисления [Текст] / Н. Е. Кочин.* – М.: АН СССР, 1961. – 427 с.
5. Бабенко, К. И. *Основы численного анализа [Текст] / К. И. Бабенко.* – М.: Наука, 1986. – 876 с.
6. Ладыженская, О. А. *Математические вопросы динамики вязкой жидкости [Текст] / О. А. Ладыженская.* – М.: Наука, 1970. – 288 с.
7. Мазья, В. Г. *Граничные интегральные уравнения. Современные проблемы математики. Фундаментальные направления [Текст] / В. Г. Мазья // Итоги науки и техн. ВИНИТИ АН СССР.* – 1988. – Т. 27. – С. 131–228.
8. Круза, Т. *Метод граничных интегральных уравнений. Вычислительные аспекты и приложения в механике [Текст] / Т. Круза, Ф. Риццо.* – М.: Мир, 1978. – 210 с.
9. Слезкин, Н. А. *Динамика вязкой несжимаемой жидкости [Текст] / Н. А. Слезкин.* – М.: ГИТТЛ, 1955. – 519 с.
10. Темам, Р. *Уравнение Навье–Стокса [Текст] / Р. Темам.* – М.: Мир, 1981. – 408 с.

11. Galdi, G. P. *An Introduction to the Mathematical Theory of the Navier–Stokes Equations [Text]* / G. P. Galdi. – New York; Dordrecht; Heidelberg; London : Springer, 2011. – 1018 p.
12. Hall, M. G. *Computational Fluid Dynamics. A Revolutionary Force in Aerodynamics [Text]* / M. G. Hall. – California: AIAA Paper 81–1014, 1981. – 238 p.
13. Viviani, H. *Computational Fluid Dynamics in France [Text]* / H. Viviani, C. Lecomte // AIAA 8th. Comput. Fluid Dyn. Conf. : Collect. Techn. Pap. – 1967. – P. 336–351.
14. Schmidt, W. *Computational Fluid Dynamics In West Germany [Text]* / W. Schmidt // AIAA 8th. Comput. Fluid Dyn. Conf.: Collect. Technol. Pap. – 1987. – P. 322–335.
15. Kulter, P. *Status of Computation Fluid Dynamics in the United States [Text]* / P. Kulter, J. L. Steger, F. R. Bailey // AIAA 8th. Comput. Fluid Dyn. Conf.: Collect. Technol. Pap. – 1988. – P. 375–396.

Поступила в редакцию 03.05.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов А. В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

ІНТЕГРАЛЬНЕ ПРЕДСТАВЛЕННЯ РІШЕННЯ ЗАДАЧІ ОБТІКАННЯ СИСТЕМИ ТІЛЕСНИХ ПРОФІЛЕЙ ОБМЕЖЕНИМ ПОТОКОМ В'ЯЗКОГО СЕРЕДОВИЩА

Ю. А. Крашаниця, Юе Пен

На базі розвинутого апарату векторно - тензорного аналізу представлено узагальнені векторні потенціали диференціальних законів збереження гідродинаміки, а також інтегральні представлення розв'язків у вигляді комбінацій поверхневих інтегралів типу потенціалів не тільки основної задачі векторного аналізу в разі поверхневого розподілу завихорності та інтенсивності джерел маси, а й повної системи рівнянь Нав'є - Стокса в разі обтікання довільної системи тілесних профілів потоком в'язкої нестисливої рідини також і поблизу поверхні розділу.

Ключові слова: система тілесних аеродинамічних профілів, система рівнянь Нав'є - Стокса, векторно - тензорний аналіз, інтегральне представлення розв'язків.

INTEGRAL REPRESENTATION OF SOLUTION FLOW OF SOLID PROFILES LIMITING THE FLOW OF THE VISCOUS MEDIA

Y. A. Krashanitsa, Yue Peng

On the basis of the apparatus of vector- tensor analysis summarizes the vector potentials for differential conservation laws of hydrodynamics, as well as integral representations of the solutions in the form of combinations of surface integrals of potential type not only the primary challenge of vector analysis for the surface vorticity distribution and intensity used sources of mass, but also the full Navier - Stokes equation for flow past an arbitrary system threads bodily Profile viscous incompressible fluid flow and also near the interface between.

Key words: bodily system airfoils, Navier-Stokes system of equations, vector-tensor analysis, the integral representation of the solution.

Крашаниця Юрій Александрович – д-р техн. наук, проф., гл. науч. сотр. каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Юе Пен – аспирант каф. Аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: yue.pengyu@yahoo.com

УДК 621.433

В. А. САФОНОВ, П. Н. КУЗНЕЦОВ, И. Л. БЕЛЕЦКИЙ*Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности***ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВОБОДНОПОРШНЕВОГО ТЕРМООБРАТИМОГО ДВИГАТЕЛЯ**

В данной статье проведён анализ разработок свободнопоршневых двигателей, работающих от внешнего тепла. Показаны преимущества использования свободнопоршневых двигателей в сравнении с другими силовыми энергоустановками. Рассмотрены экспериментальные исследования в области работы свободнопоршневого термообратимого двигателя. Приведены экспериментальные характеристики: мощность и частота холостого хода от температуры в камере нагрева, мощность от относительного диаметра диафрагмы, индикаторная диаграмма. Показана работа двигателя от концентрированного солнечного излучения. Рассмотрены экспериментальные исследования в области работы теплоизолированного термообратимого двигателя. Показана работоспособность термообратимого двигателя при исключении теплоотвода от рабочего цилиндра двигателя в окружающую среду. Приведены экспериментальные характеристики теплоизолированного термообратимого двигателя: мощность от температуры в цилиндре, мощность от температуры в камере нагрева. Представлена схема измерительной установки с датчиками. Проведено сравнение работы теплоизолированного и охлаждаемого двигателя.

Ключевые слова: термообратимый двигатель, внешний подвод тепла, двигатель внешнего сгорания, экспериментальные исследования.

Большинство существующих двигателей работают на ископаемом топливе, углеводородах, цены на которые растут пропорционально сокращению запасов углеводородов на планете, причем спрос на энергоносители в будущем, только будет возрастать. Также с точки зрения экологии эти двигатели имеют большое количество недостатков.

Одним из основных направлений решения этих проблем, является внедрение установок, работающих на возобновляемых источниках энергии, а именно силовых установок, которые способны преобразовывать первичные энергоресурсы планеты: солнечную и геотермальную энергию.

В настоящее время, значительное внимание уделяется двигателям с внешним подводом тепла, работающим на тепловой энергии. Эти установки являются достаточно экологичными, из-за отсутствия выхлопных газов и относительно низким уровнем шумового загрязнения.

На сегодняшний день разработаны несколько классов двигателей с внешним подводом теплоты. К одному из них относят свободнопоршневые двигатели Стирлинга, обладающие длительным сроком службы, способностью самозапускаться и не требующие высококвалифицированного обслуживающего персонала. В таблице 1 показаны сравнительные данные различных космических силовых систем [1 – 3].

Как видно из таблицы свободнопоршневой двигатель с изотопной системой подвода теплоты имеет наибольший коэффициент полезного действия, в сравнении с другими системами, представленными в таблице, и приемлемые массогабаритные характеристики.

Таблица 1

Сравнительные данные по силовым системам

Система	Масса установки мощностью 2 кВт (кг)	Удельная мощность (Вт/кг)	КПД (%)	Относительная стоимость установки
Фотоэлектрическая	120 - 200	10-17	9-12	1
Радиоизотопный термоэлектрический генератор	300 - 560	6-7	7-12	15
Изотопная система подвода теплоты - цикл Брайтона	240 - 260	8-9	20	н.д.
Изотопная система подвода теплоты-свободнопоршневой двигатель Стирлинга	145	13	30	н.д.-

В таблице 2 приведены характеристики нескольких устройств на базе свободнопоршневых двигателей Стирлинга, созданных американской компанией «Stirling Technology Company» из которых видно, что эти устройства не только эффективны (коэффициент полезного действия достигает

39 %), но и имеют достаточно высокий ресурс. Мас-согабаритные характеристики также находятся в допустимых пределах [4].

Таблица 2
 Модели систем энергообеспечения, разработанные фирмой «Stirling Technology Company»

Модель	RG-55	RG-350	RG-450	RG-1000	RG-3000
Электрическая мощность, Вт (частота 50 Гц)	60-80	350	450	1000	3000
К.п.д. системы, %	29	23	30	23	39
Ресурс, ч	50.000	50.000	50.000	50.000	50.000
Габариты, мм	400x125	600x200	600x200	700x250	900x250
Вес, кг	3,5	8	10	13	16

Первый опытный образец свободнопоршневого двигателя, работающего от внешнего тепла, был разработан в начале шестидесятых годов XX века в Англии сотрудниками университета города Харруэлл. Рассмотрим принцип действия СПДС на примере двигателя, показанного на рисунке 1, разработанного в «NASA» (США) [8].

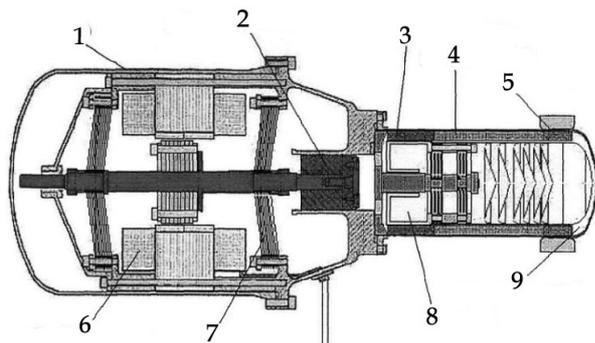


Рис. 1. Свободнопоршневой двигатель разработанный в NASA (США):

- 1- корпус, 2 – рабочий поршень, 3 – холодильник,
- 4 – регенератор, 5 – нагреватель, 6 – линейный генератор, 7 – пружины, 8 – вытеснительный поршень, 9 – камера нагрева

Двигатель состоит из трех основных элементов - корпуса 1, рабочего 2 и вытеснительного 8 поршней. Рабочий 2 и вытеснительный 8 поршни размещаются в цилиндре и разделяют его объем на три полости – полость расширения, полость сжатия и буферную полость. Полости расширения и сжатия сообщаются между собой через тракт нагревателя, регенератора и холодильника. Принцип работы СПДС аналогичен принципу работы двигателя Стирлинга с приводным механизмом. Движение поршни совершают под воздействием давления газа в рабочих полостях, а перемещение в обратном на-

правлении совершают под воздействием силы упругости механической пружины.

Полезную работу можно снимать непосредственно с рабочего поршня, преобразуя кинетическую энергию его колебательных движений при помощи соответствующего нагрузочного устройства. На показанном рисунке нагрузочным устройством служит линейный генератор с подключенной к нему нагрузкой.

По описанной выше схеме выполнены практически все двигатели, разработанные фирмой "Sunpower", которая занимает на сегодняшний день ведущее место по разработке свободнопоршневых термомеханических генераторов.

Авторами был проведен ряд исследований в области работы свободнопоршневых двигателей, который показал, что работа этого двигателя при некотором изменении его геометрии возможна и без вытеснительного поршня, что делает конструкцию двигателя значительно проще, дешевле и надежней. Также упрощается настройка рабочего режима двигателя из-за отсутствия фазового угла между вытеснительным и рабочим поршнем. Авторами такой двигатель был назван – «Термообратимый».

На рис. 2 показан эскиз свободнопоршневого двигателя без вытеснительного поршня (Термообратимый двигатель), разработанный авторами.

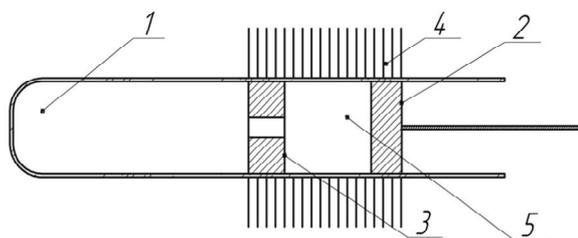


Рис. 2. Свободнопоршневой двигатель без вытеснительного поршня – термообратимый двигатель:
 1– камера нагрева, 2 – поршень, 3 – диафрагма, 4 – радиатор, 5 – цилиндр

Как видно из рисунка двигатель состоит из камеры нагрева (1), подвижного рабочего поршня (2), диафрагмы (3), радиатора охлаждения (4) и цилиндра (5). Для исследования характеристик двигателя была изготовлена установка, схема которой показана на рис. 3.

Тепло в камеру нагрева двигателя подводится от электрической спирали, мощность которой контролируется по напряжению и току. Для измерения температуры рабочего тела двигателя внутри камеры нагрева расположена хромель-алюмелевая термопара типа К (ТХА) с диапазоном измеряемых температур от -200 до 13000С, такая же термопара была расположена снаружи камеры нагрева под электрической спиралью, для измерения температу-

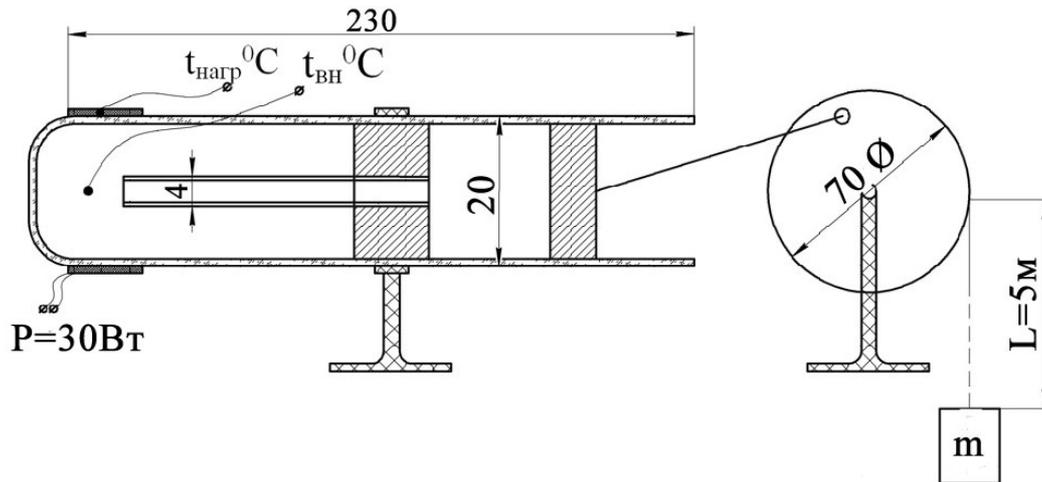


Рис. 3. Схема измерения мощности термообратимого двигателя

ры наружной стенки камеры нагрева. Обе термопары были подключены к входу мультиметра Mastech M838. Тарировка термопар осуществлялась в муфельной печи, в которой повышалась температура, контролируемая ртутным термометром погрешность измерений не превысила 1,8%.

Диафрагма в двигателе сделана удлиненной для того, чтобы разнести в разные стороны нагреватель и цилиндр двигателя, для того чтобы исключить теплопередачу от спирали к стенке цилиндра. Поступательное движение поршня преобразуется во вращательное движение маховика при помощи кривошипно-шатунного механизма. На маховике подвешен груз, который, в результате вращения маховика, поднимается на высоту 5 метров. Время подъема груза измерялось секундомером. По потенциальной энергии подъема груза была определена мощность двигателя в различных режимах работы.

На рисунке 4 изображен график зависимости мощности термообратимого двигателя от температуры в камере нагрева.

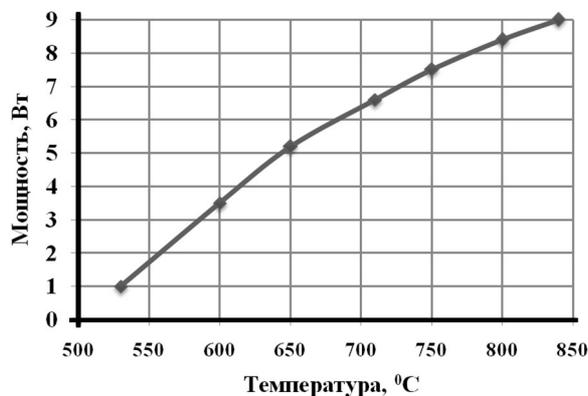


Рис. 4. График зависимости мощности термообратимого двигателя от температуры в камере нагрева

Частота работы двигателя измерялась акустическим методом при помощи микрофона, подклю-

ченного ко входу осциллографа. Для этого на поршне был закреплен упругий стержень, который совершал удары о корпус микрофона. В результате этих ударов микрофон вырабатывал импульсы напряжения, которые регистрировал осциллограф.

На рис. 5 изображен график зависимости частоты холостого хода термообратимого двигателя от температуры рабочего тела в камере нагрева.

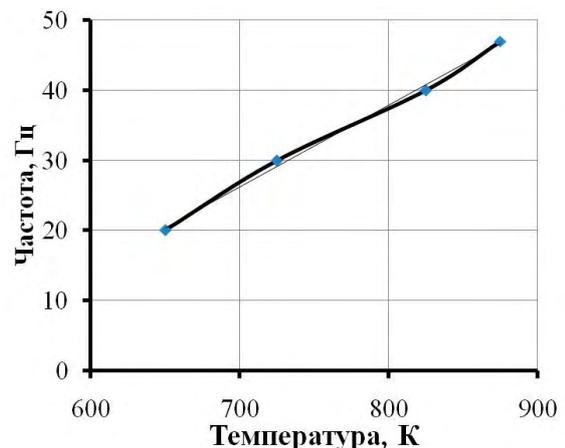


Рис. 5. График зависимости частоты холостого хода термообратимого двигателя от температуры в камере нагрева

Из приведенных выше графиков видно, что с ростом температуры рабочего тела в камере нагрева увеличивается частота и мощность термообратимого двигателя. В исследуемой установке максимальная мощность составила 9 Вт, частота холостого хода – 47 Гц.

Было проведено исследование зависимости мощности двигателя от диаметра отверстия в диафрагме. Для проведения этого эксперимента была изготовлена диафрагма с диаметром отверстия 1 мм, затем отверстие растачивалось до 2, 3, 4 и 5 мм

при этом каждый раз измерялась мощность термообратимого двигателя при постоянной температуре рабочего тела в камере нагрева 630⁰С.

На рисунке 6 показаны результаты этого исследования. По оси абсцисс откладывался относительный диаметр d/D , по оси ординат измеренная мощность двигателя.

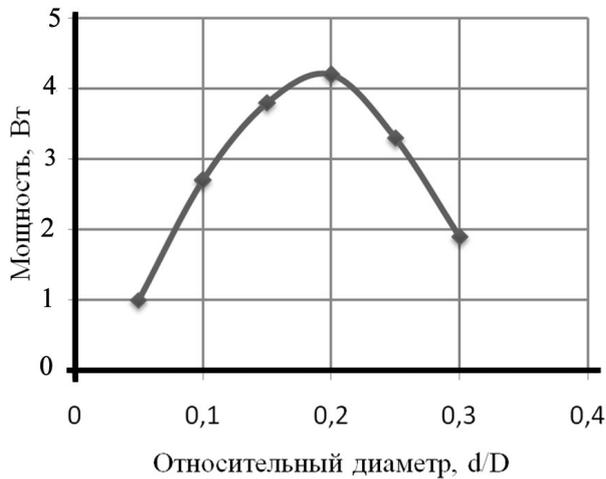


Рис. 6. График зависимости мощности от относительного диаметра отверстия диафрагмы

Из графика видно, что максимальная мощность двигателя достигается при относительном диаметре $D/d=5$, что соответствует 4 мм в исследуемом двигателе с диаметром 20 мм.

На рис. 7 показана зависимость давления от температуры в камере нагрева (в неподвижном режиме двигателя).

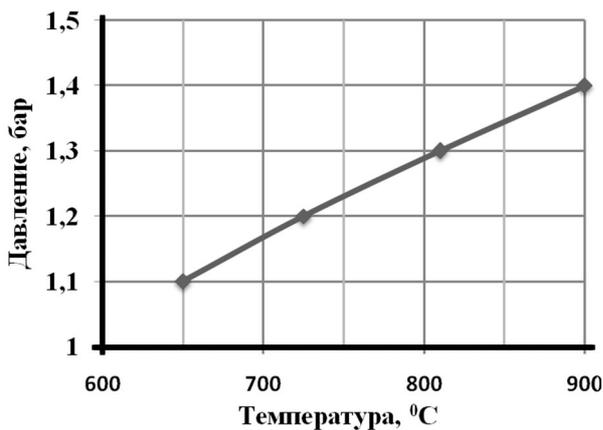


Рис. 7. Зависимость давления от температуры в камере нагрева в неподвижном режиме двигателя

Давление в цилиндре двигателя измерялось при помощи тензометрического датчика давления ЛХ-415, подключенного на вход осциллографа через усилительно-преобразующую аппаратуру типа ЛХ-

5515. Датчик работает в диапазоне от 0 до 500 Гц, диапазоны измерения давления: 0...4 МПа. Датчик был протарирован при помощи образцовых манометров от 1 до 3 атм по 5 точкам. Основная погрешность в пределах +0,8%. При помощи этого же датчика давления авторами была построена индикаторная диаграмма двигателя, показанная на рис. 8.

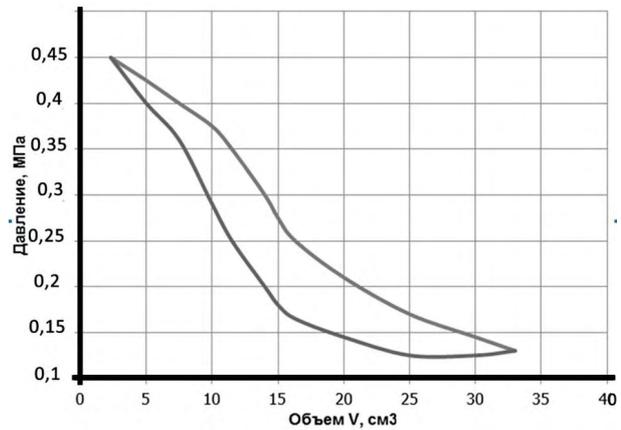


Рис. 8. Индикаторная диаграмма термообратимого двигателя

Индикаторная диаграмма измерялась при температуре рабочего тела в камере нагрева 800⁰С. Мощность за цикл по индикаторной диаграмме составила около 1,1Вт, что при частоте работы двигателя 8 Гц составляет около 9 Вт.

Для измерения температуры в цилиндре двигателя, через отверстие в поршне, размещён электронный датчик температуры 700-102ВАА-ВОО фирмы Honeywell, чувствительным элементом в котором является платина (RTC), точность датчика 0.12 %. График изменения температуры по ходу поршня (в прямом и обратном режиме) изображён на рис. 9.

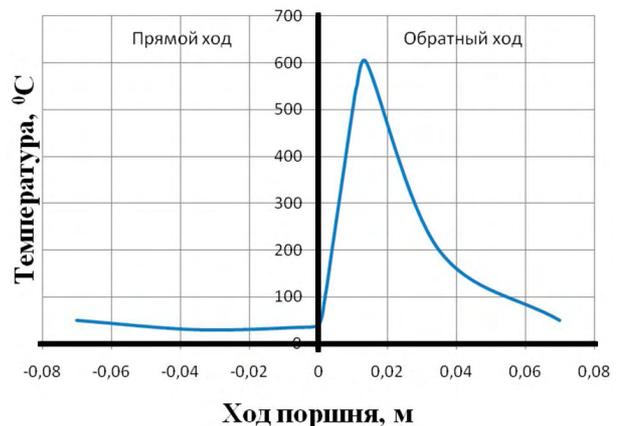


Рис. 9. График изменения температуры по ходу поршня

Из графиков видно, что при прямом ходе поршня (к диафрагме) происходит резкое увеличение

ние давления и температуры рабочего тела, вследствие резкого нагрева холодного газа в камере нагрева. Это создаёт импульс на поршне, заставляя его перемещаться в обратном направлении (обратный ход).

Авторами были проведены исследования по изучению работы двигателя от концентрированного солнечного излучения (рис. 10).



Рис. 10. Термообратимый двигатель в фокусе зеркального параболического концентратора с линейным генератором

Для исследования работы двигателя от солнечного излучения, в термообратимый двигатель был размещен фокус зеркального параболического концентратора с диаметром $D=450$ мм. Для измерения активности солнечного излучения использовался лабораторный люксметр типа Ю-117. Механическая мощность измерялась, как и в двух предыдущих экспериментах, путём нахождения работы подъёма груза на высоту и делённую на время, а также по электрической мощности на выходе линейного генератора, умноженного на его КПД.

На рис. 11 изображен график зависимости мощности термообратимого двигателя от интенсивности солнечного излучения.

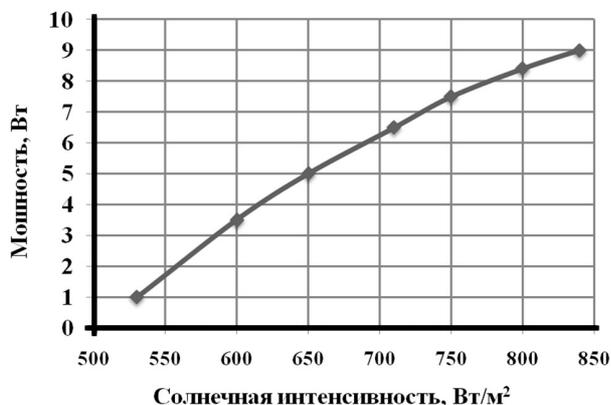


Рис. 11. Мощности термообратимого двигателя от интенсивности солнечного излучения

Как видно из графика, мощность двигателя с увеличением температуры увеличивается пропорционально увеличению солнечной интенсивности. Максимальная мощность составила, как и в предыдущих опытах, 9 Вт.

На рис. 12 изображен график зависимости КПД от интенсивности солнечного излучения.

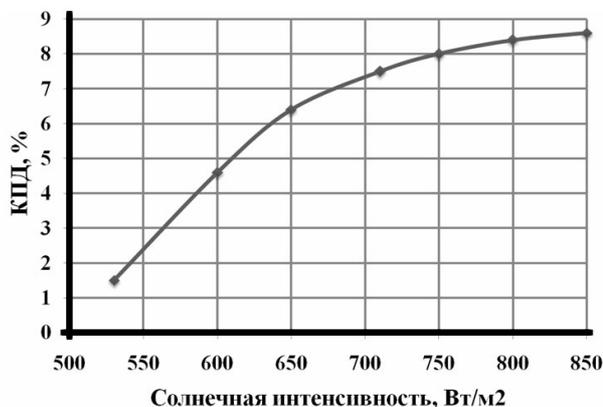


Рис. 11. Зависимость КПД термообратимого двигателя от интенсивности солнечного излучения

Из графика видно, что с изменением солнечной интенсивности меняется и КПД термообратимого двигателя. Это связано с тем, что КПД двигателя, как и любой тепловой машины, зависит от температуры «нагревателя» и температуры «холодильника». С изменением интенсивности солнечного излучения, изменяется температура солнечного пятна в фокусе двигателя и, следовательно, КПД двигателя.

Считается, что свободнопоршневой двигатель, также как и все, должен отдавать часть тепла холодному источнику – атмосфере [5]. Исследования, проведенные авторами, показали, что замена охлаждения цилиндра наоборот на теплоизоляцию позволяет обеспечить его работоспособность и повысить его эффективность. Такой двигатель имеет также как бы «холодный источник тепла», но он образуется в камере нагрева из-за флуктуаций энергии в нем, приводящим к периодической неравновесности параметров в камере нагрева.

Это приводит к выводу, что возможна работа двигателя без внешнего «холодного источника», а для сохранения энергии отработанного газа, необходимо цилиндр, ранее охлаждаемый атмосферой, наоборот теплоизолировать. Это приводит к тому, что энергия газа, оставшаяся после расширения и совершения работы на поршне, обратным ходом поршня возвращается в камеру нагрева. Кроме того в камеру возвращаются и потери на трение в виде тепловой энергии [7].

Для исследования работы двигателя с тепловой изоляцией авторами была изготовлена установка,

показанная на рис. 12.

Установка состоит из камеры нагрева, изготовленной из жаропрочного стекла (1), стеклянного цилиндра (2), подвижного графитового поршня (3) и металлической диафрагмы с отверстием диаметром 4 мм (4).

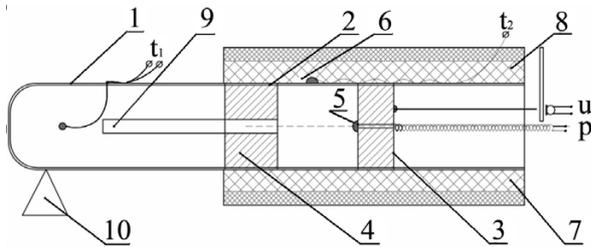


Рис. 12. Схема установки теплоизолированного термообратимого двигателя с датчиками:

- 1 – камера нагрева, 2 – цилиндр, 3 – поршень,
- 4 – диафрагма, 5 – датчик температуры, 6 – термопара (а), 7 – теплоизоляция, 8 – электрическая спираль, 9 – термопара (б), 10 – нагреватель

Снаружи цилиндр покрыт теплоизоляционным материалом (минеральной ватой), поверх которой намотана электрическая спираль. Температура спирали устанавливается такой же, как и температура цилиндра двигателя. Контроль температур цилиндра и спирали контролируется хромель-алюмелевыми термопарами типа К (ТХА) с диапазоном измеряемых температур от -200 до 1300⁰С. В камеру нагрева также помещена хромель-алюмелевая термопара для измерения температуры рабочего тела. На рис. 13 показан график зависимости мощности двигателя от температуры в цилиндре.

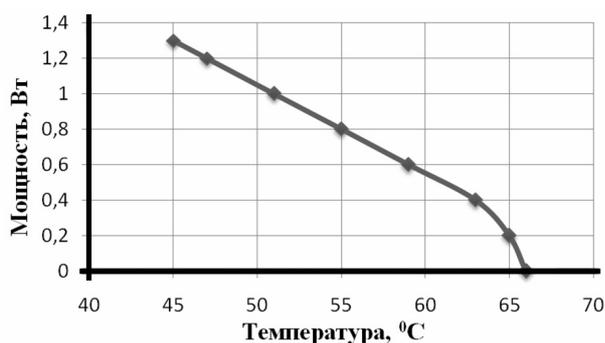


Рис. 13. График зависимости мощности двигателя от температуры в цилиндре

Из графика видно, что с увеличением температуры в цилиндре мощность двигателя падает - это вызвано увеличением работы сжатия газа в цилиндре термообратимого двигателя. При достижении температуры в цилиндре 65⁰С двигатель останавливается.

Температура в цилиндре теплоизолированного термообратимого двигателя зависит от нагрузки и от температуры в камере нагрева.

На рисунке 14 показан график зависимости мощности двигателя от температуры в камере нагрева.

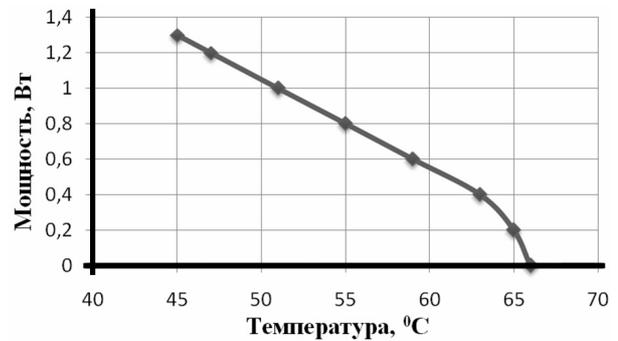


Рис. 14. График зависимости мощности двигателя от температуры в камере нагрева

Из графика видно, что мощность с увеличением температуры в камере нагрева возрастает, но до некоторого критического значения температуры. В исследуемом двигателе она составила 600⁰С.

На рисунке 15 изображен график зависимости температуры в цилиндре двигателя от температуры в камере нагрева.

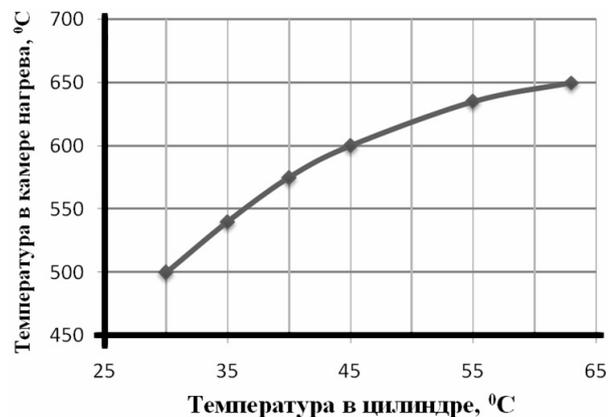


Рис. 15. График зависимости температуры в цилиндре теплоизолированного двигателя от температуры в камере нагрева

Для измерения количества тепла, вводимого в камеру нагрева термообратимого двигателя, в качестве нагревателя использовалась электрическая спираль, мощность которой контролировалась по напряжению и току. Температура спирали измерялась хромель-алюмелевой термопарой, как и в опыте в охлаждаемом двигателе. Для измерения температуры газа внутри камеры нагрева в неё была помещена вторая термопара такого же типа. Выходная мощ-

ность измерялась, также как и в охлаждаемом двигателе, – подъемом груза на высоту. На рисунке 16 показаны два графика зависимости КПД от мощности двигателя теплоизолированного и охлаждаемого двигателей.

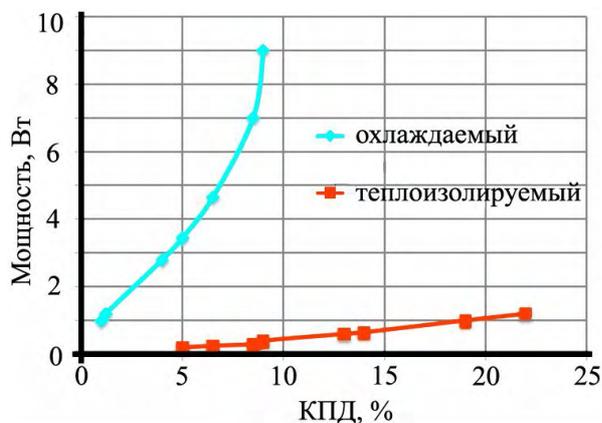


Рис. 16. График зависимости КПД от мощности теплоизолированного и охлаждаемого двигателей

Исследования показывают, что теплоизолированный двигатель имеет меньшую мощность, чем двигатель с охлаждением, однако его эффективность почти в три раза выше.

На рисунке 17 изображён график зависимости КПД термообратимого двигателя от температуры рабочего тела в его камере нагрева двигателя.

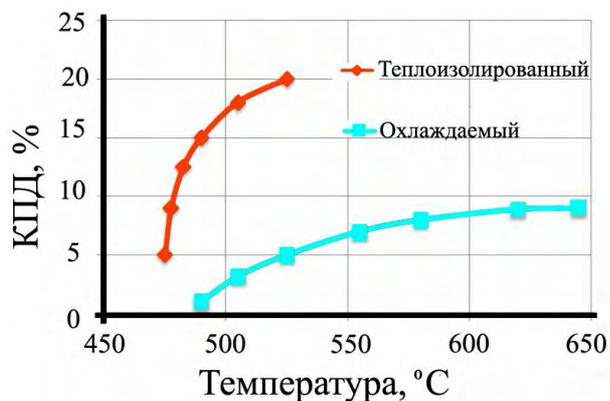


Рис. 17. Зависимости КПД термообратимого двигателя от температуры в камере нагрева

По результатам исследования термообратимого двигателя можно сделать следующие выводы:

1. Работа свободнопоршневого двигателя с внешним подводом тепла возможна без вытеснительного поршня, что делает конструкцию двигателя проще, дешевле и надёжнее.

2. Мощность и частота двигателя возрастают пропорционально увеличению температуры в каме-

ре нагрева.

3. Мощность термообратимого двигателя зависит от диаметра отверстия диафрагмы. Наибольшую мощность двигатель развивает при относительном диаметре $D/d=5$.

4. Индикаторная диаграмма и график температуры в цилиндре термообратимого двигателя показывают резкое увеличение температуры и давления газа при его впрыске в камеру нагрева.

5. Возможна работа двигателя от концентрированного солнечного излучения, причем КПД двигателя не постоянен и зависит от интенсивности солнечного излучения.

6. Экспериментально доказана и теоретически обоснована работа двигателя с тепловой изоляцией. Показаны условия работы двигателя с тепловой изоляцией, измерены его характеристики и найдены пути увеличения его эффективности и мощности.

7. Сравнение характеристик теплоизолированного и охлаждаемого термообратимого двигателя показывает, что теплоизолированный двигатель имеет меньшую мощность, чем двигатель с охлаждением, однако его эффективность в три раза выше.

Литература

1. Fujita, F. *Projected technoeconomic improvements for advanced solar thermal power plants [Text]* / F. Fujita, R. Manvi, E. R. Roshe. – Boston: IECEC, 1979. – P. 39-44.
2. Leibowitz, L. *Advanced solar thermal technology: potential and progress [Text]* / L. Leibowitz, E. Hanseth. – Boston: IECEC, 1979. – P. 66-71.
3. Soldwater, B. *Current free-piston Stirling engine technology and application [Text]* / B. Soldwater. – Boston: IECEC, 1979. – P. 1142-1151.
4. Williams, F. *Comparative economics of small solar thermal electric power systems [Text]* / F. Williams. – Seattle: IECEC 1980. – P. 2019-2025.
5. Ефимов, С. И. *Термодинамические основы цикла двигателя Стирлинга [Текст]: моногр.* / С. И. Ефимов. – Москва: МВТУ, 1979. – 70 с.
6. Уокер, Г. *Двигатели Стирлинга [Текст]: моногр.* / Г. Уокер. – пер. с англ. – Москва, 1985. – 408 с.
7. Сафонов, В. А. *О возможностях использования флуктуаций в энергетических процессах [Текст]* / В. А. Сафонов // Сб. науч. трудов Севастопольского нац. ун-та ядерной энергии и промышленности. – С.: СНУЯЭиП, 2012. – № 2. – С. 50-58.
8. *Анализ цикла свободнопоршневых машин типа Стирлинга с учетом динамики подвижных частей [Текст]* / А. В. Синев, М. Я. Израйлович, В. Ф. Щербаков, Р. В. Кангун // *Машиностроение и инженерное образование.* – 2005. – № 2. – С. 19-36.

Поступила в редакцию 11.02.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф., руководитель севастопольского отделения научно-технического центра В. А. Герлига, НАЭК «Энергоатом» (СНУЯЭиП), Севастополь.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ВІЛЬНОПОРШНЕВОГО ТЕРМООБОРОТНОГО ДВИГУНА

В. О. Сафонов, П. М. Кузнецов, І. Л. Белецький

У даній статті проведено аналіз розробок вільнопоршневих двигунів, працюючих від зовнішнього джерела тепла. Показано переваги використання вільнопоршневих двигунів у порівнянні з іншими силовими енергоустановками. Розглянуто експериментальні дослідження в області роботи вільнопоршневих термозворотних двигунів. Наведено їх експериментальні характеристики: потужність і частота холостого ходу у залежності від температури в камері нагріву, потужність в залежності від діаметра діафрагми та індикаторна діаграма. Досліджено роботу двигуна у залежності від концентрованого сонячного випромінювання. Розглянуто експериментальні дослідження в області роботи теплоізолюваного термозворотного двигуна. Показано працездатність термозворотного двигуна при наявності теплоізоляції робочого циліндра. Наведено експериментальні характеристики теплоізолюваного термозворотного двигуна: потужність від температури в циліндрі, потужність від температури в камері нагріву. Описано схему виміральної установки з датчиками. Проведено порівняння роботи теплоізолюваного і охолоджуваного двигуна.

Ключові слова: термоакустичний двигун, термозворотний двигун, зовнішній підвід тепла, двигун зовнішнього згорання.

EXPERIMENTAL RESEARCH FREE-PISTON THERMOREVERSIBLE ENGINE

V. A. Safonov, P. M. Kuznetsov, I. L. Beletsky

This article analyzes the development of free piston engines, working from the outside heat. The advantages of the free piston engines in comparison with other power plants. The experimental research in the field of thermo-Free- engine. The experimental features: power and the idle speed of the temperature in the heating chamber, the power of the relative diameter of the diaphragm, the indicator diagram. Shows the operation of the engine from the concentrated solar radiation. The experimental research in the field of thermo- heat-insulated motor. Efficiency of the motor thermoreversible exclusion heat from the working cylinder of the engine environment. The experimental characteristics of thermally insulated thermo Engine power from the in-cylinder temperature, the power of the temperature in the heating chamber. The illustrated diagram of the measuring system with sensors. A comparison of thermally insulated and cooled engine.

Keywords: thermo-reversible engine, external heat input, external combustion engine, the pilot studies.

Сафонов Владимир Александрович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Энергосбережения и нетрадиционных источников энергии», Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности, Севастополь, Украина.

Кузнецов Павел Николаевич – аспирант кафедры «Энергосбережения и нетрадиционных источников энергии», Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности, Севастополь, Украина, e-mail: pasha_2@ukr.net.

Белецкий Игорь Леонидович – аспирант кафедры «Энергосбережения и нетрадиционных источников энергии», Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности, Севастополь, Украина, e-mail: Physicstoys@yandex.ru.

УДК 621.452.3

Ю. М. ГУРО

ГП «Ивченко-Прогресс», Украина

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ПРИВОДА ДЛЯ ФЛЮГЕРНОГО НАСОСА

Выполнен обзор вариантов привода насосов, применяемых в системах флюгирования лопастей воздушных винтов (винтовентиляторов) турбовинтовых (винтовентиляторных) двигателей отечественной разработки и производства. Рассмотрены недостатки флюгерных насосов, применяемых в системах флюгирования на отечественных самолетах. Предложен альтернативный вариант привода флюгерного насоса вместо привода от электродвигателя постоянного тока. Выполнено обоснование предложенного варианта и сравнение характеристик штатного флюгерного насоса с характеристиками турбофлюгерного насоса.

Ключевые слова: маслонасос, флюгерный насос, давление масла, расход масла, флюгирование, воздушный винт, винтовентилятор, отрицательная тяга.

Введение

В настоящее время особое внимание необходимо уделять безопасности воздушного транспорта. В связи с этим особенно актуально развивать защитные системы, обеспечивающие безопасность полетов.

Для обеспечения безопасности самолетов с турбовинтовыми двигателями требуется система флюгирования лопастей воздушного винта (винтовентилятора), так как она позволяет предотвратить появление и развитие опасной для летательного аппарата (ЛА) отрицательной тяги в случае выключения двигателя в полете и раскрутку винта на работающем двигателе (например, при утечке масла из системы управления угловым положением лопастей).

Воздушные винты (винтовентиляторы), применяемые на отечественных самолетах, в основном выполнены по схеме обратного действия, в соответствии с которой поворот лопастей в сторону уменьшения угла установки осуществляется моментом поперечных составляющих центробежных сил, а в сторону уменьшения – суммой моментов силы давления масла и аэродинамических сил. Таким образом, двигатели с такими винтами должны быть оснащены специальными флюгерными маслонасосами, имеющими значительную производительность при высоком давлении. В отличие от топливных насосов и маслонасосов системы смазки, флюгерный насос не может приводиться от ротора двигателя, так как при выключении двигателя его мощность резко падает, и инерции ротора может оказаться недостаточно для перевода лопастей во флюгерное положение. Поэтому для флюгерного насоса требуется автономный привод.

В данной статье дан обзор вариантов привода флюгерных насосов, применяемых в системах флю-

гирования лопастей воздушных винтов (винтовентиляторов) турбовинтовых (винтовентиляторных) двигателей отечественной разработки и производства, рассмотрены их недостатки, предложен и обоснован альтернативный вариант привода.

1. Обзор вариантов привода флюгерных насосов, применяемых на ЛА отечественной разработки и производства

Сведения о типах воздушных винтов (винтовентиляторов) и флюгерных насосов, применяемых на отечественных самолетах, приведены в табл. 1.

Все перечисленные флюгерные насосы:

- имеют привод от электродвигателя постоянного тока;
- развивают на выходе максимальное давление $(6,5^{+1})$ МПа $[(65^{+10})$ кгс/см²] при температуре масла от 20 до 110 °С и отсутствии расхода масла.

Таблица 1
Воздушные винты (винтовентиляторы) и флюгерные насосы, применяемые на отечественных самолетах

Самолеты	Воздушные винты (* – винтовентиляторы)	Флюгерные насосы
1	2	3
Ан-8, Ан-10, Ан-10А, Ан-12, Ан-12А, Ан-12БК, Ан-12М	АВ-68И	НФ2Т, НФ2ТА-1
Ил-18, Бе-12, Бе-14	АВ-68И	НФ2Т1, НФ2ТА-2
Ан-24, Ан-24А, Ан-24Б, Ан-24В, Ан-24ВТ, Ан-24П, Ан-24ПВ, Ан-24Т, Ан-26, Ан-30	АВ-72	НФ2ТА-4

Продолжение табл. 1

1	2	3
Ту-95, Ту-95М, Ту-114, Ту-116, Ту-126, Ту-142	АВ-60Н, АВ-60, АВ-60М	НФ2ТА-4
Ан-22	АВ-90	ФН5К
Як-42Е-ЛЛ	СВ-36*	ФН5К
Ил-112, Ил-114	СВ-34	4080
Ан-140	АВ-140	4080
Ан-70, Ан-180, А-45 (Бе-42), Як-42-2, Як-46, Як-46-2	СВ-27*	4116

2. Недостатки используемых флюгерных насосов

Недостатком электропроводного флюгерного насоса является то, что в процессе флюгирования лопастей воздушного винта (винтовентилятора) электродвигатель не обеспечивает постоянную частоту вращения маслососа.

Это связано с тем, что в процессе флюгирования лопастей воздушного винта (винтовентилятора) усилие, необходимое для перемещения лопастей, изменяется, следовательно, нагрузка на вал электродвигателя также изменяется.

С увеличением нагрузки частота вращения вала электродвигателя и маслососа уменьшается, при этом, соответственно, снижается расход и давление масла, развиваемые маслососом.

Это приводит к замедлению перемещения лопастей воздушного винта во флюгерное положение.

Для обеспечения заданного времени перемещения лопастей воздушного винта во флюгерное положение необходимо рассчитывать маслосос на ту частоту вращения, до которой электродвигатель снижает частоту вращения в процессе флюгирования, или подбирать электродвигатель большей мощности.

Это приводит к тому, что для работы электродвигателя флюгерного насоса необходимо подводить токи более 650 А, и флюгерный насос получается переразмеренным.

Кроме того, с увеличением потребляемого электродвигателем тока растут его габариты и масса, а также растет диаметр и, следовательно, масса силовых проводов.

Это имеет существенное значение при проектировании двигателя, так как от авиационного двигателя разработчик самолета всегда требует минимальную массу и габариты.

Кроме того, увеличение потребляемого флюгерным насосом тока не позволяет электродвигателю длительно работать вследствие опасности перегрева его обмоток, а также может привести к нежелательному воздействию на окружающие агрегаты, содержащие электрические исполнительные меха-

низмы и устройства.

Следовательно, привод маслососа флюгерного насоса от электродвигателя постоянного тока имеет следующие основные недостатки:

- частота вращения привода (вала электродвигателя) в процессе работы падает, следовательно, параметры, развиваемые маслососом (производительность и давление) также падают;
- высокие потребные токи;
- ограничение времени работы из-за перегрева электродвигателя;
- ограничение количества включений подряд;
- длительное время для охлаждения электродвигателя;
- большая масса и габариты.

3. Обоснование альтернативного варианта привода флюгерного насоса

Альтернативным вариантом привода флюгерного насоса может быть привод от воздушного турбостартера.

Для проверки данного предложения на базе существующих элементов был собран турбофлюгерный насос, состоящий из флюгерного насоса ФН5К и воздушного стартера СВ-25Б.

На неработающем двигателе Д-27 параметры флюгирования лопастей винтовентилятора СВ-27 от турбофлюгерного насоса со стартером воздушным СВ-25Б и флюгерного насоса 4116 для большей наглядности и удобства сравнения приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры флюгирования лопастей винтовентилятора СВ-27 от турбофлюгерного насоса со стартером воздушным СВ-25Б и флюгерного насоса 4116 на неработающем двигателе Д-27

Параметр	НТФ	4116
Время флюгирования лопастей ПВ, с	10,0	20,0
Время флюгирования лопастей ЗВ, с	8,0	17,5
Кол-во расходуемого масла, л	30,6	34,5
$P_{м\ фн\ пв}$, МПа (кгс/см ²)	3,1 (31,1)	1,2 (12,1)
$P_{м\ фн\ зв}$, МПа (кгс/см ²)	8,8 (87,8)	2,6 (25,6)
$P_{м\ бш\ пв}$, МПа (кгс/см ²)	1,3 (12,8)	0,5 (4,6)
$P_{м\ бш\ зв}$, МПа (кгс/см ²)	7,9 (78,8)	2,1 (20,6)

Параметры флюгирования лопастей винтовентилятора СВ-27 от турбофлюгерного насоса со стартером воздушным СВ-25Б и флюгерного насоса

4116 при выключении двигателя Д-27 со взлетного режима для большей наглядности и удобства сравнения приведены в табл. 3.

Таблица 3

Параметры флюгирования лопастей винтовентилятора Св-27 от турбофлюгерного насоса со starterом воздушным Св-25б и флюгерного насоса 4116 со взлетного режима работы двигателя Д-27

Параметр	НТФ	4116
Время флюгирования лопастей ПВ, с	7,0	6,6
Время флюгирования лопастей ЗВ, с	6,0	5,7
Количество расходуемого масла, л	7,0	7,0
$P_{M \text{ фн пв}}$, МПа (кгс/см ²)	1,4 (13,5)	1,3 (13,0)
$P_{M \text{ фн зв}}$, МПа (кгс/см ²)	1,3 (12,5)	1,4 (13,5)
Максимальное $P_{M \text{ фн пв}}$, МПа (кгс/см ²)	1,9 (19,0)	3,0 (30,0)
Максимальное $P_{M \text{ фн зв}}$, МПа (кгс/см ²)	1,3 (12,5)	1,6 (15,5)
$P_{M \text{ бш пв}}$, МПа (кгс/см ²)	0,6 (6,0)	0,6 (5,5)
$P_{M \text{ бш зв}}$, МПа (кгс/см ²)	0,4 (4,0)	0,4 (4,0)
Максимальное $P_{M \text{ бш пв}}$, МПа (кгс/см ²)	4,4 (43,5)	4,3 (42,5)
Максимальное $P_{M \text{ бш зв}}$, МПа (кгс/см ²)	3,8 (38,0)	3,9 (39,0)
Время снижения ппв, с	8,1	8,5
Время снижения пзв, с	2,3	2,3

На рис. 1 показано размещение флюгерного насоса 4116 на двигателе Д-27.

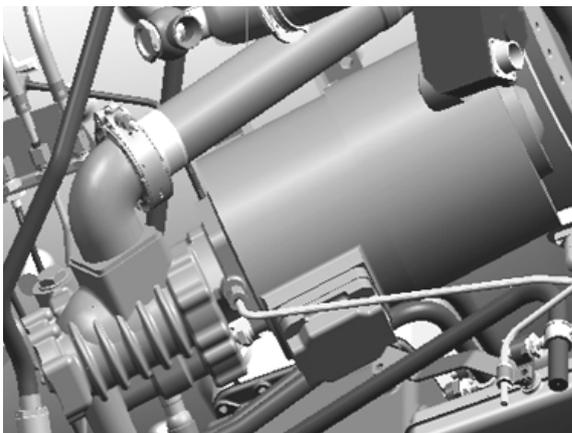


Рис. 1. Размещение флюгерного насоса 4116 на двигателе Д-27

На рис. 2 показано размещение турбофлюгерного насоса на месте флюгерного насоса 4116.

Анализ характеристик флюгерного насоса 4116

и турбофлюгерного насоса с воздушным starterом СВ-25Б показал:

- время флюгирования лопастей винтовентилятора СВ-27 при использовании турбофлюгерного насоса меньше на $\approx 1,0$ с, а время расфлюгирования меньше на $\approx 6,1$ с, чем при использовании флюгерного насоса 4116;

- время расфлюгирования лопастей винтовентилятора СВ-27 при использовании турбофлюгерного насоса меньше, чем при расфлюгировании от флюгерного насоса 4116.



Рис. 2. Размещение турбофлюгерного насоса на месте флюгерного насоса 4116

Кроме того, воздушный starter СВ-25Б по сравнению с флюгерным насосом 4116:

- имеет меньшую на 20 кг массу;
- не требует подвода силовых проводов, масса которых только по двигателю составляет $\approx 1,5$ кг;
- не требует наличия аккумуляторных батарей, обеспечивающих ток не менее 700 А;
- не создает электромагнитных воздействий на окружающие агрегаты.

Применение воздушного starterа СВ-25Б в качестве привода флюгерного насоса позволяет избежать недостатков, имеющих место во всех рассмотренных флюгерных насосах и обеспечивает следующие преимущества:

- постоянную частоту вращения привода маслоснабжения;
- отсутствие необходимости в электрической системе с высокими токами;
- снижение емкости резервной электрической системы самолета (аккумуляторов);
- значительное снижение массы двигательной установки;
- значительное снижение массы силовых проводов на самолете;

- неограниченное время работы флюгерного насоса;
- неограниченное количество включений подряд;
- отсутствие необходимости в длительном охлаждении;
- исключение электромагнитных воздействий на окружающие агрегаты.

Литература

1. Флюгерные насосы НФ2ТА-1 и НФ2ТА-2 [Текст]. – М. : Государственное научно-техническое издательство «Оборонгиз», 1960. – 44 с.
2. Флюгерные насосы ФН5К и ФН5К-1. [Текст]. – М. : Машиностроение, 1964. – 40 с.
3. Заводиленко, В. И. Флюгерный насос 4080. Технические условия 4080.000 ТУ [Текст]/ В. И. Заводиленко. – ОАО «ОМКБ», 1982. – 34 с.
4. Заводиленко, В. И. Флюгерный насос 4116. Технические условия 4116.000 ТУ [Текст] / В. И. Заводиленко. – ОАО «ОМКБ», 1985. – 38 с.
5. Ногтев, Л. М. Соосные 4-лопастные (2 × 4) флюгерные винты АВ-60 серии 03, АВ-60Н серии 03 и АВ-60М серии 03 с регуляторами постоянных оборотов Р-60 и Р-60Д. Техническое описание и инструкция по эксплуатации [Текст] / Л. М. Ногтев, К. М. Егоров. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1960. – 164 с.
6. Ногтев, Л. М. Воздушные винты АВ-68И серии 02 и 03 и регуляторы постоянных оборотов Р-68Д. Техническое описание и схема работы [Текст] / Л. М. Ногтев, Ю. Н. Кузнецов ; под общ. ред. К. И. Жданова. – М. : Государственное научно-техническое издательство «Оборонгиз», 1960. – 194 с.
7. Ногтев, Л. М. Воздушный винт АВ-72 и регулятор постоянных оборотов Р-68ДТ-24. Техническое описание и инструкция по эксплуатации [Текст] / Л. М. Ногтев, К. М. Егоров, Е. Г. Нетецов ; под общ. ред. К. И. Жданова. – М. : Государственное научно-техническое издательство «Оборонгиз», 1963. – 160 с.
8. Ногтев, Л. М. Соосные 4-лопастные (2 × 4) воздушные винты АВ-90 серии 02 с регулятором постоянных оборотов Р90 серии 01. Техническое описание и инструкция по эксплуатации [Текст] / Л. М. Ногтев, К. М. Егоров. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1966. – 168 с.
9. Гуро, Ю. М. Технический акт № 2-2005/ФН. Результаты выполнения флюгерования и расфлюгерования лопастей винтовентилятора СВ-27 от маслонасоса с разными типами привода [Текст] / Ю. М. Гуро. – Запорожье : ГП ЗМКБ «Прогресс» им. акад. А. Г. Ивченко, 2005. – 18 с.
10. Гуро, Ю. М. Технический отчет № 114/2006-2007. Сравнительные характеристики турбофлюгерного насоса НТФ-27 и флюгерного насоса 4116 [Текст] / Ю. М. Гуро. – Запорожье : ГП ЗМКБ «Прогресс» им. акад. А. Г. Ивченко, 2006. – 40 с.

Поступила в редакцию 12.03.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

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

ОБГРУНТУВАННЯ ВИБОРУ ПРИВОДУ ДЛЯ ФЛЮГЕРНОГО НАСОСУ

Ю. М. Гуро

Виконано огляд варіантів приводу насосів, вживаних в системах флюгування лопатей повітряних гвинтів (гвинтовентиляторів) турбогвинтових (гвинтовентиляторних) двигунів вітчизняної розробки і виробництва. Розглянуто недоліки флюгерних насосів, вживаних в системах флюгування на вітчизняних літаках. Запропоновано альтернативний варіант приводу флюгерного насосу замість приводу від електродвигуна постійного струму. Виконано обґрунтування запропонованого варіанту і порівняння характеристик штатного флюгерного насосу з характеристиками турбофлюгерного насосу.

Ключові слова: маслонасос, флюгерний насос, тиск масла, витрата масла, флюгерування, повітряний гвинт, гвинтовентилятор, негативна тяга.

GROUND OF CHOICE OF DRIVE FOR WEATHERCOCK PUMP

Y. M. Guro

The review of variants of drive of the pumps applied in the systems of feathering of blades of airscrews (propfan) of propeller (propfan) turbines of home development and production is executed. The lacks of the weathercock pumps applied in the systems of feathering on home airplanes are considered. The alternative variant of weathercock pump drive is offered instead of drive from the electric motor of direct-current. The ground of the offered variant and comparison of descriptions of regular weathercock pump are executed with descriptions of turbine feathering pump.

Key words: an oil pump, the feathering pump, pressure of oil, the consumption of oil, feathering, a propeller, (propfan), negative thrust.

Гуро Юрій Михайлович – ведучий конструктор, ГП «ЗМКБ «Прогресс» имени академика А. Г. Ивченко», г. Запорожье, Украина.

УДК 621.436.13:621.57

А. Н. РАДЧЕНКО, А. В. КОНОВАЛОВ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

МЕТОДОЛОГИЯ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ МОНИТОРИНГА ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОВОГО ДВИГАТЕЛЯ С СИСТЕМОЙ ОБОРОТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ГАЗОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ

Приведены основные положения методологии обработки данных мониторинга топливной эффективности газовых двигателей (ГД) с системой оборотного охлаждения наддувочной газозвушной смеси (ГВС). Данные мониторинга топливной эффективности ГД обрабатывались в виде массивов данных по зависимости удельного объемного расхода топлива (природного газа) от температуры наружного воздуха на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС при разных температурах воздуха на входе турбокомпрессора ГД. В результате получены значения величины изменения удельного объемного расхода топлива, приходящейся на изменение температуры наружного воздуха на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС на 1 °С, которые дают возможность оценивать эффективность применения разных способов охлаждения наддувочной ГВС ГД.

Ключевые слова: газовый двигатель, топливная эффективность, удельный расход топлива, мониторинг, наружный воздух, система оборотного охлаждения, наддувочная газозвушная смесь.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Установки автономного электро-, тепло- и холодообеспечения, или интегрированные энергетические системы (Integrated Energy Systems – IES), прочно заняли свою нишу в децентрализованных системах энергоснабжения [1–4]. В качестве базовых двигателей таких энергоустановок весьма перспективно применение газовых двигателей (ГД). При этом теплота выпускных газов ГД, наддувочной газозвушной смеси (ГВС), отводимая в первой высокотемпературной ступени охладителя наддувочной смеси ОНВ_{ВТ}, а также смазочного масла и охлаждающей рубашку двигателя воды используется для нагрева воды, которая в свою очередь является теплоносителем для теплоиспользующих холодильных машин (ТХМ), чаще всего абсорбционных бромистолитиевых (АБХМ).

Охлаждение наддувочной ГВС во второй низкотемпературной ступени охладителя наддувочной смеси ОНВ_{НТ} перед ее подачей в цилиндры ГД осуществляется, как правило, системой оборотного охлаждения с отводом теплоты от промежуточного водяного контура охлаждения в атмосферу градирнями сухого типа. С повышением температуры наружного воздуха на входе в градирни эффективность охлаждения в них воды на входе ОНВ_{НТ} снижается.

С повышением температуры воздуха $t_{вх}$ на входе турбокомпрессора (ТК) и наружного воздуха $t_{н}$ на входе в градирни системы оборотного охлаж-

дения наддувочной ГВС топливная эффективность ГД снижается – возрастает удельный расход топлива b_e . Поэтому охлаждение как воздуха на входе ТК, так и наружного воздуха на входе в градирни системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС позволяло бы поддерживать высокую топливную экономичность ГД при повышенных температурах воздуха. Для этого целесообразно использовать холод, полученный в ТХМ [4–6].

Для оценки эффекта от охлаждения воздуха на входе ТК и наддувочной ГВС необходимо располагать данными по отдельному влиянию их температуры на удельный расход топлива b_e . Однако обработка данных мониторинга действующих установок автономного энергообеспечения на базе ГД представляет определенные трудности из-за совместного влияния на b_e температуры наружного воздуха $t_{н}$ на входе в градирни системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС и воздуха на входе ТК $t_{вх}$.

Цель исследования – разработка методологии обработки данных мониторинга по топливной эффективности ГД в зависимости от температуры наружного воздуха на входе в градирни системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС.

2. Результаты исследования

Методология обработки данных по топливной эффективности ГД разработана с использованием данных мониторинга первой на Украине тригенерационной установки автономного электро-, тепло- и

холодообеспечения, введенной в эксплуатацию на заводе ООО "Сандора"-"Pepsico Ukraine" (Николаевская обл.) в 2011 г. Проектирование и монтаж установки выполнены ЧНПП "СИНАПС"-"GE Energy" (г. Киев) и ООО "Хладотехника" (г. Николаев). Тригенерационная установка включает 2 когенерационных газопоршневых двигателя (ГПД) JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (электрическая мощность одного ГПД 1400 кВт, тепловая мощность 1500 кВт).

Данные мониторинга топливной эффективности ГПД представлялись в виде массивов данных $f = b_{ev}(t_n)$ по зависимости удельного объемного расхода топлива (природного газа) b_{ev} от температуры наружного воздуха t_n на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС (при соответствующем пересчете и от температуры воды системы оборотного охлаждения на входе в ОНВ_{ИТ}). Целью обработки массивов данных $f = b_{ev}(t_n)$ является нахождение значения величины изменения удельного объемного расхода топлива db_{ev} , приходящейся на изменение температуры наружного воздуха t_n на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС на 1 °С: db_{ev}/dt_n .

При этом отдельные массивы данных мониторинга $f = b_{ev}(t_n)$ формировались при разных, но практически неизменных температурах воздуха $t_{вх}$ (диапазон отклонения температуры $t_{вх}$ менее 1 °С) на входе турбокомпрессора (ТК), что позволяло исследовать влияние температуры наружного воздуха t_n на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС независимо от температуры воздуха t_n на входе ТК.

Массивы данных $f = b_{ev}(t_n)$ представлены в виде точечных диаграмм.

Алгоритм поэтапной реализации методологии и основные ее положения приведены ниже.

Принимают $x = t_n, °C$; $y = b_{ev}, 10^{-3} м^3 / (кВт·С)$, т.е. рассматривают зависимость $f = y(x)$.

1. Граничные условия для всего множества M точек $f = y(x)$: $y_{lim_min} \leq y \leq y_{lim_max}$, где $y_{lim_min} = 240, y_{lim_max} = 270$ (рис. 1).

2. Находят из множества M множества:
 $M1(20 \leq t_{вх} \leq 21), M2(21 \leq t_{вх} \leq 22),$
 $Mn(28 \leq t_{вх} \leq 29).$

3. Находят для каждого Mn наименьшее и наибольшее значения x (т.е. $x_{min} \leq x$ и $x_{max} \geq x$) и y (т.е. $y_{min} \leq y$ и $y_{max} \geq y$).

4. Находят для каждого множества Mn величину $k_n = dy/dx$:

а) разбивают Mn на подмножества $Mn1, Mn2, \dots, Mnm$, где $m = Z + 1, Z$ – наибольшее целое от $(y_{max} - y_{min})/h, 1 \leq h \leq (270 - 240)$;

б) задают $0,3 \leq k \leq 1,0$ с шагом 0,1 для каждого множества;

с) находят для каждого подмножества Mnm отношение n/N , где n – количество точек в подмножестве; N – количество точек в множестве, удовлетворяющих условию: $y \leq k \cdot x + b$, где x – заданное x от заданного $y, b = y_{min} - k \cdot x_{min} + h$ (рис. 2).

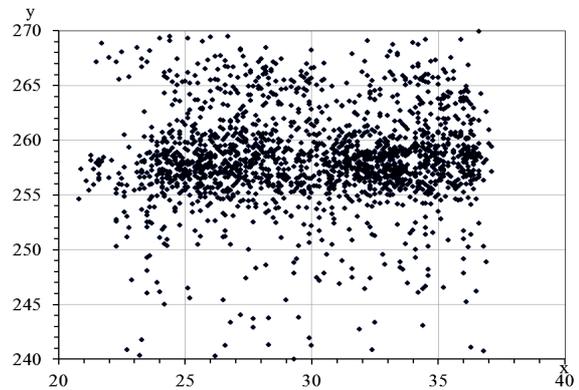


Рис. 1. Множество M точек $f = y(x)$ при $240 \leq y \leq 270$

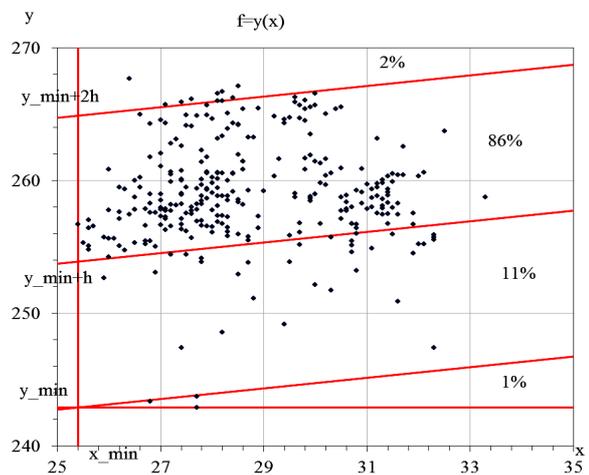


Рис. 2. К разбиению множества Mn на подмножества Mnm

5. Находят значение k для наибольшей величины отношения n/N из всех Mn , т.е. при максимальной выборке.

с) находят для каждого подмножества Mnm отношение n/N , где n – количество точек в подмножестве; N – количество точек в множестве, удовлетворяющих условию: $y \leq k \cdot x + b$, где x – заданное x от заданного $y, b = y_{min} - k \cdot x_{min} + h$ (рис. 2).

На рис. 3 представлены результаты обработки данных для массивов $f = b_{ev}(t_n)$ в виде точечных диаграмм. При этом зависимость удельного объемного расхода топлива b_{ev} ГД от температуры наружного воздуха t_n на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС $f = b_{ev}(t_n)$ определялась пошагово для каждого интервала значений температуры воздуха $t_{вх}$ на входе ТК, равного 1 °С, что являлось основанием для допущения о постоянстве температуры воздуха t_n на входе ТК для каждого множества Mn .

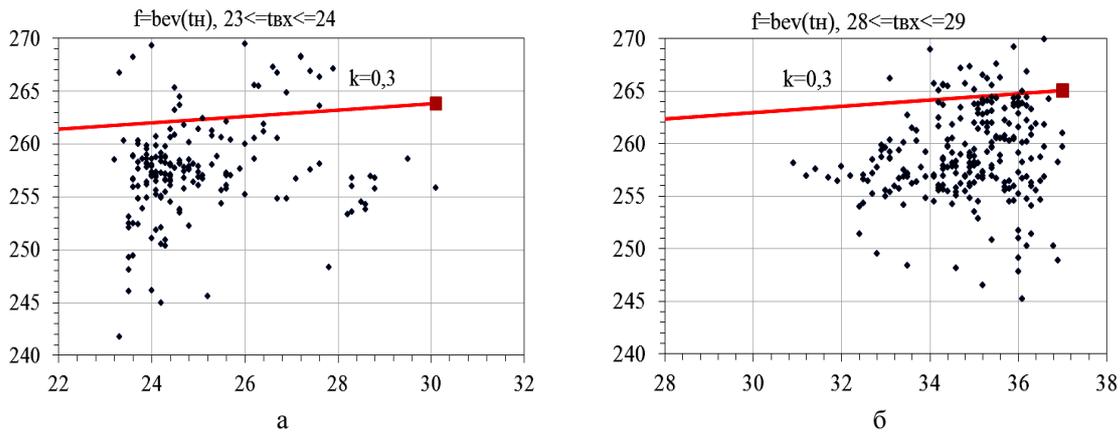


Рис. 3. Результаты обработки данных для массивов $f = b_{ev}(t_n)$ при постоянной температуре воздуха $t_{вх}$ на входе ТК, т.е. для каждого интервала значений $t_{вх}$ в 1°C

В табл. 1 приведены результаты обработки данных для массивов $f = b_{ev}(t_n)$ при постоянной температуре воздуха $t_{вх}$ на входе ТК (для каждого интервала значений $t_{вх}$ в 1°C) в виде значения изменения удельного объемного расхода топлива db_{ev} при изменении температуры наружного воздуха t_n на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС на 1°C : db_{ev}/dt_n , а также максимальное относительное количество точек, т.е. максимальная выборка $(n/N)_{max}$, для каждого из интервала значений $t_{вх}$ в 1°C .

Таблица 1

Значения изменения удельного объемного расхода топлива db_{ev} при изменении температуры наружного воздуха t_n на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС ГД на 1°C , db_{ev}/dt_n , а также максимальное относительное количество точек, т.е. максимальная выборка $(n/N)_{max}$ для каждого интервала значений $t_{вх}$ в 1°C (при $t_{вх} = \text{const}$)

$t_{вх}, ^\circ\text{C}$	$db_{ev}/dt_n,$ $10^{-3}\text{м}^3/(\text{кВт}\cdot\text{ч}\cdot\text{C})$	$(n/N)_{max},$ %
20-21	1	52,94
21-22	1	66,67
22-23	1	72,94
23-24	0,3	79,55
24-25	0,3	90,17
25-26	0,4	85
26-27	0,3	87,33
27-28	0,3	86,85
28-29	0,3	77,96

Как видно из приведенных в табл. 1 результатов мониторинга по влиянию температуры наружного воздуха t_n на входе в градирню системы обо-

ротного охлаждения наддувочной ГВС на удельный объемный расход топлива (природного газа) b_{ev} , значения величины изменения удельного объемного расхода топлива, приходящейся на изменение температуры наружного воздуха t_n на 1°C , при $t_{вх} \geq 23^\circ\text{C}$, находятся в диапазоне значений $db_{ev}/dt_n = 0,3 \dots 0,4 \cdot 10^{-3}\text{м}^3/(\text{кВт}\cdot\text{ч}\cdot\text{C})$ при температурах воздуха $t_{вх}$ на входе ТК, исходя из чего можно оценивать эффективность применения разных способов охлаждения наддувочной ГВС, в частности, переходом системы оборотного охлаждения наддувочной ГВС на градирни мокрого типа, использованием холода, получаемого в теплоиспользующей холодильной машине, утилизирующей сбросную теплоту ГД.

Выводы

1. Разработан метод мониторинга топливной эффективности газовых двигателей (ГД), приведены алгоритм поэтапной его реализации и аналитическое описание этапов.

2. Получены значения величины изменения удельного объемного расхода топлива, приходящейся на изменение температуры наружного воздуха t_n на входе в градирню системы оборотного охлаждения наддувочной газозвдушной смеси (ГВС) на 1°C , которые дают возможность оценивать эффективность применения разных способов охлаждения наддувочной ГВС.

Литература

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

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

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

4. Рыжков, С. С. *Направления повышения эффективности тригенерационных установок автономного энергообеспечения технологических процессов [Текст] / С. С. Рыжков, А. Н. Радченко, С. Г. Фордуй // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 9 (106). – С. 80–85.*

5. Радченко, А. Н. *Согласование работы когенерационного модуля газового двигателя и абсорбционного термотрансформатора [Текст] / А. Н. Радченко, А. В. Коновалов, Л. А. Остапенко // Газотурбинные технологии: Рыбинск, Россия. – 2013. – № 4 (115). – С. 30–33.*

6. Radchenko, N. *Trigeneration plant for combined energy supply [Text] / N. Radchenko, S. Ryzkov, S. Forduy // Proceedings of the 14 International Symposium on Heat Transfer and Renewable Sources of Energy: HTRSE–2012. – Szczecin, Poland. – 2012. – P. 503–508.*

Поступила в редакцию 12.03.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

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

МЕТОДОЛОГІЯ ОБРОБКИ ДАНИХ МОНІТОРИНГУ ПАЛИВНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ГАЗОВОГО ДВИГУНА З СИСТЕМОЮ ОБОРОТНОГО ОХОЛОДЖЕННЯ ГАЗОПОВІТРЯНОЇ СУМІШІ

А. М. Радченко, А. В. Коновалов

Наведено основні положення методології обробки даних моніторингу паливної ефективності газових двигунів (ГД) з системою оборотного охолодження наддувної газоповітряної суміші (ГПС). Дані моніторингу паливної ефективності ГД оброблялись у вигляді масивів даних із залежності питомої об'ємної витрати палива (природного газу) від температури зовнішнього повітря на вході градирні системи оборотного охолодження наддувної ГПС при різних температурах повітря на вході турбокомпресора ГД. В результаті отримано значення величини зміни питомої об'ємної витрати палива, яка припадає на зміну температури зовнішнього повітря на вході градирні системи оборотного охолодження наддувної ГПС на 1 °С, що дають змогу оцінювати ефективність застосування різних способів охолодження наддувної ГПС ГД.

Ключевые слова: газовый двигатель, топливная эффективность, удельный расход топлива, мониторинг, зовнішнє повітря, система оборотного охолодження, наддувна газоповітряна суміш.

METHODOLOGY OF THE TREATMENT OF MONITORING DATA FOR THE FUEL EFFICIENCY OF GAS ENGINE WITH A GAS-AIR MIXTURE COOLING TOWER SYSTEM

A. N. Radchenko, A. V. Konovalov

The main principles of methodology of the treatment of monitoring data for the fuel efficiency of gas engine (GE) with a gas-air mixture (GAM) cooling tower system are presented. The data of monitoring for the fuel efficiency of GE have been treated in the form of data-banks of specific volume fuel consumption (natural gas) dependence from the ambient temperature at the inlet of the cooling tower of the scavenge gas-air mixture cooling system at the varies temperatures of the air at the intake of GE turbocompressor. The values of specific volume fuel consumption change due to the ambient temperature at the inlet of the cooling tower of the gas-air mixture cooling system change by 1 °C, that provide to estimate the efficiency of application of varies methods of GE scavenge gas-air mixture cooling, are received.

Key words: gas engine, fuel efficiency, specific fuel consumption, monitoring, ambient air, scavenge gas-air mixture cooling tower system scavenge gas-air mixture.

Радченко Андрей Николаевич – канд. техн. наук, доц., Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Коновалов Андрей Викторович – мл. научн. сотрудник, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: dimitriy_ko@mail.ru

УДК 621.436.13:621.57

Н. И. РАДЧЕНКО, С. А. КАНТОР, РАМЗИ ЭЛ ГЕРБИ

*Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина***СТУПЕНЧАТОЕ КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ РЕКУПЕРАТИВНЫХ ГТД УТИЛИЗАЦИЕЙ ТЕПЛОТЫ ВЫПУСКНЫХ ГАЗОВ**

Выполнен анализ эффективности использования теплоты выпускных газов рекуперативных ГТД с нагревом сжатого воздуха перед камерой сгорания выпускными газами для охлаждения воздуха на входе ГТД (энергетическое холодоснабжение) и комфортного кондиционирования воздуха помещений. Показано, что известные тригенерационные установки не способны обеспечить интегрированное энергетическое и комфортное холодоснабжение в жарких климатических условиях из-за сравнительно невысокого теплового потенциала выпускных газов рекуперативных ГТД (температура газов около 250 °С). Обосновано применение теплоиспользующих хладоновых эжекторных холодильных машин в качестве низкотемпературной ступени охлаждения воздуха на входе ГТД после абсорбционных бромистолитиевых холодильных машин предварительного охлаждения воздуха.

Ключевые слова: рекуперативный газотурбинный двигатель, кондиционирование воздуха, выпускной газ, теплоиспользующая холодильная машина.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Установки автономного (интегрированного) электро-, тепло- и хладоснабжения находят все более широкое применение [1]. При этом холод, получаемый за счет утилизации теплоты выпускных газов абсорбционными бромистолитиевыми холодильными машинами (АБХМ), используется для комфортного кондиционирования воздуха торговых, развлекательных и других комплексов.

В качестве базовых двигателей таких тригенерационных энергоустановок применяются, как правило, ГТД рекуперативного типа, в которых сжатый воздух перед камерой сгорания нагревают выпускными газами. Поскольку с повышением температуры наружного воздуха $t_{нв}$ на входе топливная эффективность ГТД снижается [2, 3], то его охлаждение позволяло бы поддерживать высокую топливную экономичность ГТД при повышенных температурах $t_{нв}$. Для этого целесообразно использовать холод, полученный за счет теплоты выпускных газов [4–6]. Однако из-за сравнительно невысокой температуры выпускных газов рекуперативных ГТД (около 250 °С) весьма проблематично одновременное покрытие потребностей холода на комфортное кондиционирование и охлаждение воздуха на входе ГТД.

Цель исследования – обоснование возможности покрытия потребностей холода на комфортное кондиционирование и охлаждение воздуха на входе рекуперативных ГТД утилизацией теплоты выпускных газов теплоиспользующими холодильными машинами (ТХМ).

2. Результаты исследования

Схема системы трансформации теплоты выпускных газов рекуперативной ГТД в холод в АБХМ для охлаждения воздуха на входе ГТД представлена на рис. 1. Комфортное кондиционирование не показано.

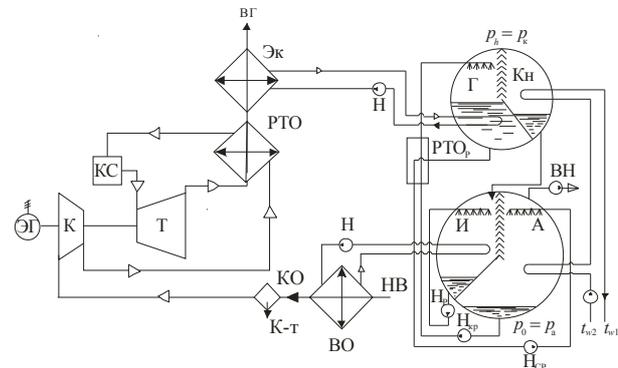


Рис. 1. Схема системы трансформации теплоты выпускных газов рекуперативной ГТУ абсорбционной бромистолитиевой холодильной машиной (АБХМ) с получением холодной воды с температурой $t_x = 7\text{ }^\circ\text{C}$: К – компрессор; Т – турбина; ЭГ – электродвигатель; КС – камера сгорания; РТО – рекуперативный теплообменник нагрева сжатого воздуха; Эк – экономайзер нагрева воды (теплоносителя для АБХМ); ВО – воздухоохладитель; КО – каплеотделитель; К-т – конденсат; НВ – наружный воздух; Нх – насос хладоносителя; АБХМ: Г – генератор (десорбер); Кн – конденсатор; А – абсорбер; И – испаритель; РТОр – регенеративный теплообменник растворов; Нкр – насос слабого раствора; Нкр – насос крепкого раствора; Нр – рециркуляционный водяной насос; Вн – вакуум-насос

Температура холодной воды (хладоносителя), поступающей на охлаждение воздуха из АБХМ, $t_x = 7...10\text{ }^\circ\text{C}$, что позволяет охлаждать воздух не ниже $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$ (с учетом разности температур $t_{b2} - t_x = 8...10\text{ }^\circ\text{C}$). Охлаждение воздуха до температуры $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$ соответствует условиям комфортного кондиционирования воздуха помещений комплекса, однако для повышения топливной эффективности ГТД желательнее охлаждать воздух на входе ГТД до более низкой температуры, например, $t_{b2} = 10\text{ }^\circ\text{C}$.

Текущие суммарные затраты холода $Q_{0,сум15} = Q_{0,15} + Q_{0,КВ}$, т.е. затраты холода на охлаждение воздуха на входе ГТД С1000 в АБХМ (до $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$) $Q_{0,15}$ и на комфортное кондиционирование воздуха (КВ) помещений комплекса $Q_{0,КВ}$, а также количество холода (холодопроизводительность АБХМ) $Q_{0,уг,15}$, которое может быть получено за счет использования располагаемой теплоты уходящих газов ГТД $Q_{уг}$ в АБХМ для охлаждения воздуха до $15\text{ }^\circ\text{C}$, приведены на рис. 2.

Как видно, имеющейся холодопроизводительности $Q_{0,уг,15} \approx 1270\text{ кВт}$, которую можно получить из располагаемой теплоты газов $Q_{уг}$ в АБХМ, намного больше, чем требуется для охлаждения до $15\text{ }^\circ\text{C}$ воздуха на входе ГТД С1000 и для комфортного кондиционирования воздуха помещений комплекса: $Q_{0,уг,15} > Q_{0,сум15} = 700...800\text{ кВт}$. Однако температурный уровень этого избыточного холода $Q_{0,уг,15} - Q_{0,сум15}$ достаточно высокий (температура хладоносителя – холодной воды от АБХМ $t_x = 7...10\text{ }^\circ\text{C}$), что не позволяет охлаждать воздух на входе ГТД ниже $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$ (при желательных $t_{b2} = 10\text{ }^\circ\text{C}$).

На рис. 3 приведены текущие суммарные затраты холода $Q_{0,сум,10} = Q_{0,10} + Q_{0,КВ}$ на охлаждение воздуха на входе ГТД в ЭХМ (от $t_{нв}$ до $t_{b2} = 10\text{ }^\circ\text{C}$) $Q_{0,10}$ и на комфортное кондиционирование воздуха $Q_{0,КВ}$ (до $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$), холодопроизводительность $Q_{0,уг,10}$, получаемая за счет теплоты газов ГТД $Q_{уг}$ при охлаждении воздуха на входе ГТД от $t_{нв}$ до $10\text{ }^\circ\text{C}$ в ЭХМ.

Как видно, имеющейся холодопроизводительности $Q_{0,уг,10}$, получаемой путем трансформации в холод располагаемой теплоты уходящих газов ГТД $Q_{уг}$ в ЭХМ $Q_{0,уг,10} \approx 480\text{ кВт}$, недостаточно для охлаждения воздуха на входе ГТД от $t_{нв}$ до $10\text{ }^\circ\text{C}$ в ЭХМ и на комфортное кондиционирование воздуха (до $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$): $Q_{0,уг,10} < Q_{0,сум,10} = 750...850\text{ кВт}$.

Из-за невысоких коэффициентов трансформации тепла $\zeta_{ЭХМ} = 0,2...0,3$ (по сравнению с $\zeta_{АБХМ} = 0,7...0,8$ для АБХМ) в ЭХМ целесообразно охлаждать воздух на входе ГТД не от $t_{нв}$ до $t_{b2} = 10\text{ }^\circ\text{C}$, а доохлаждать воздух после АБХМ от температуры воздуха $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$, предварительно охлажденного в АБХМ, до $t_{b2} = 10\text{ }^\circ\text{C}$, т.е. использовать ЭХМ как вторую ступень более глубокого охлаждения воздуха на входе ГТД.

Проанализируем возможность покрытия дефицита холода на доохлаждение воздуха на входе ГТД в ЭХМ путем использования избытка располагаемого тепла выпускных газов – сверх необходимого для предварительного охлаждения воздуха на входе ГТД от $t_{нв}$ до $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$ и на комфортное кондиционирование (до $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$) в АБХМ, т.е. $\Delta Q_{уг,15} = Q_{уг} - Q_{уг,15}$, для доохлаждения воздуха на входе ГТД от температуры воздуха $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$, предварительно охлажденного в АБХМ, до температуры воздуха $t_{b2} = 10\text{ }^\circ\text{C}$ в ЭХМ (рис. 4).

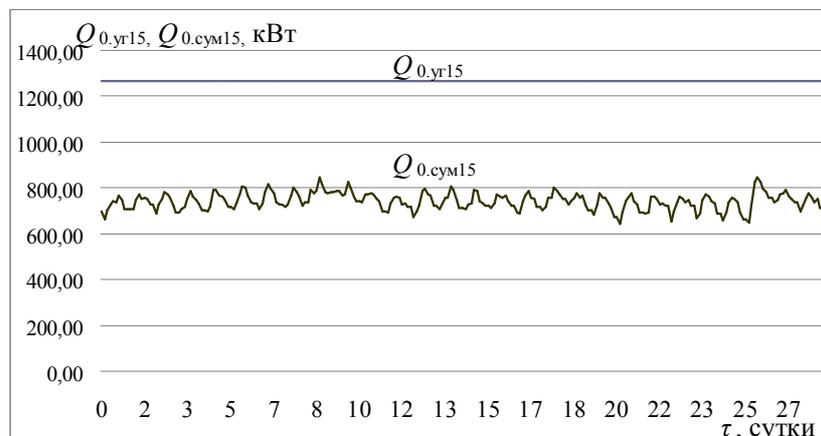


Рис. 2. Текущие суммарные затраты холода $Q_{0,сум15}$ на охлаждение воздуха на входе ГТД в АБХМ (до $t_{b2} = 15\text{ }^\circ\text{C}$) и комфортное кондиционирование воздуха, а также количество холода $Q_{0,уг,15}$, которое может быть получено за счет использования располагаемой теплоты уходящих газов ГТД $Q_{уг}$ в АБХМ для охлаждения воздуха до $15\text{ }^\circ\text{C}$

На рис. 4 приведены текущие значения дефицита холода на доохлаждение воздуха на входе ГТД как разницы $Q_{0, \text{сум.}10} - Q_{0, \text{сум.}15}$ суммарных затрат холода на охлаждение воздуха на входе ГТД $Q_{0, \text{сум.}10}$ (от $t_{\text{нв}}$ до $t_{\text{в}2} = 10^\circ\text{C}$) и $Q_{0, \text{сум.}15}$ (от $t_{\text{нв}}$ до $t_{\text{в}2} = 15^\circ\text{C}$), включая комфортное кондиционирование воздуха $Q_{0, \text{кв}}$, а также избыток располагаемого тепла выпускных газов сверх необходимого для АБХМ $\Delta Q_{\text{уг.}15} = Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.}15}$.

Отношение количества холода, требуемого для доохлаждения воздуха от $t_{\text{в}2} = 15^\circ\text{C}$ до $t_{\text{в}2} = 10^\circ\text{C}$, т.е. $Q_{0, \text{сум.}10} - Q_{0, \text{сум.}15}$, к располагаемому избытку количества тепла выпускных газов (сверх

необходимого для АБХМ) $\Delta Q_{\text{уг.}15} = Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.}15}$, представляет собой значение требуемого коэффициента трансформации тепла в ТХМ для получения дополнительного количества холода: $\zeta_{\text{доп}} = (Q_{0, \text{сум.}10} - Q_{0, \text{сум.}15}) / (Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.}15})$, как показано на рис. 5.

Как видно, значение требуемого коэффициента трансформации тепла в ТХМ при получении дополнительного холода для доохлаждения воздуха от $t_{\text{в}2} = 15^\circ\text{C}$ (после АБХМ) до $t_{\text{в}2} = 10^\circ\text{C}$: $\zeta_{\text{д}} = (Q_{0, \text{сум.}10} - Q_{0, \text{сум.}15}) / (Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.}15}) = 0,10 \dots 0,15$, что соответствует тепловым коэффициентам трансформации тепла в ЭХМ при $t_0 = 0 \dots 2^\circ\text{C}$.

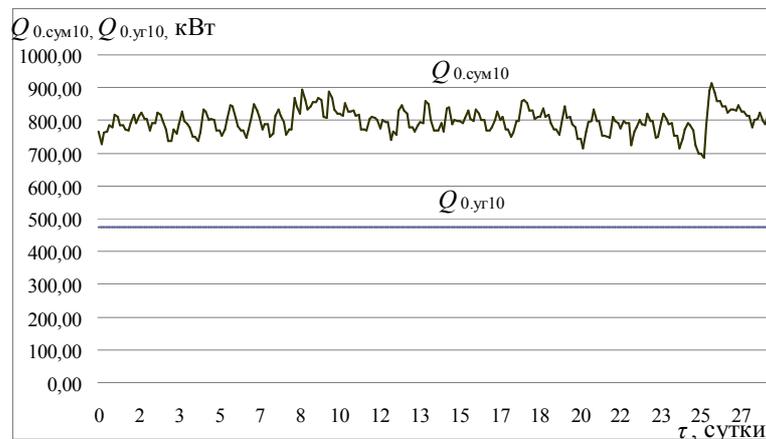


Рис. 3. Текущие суммарные затраты холода $Q_{0, \text{сум.}10}$ на охлаждение воздуха на входе ГТД в ЭХМ (от $t_{\text{нв}}$ до $t_{\text{в}2} = 10^\circ\text{C}$) и на комфортное кондиционирование воздуха (до $t_{\text{в}2} = 15^\circ\text{C}$), холодопроизводительность $Q_{0, \text{уг.}10}$, получаемая за счет теплоты газов ГТД $Q_{\text{уг}}$ в ЭХМ при охлаждении воздуха на входе ГТД от $t_{\text{нв}}$ до 10°C

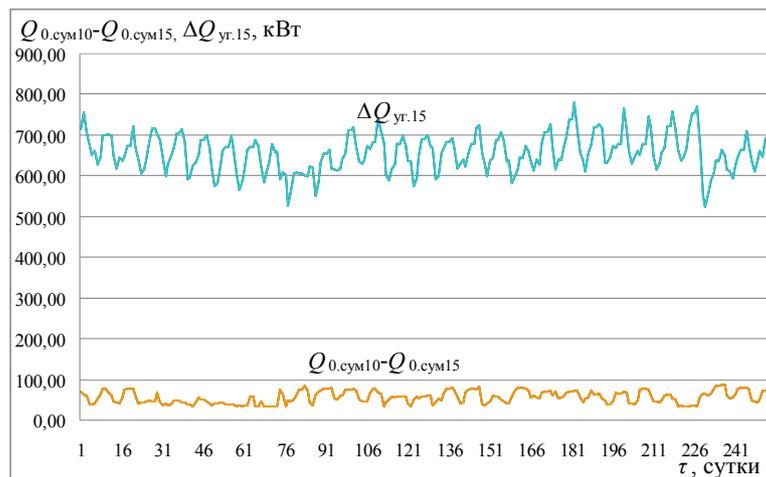


Рис. 4. Текущие значения дефицита холода $Q_{0, \text{сум.}10} - Q_{0, \text{сум.}15}$ на доохлаждение воздуха на входе ГТД от $t_{\text{в}2} = 15^\circ\text{C}$ (после АБХМ) до $t_{\text{в}2} = 10^\circ\text{C}$, включая комфортное кондиционирование воздуха, а также избыток располагаемого тепла выпускных газов сверх необходимого для предварительного охлаждения воздуха на входе ГТД от $t_{\text{нв}}$ до $t_{\text{в}2} = 15^\circ\text{C}$ в АБХМ: $\Delta Q_{\text{уг.}15} = Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.}15}$

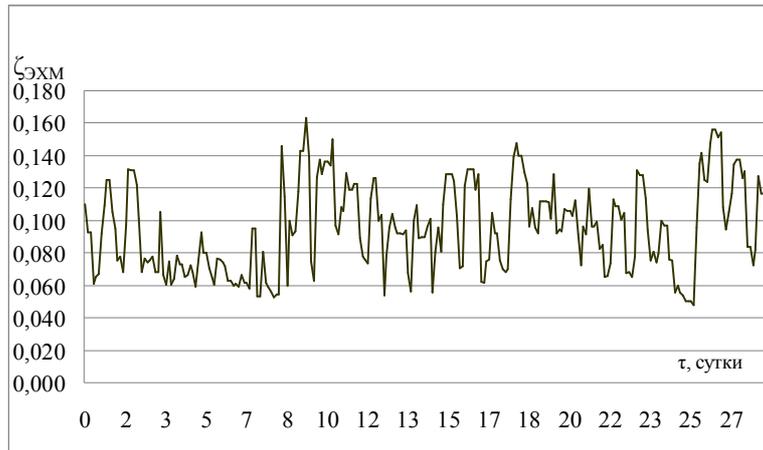


Рис. 5. Значение тепловых коэффициентов холодильных машин ζ_{10} (ТХМ) или ζ_{15} (АБХМ) для охлаждения воздуха от $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ и 15°C соответственно и дополнительной эжекторной ступени $\zeta_{д}$ для доохлаждения воздуха от $t_{в2} = 15^\circ\text{C}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$

Выводы

Показано, что все известные тригенерационные установки не способны обеспечить интегрированное энергетическое (охлаждения воздуха на входе ГТД) и комфортное холодоснабжение в жарких климатических условиях из-за сравнительно невысокого теплового потенциала выпускных газов рекуперативных ГТД с нагревом сжатого воздуха перед камерой сгорания выпускными газами (температура выпускных газов около 250°C). Обосновано применение хладоновых эжекторных холодильных машин в качестве низкотемпературной ступени доохлаждения воздуха на входе ГТД после его предварительного охлаждения в абсорбционных бромистолитиевых теплоиспользующих холодильных машинах.

Литература

1. Campanary, S. *Technical and tariff scenarios effect on microturbine trigenerative applications [Text]* / S. Campanary, E. Macchi // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2003. – Paper GT-2003-38275. – 10 p.*

2. *Capstone Turbine's Distribution Document Repository [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://docs.capstoneturbine.com>. – 12.03.2014.*

3. *Kohlenberger Associates Consulting Engineers [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.kaceenergy.com/paper3.htm>. – 12.03.2014.*

4. Рыжков, С. С. *Направления повышения эффективности тригенерационных установок автономного энергообеспечения технологических процессов [Текст]* / С. С. Рыжков, А. Н. Радченко, С. Г. Фордуй // *Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 9 (106). – С. 80–85.*

5. *Radchenko, N. Trigeneration plant for combined energy supply [Text]* / N. Radchenko, S. Ryzkov, S. Forduy // *Proceedings of the 14 International Symposium on Heat Transfer and Renewable Sources of Energy: HTRSE-2012. – Szczecin, Poland. – 2012. – P. 503–508.*

6. *Радченко, Н. И. Анализ эффективности охлаждения воздуха на входе газотурбинных двигателей в жарких климатических условиях [Текст]* / Н. И. Радченко, Рами Эльгерби, Рамзи Эльгерби // *Газотурбинные технологии: Рыбинск, Россия. – 2013. – № 4 (115). – С. 34–39.*

Поступила в редакцию 12.03.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор А. С. Титлов, Одесская национальная академия пищевых технологий, Одесса

СТУПІНЧАТЕ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ РЕКУПЕРАТИВНИХ ГТД УТИЛІЗАЦІЄЮ ТЕПЛОТИ ВИПУСКНИХ ГАЗІВ

М. І. Радченко, С. А. Кантор, Рамзі Ел Гербі

Проведено аналіз ефективності використання теплоти выпускных газов рекуперативных ГТД з нагрівом стисненого повітря перед камерою згорання відхідними газами для охолодження повітря на вході ГТД (енергетичне холодопостачання) та комфортного кондиціонування повітря приміщень. Показано, що відомі тригенерационні установки не здатні забезпечити інтегроване енергетичне та комфортне холодопостачання в жа-

рких кліматичних умовах через порівняно невисокий тепловий потенціал відхідних газів рекуперативних ГТД (температура газів близько 250 °С). Обґрунтовано застосування тепловикористовуючих хладонових ежекторних холодильних машин як низькотемпературного ступеня охолодження повітря на вході ГТД після абсорбційних бромистолітєвих холодильних машин попереднього охолодження повітря.

Ключові слова: рекуперативний газотурбінний двигун, кондиціювання повітря, випускний газ, тепловикористовуюча холодильна машина.

STAGE CONDITIONING OF RECUPERATIVE GTE INTAKE AIR BY UTILIZING THE HEAT OF EXHAUST GAS

N. I. Radchenko, S. A. Kantor, Ramzi El Gerbi

The efficiency of exhaust gas waste heat recovery of recuperative gas turbine engines (GTE) with compressed air before combustion chamber heating by exhaust gas for GTE intake air cooling (energetic cooling) and compartment air comfort conditioning has been analyzed. It is shown that the existing trigeneration plants are not able to provide integrated energetic and comfort cooling in hot climate conditions because of comparable low heat potential of recuperative GTE exhaust gas (gas temperature of about 250 °C). So, the absorption bromide-lithium waste heat recovery cooling machines (ABCM), or heat transformers (ABHT), are able to cool the GTE intake air to 15 °C only (with reasonable 10 °C and lower), and heat potential of recuperative GTE exhaust gas is not high enough for refrigerant ejector cooling machines (ECM), or ejector heat transformers (EHT), those are characterized by not high efficiency of transforming a heat into a cold and those might provide deep cooling (down to 10 °C and lower) of air, but in the case of enough quantity of waste heat. The use of waste heat recovery refrigerant ejector cooling machines as low temperature GTE intake air cooling after the absorption bromide-lithium cooling machines of previous air cooling has been proved.

Key words: recuperative gas turbine engine, air conditioning, exhaust gas, waste heat recovery cooling machine.

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

Кантор Сергей Анатольевич – инженер-механик, ПАО "Завод "Экватор", Николаев, Украина, e-mail: s_kantor@mail.ru.

Эл Герби Рамзи – аспирант, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

УДК 004.942

А. В. ЕЛИЗЕВА

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

ИНФОРМАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ЛОГИСТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЗАКУПКАМИ В УСЛОВИЯХ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

Рассматривается задача материально-технического обеспечения производства в условиях инновационного развития авиастроительного предприятия. Рассмотрены особенности принятия решений на основных этапах жизненного цикла продукта. Предложены оптимизационные математические модели, позволяющие определить основные параметры задач управления закупками. Усовершенствован метод многокритериального выбора поставщиков в условиях проведения тендера. На основе предложенных метода и моделей разработана структура информационной технологии поддержки принятия решений по управлению закупками.

Ключевые слова: инновационное развитие, авиационное предприятие, управление закупками, жизненный цикл продукта, оптимизационные модели, тендерный метод выбора, метод многокритериального выбора, информационная технология поддержки принятия решений.

Введение

Авиационная отрасль принадлежит к стратегически важным секторам экономики, развитие которой имеет важное социальное значение для Украины. Из-за сложившейся экономической ситуации отечественные самолетостроительные предприятия остаются в кризисном состоянии, наблюдается снижение научно-технического и технологического потенциала, растет научно-технологическая отсталость от развитых государств [1].

Повышение активности инновационной деятельности является существенным фактором при формировании рыночных отношений, что приводит к росту производительности труда, повышению качества отечественной продукции, стабилизации цен. Научно-технический прогноз и выбор технологических приоритетов составляют основу для разработки долгосрочной инновационной стратегии на всех уровнях национальной экономики.

В условиях рыночной экономики предприятию необходимо изучать конъюнктуру рынка, запросы покупателей, емкость рынка, качество продукции у потенциального конкурента и другие вопросы, характерные для рыночных отношений [2].

Инновации являются эффективным способом конкурентной борьбы, поскольку они способствуют созданию новых потребностей, снижению себестоимости выпускаемой продукции, повышению имиджа предприятия, завладению новых рынков сбыта новой продукции, в том числе и внешних [3, 4].

Постановка задачи

В последние годы на украинских авиастроительных предприятиях происходит уменьшение объемов прибыли, рост удельного веса затрат из-за избыточного образования материальных запасов, недостаток достоверной и своевременной информации о положении на рынке сбыта, конкурентов. Для них характерным является высокий уровень изношенности основных фондов (более 70 %), значительный дефицит квалифицированных кадров [1].

Кроме государственной поддержки авиационной отрасли для обеспечения рентабельности предприятий необходимо планирование инновационного развития, которое в результате приводит к модернизации выпускаемой продукции, что обусловлено конкурентной средой.

На сегодня остаются нерешенными вопросы, связанные с оценкой возможных изменений внешней среды, состава новых материально-технических ресурсов (МТР) и планирования процесса поставок на прединвестиционном этапе реализации стратегий развития предприятия.

Отсутствуют информационные технологии (ИТ), позволяющие оценивать и принимать решения на основе методов и моделей моделирования процессов поставок с учетом параметров производства и изменений внешней среды.

Поэтому в статье предложено решение таких задач:

- разработка моделей управления закупками МТР на этапах жизненного цикла (ЖЦ) продукта в условиях развития предприятия;

- разработка метода выбора поставщика в условиях проведения тендера;
- формирование структуры ИТ логистического управления процессом закупки МТР.

1. Формализованное представление задач управления закупками в условиях инновационного развития производства

При реализации стратегии развития производства на основных этапах ЖЦ принимаются решения по логистическому управлению. Каждый из этапов («роста», «зрелости», «упадка») характеризуется такими элементами управления: внешними изменениями, планируемыми целями и изменениями в производственно-логистической системе.

На рис. 1 приведена схема принятия решений по управлению закупками на этапе «роста». На этом этапе на основе маркетинговых исследований рынка констатируется факт увеличения спроса на выпускаемую продукцию, что приводит к возможности увеличения объема производимой продукции. Соответственно может потребоваться увеличение количества поставщиков для своевременного обеспечения возросших объемов производства требуемым объемом ресурсов.

Для обеспечения конкурентоспособности выпускаемой продукции на этапе «зрелости» необходимо опережать действия конкурентов, вызванные научно-техническим прогрессом в данной отрасли, что приводит к необходимости закупки нового оборудования и решению задачи выбора поставщика данного вида ресурса.

На этапе «упадка» принимаются решения о модернизации выпускаемой продукции или выпуске новых видов продукции. На основе маркетинговых исследований осуществляется планирование закупки материально-технических ресурсов в необходимом объеме с учетом предпочтений потребителей, определяется номенклатура и показатели качества

новой продукции и решается задача выбора поставщиков этих ресурсов.

Для формализованного описания процессов решения задач управления закупками был выбран аппарат автоматных моделей, поскольку он отражает дискретные состояния, характеризующиеся набором и значениями определенных параметров, а взаимосвязь и процесс изменения параметров в заданные моменты времени описываются в виде функций переходов, где можно применить математические модели.

На этапе «роста» возникает задача определения номенклатуры выпускаемой продукции, которая описывается моделью задачи линейного программирования [5]:

$$\max L_1 = \sum_{j=1}^n \bar{c}_j x_j,$$

$$\sum_{j=1}^n a_{ij} x_j \leq b_i \quad (i = \overline{1, m}),$$

$$P(x_j \geq N_j^{\min}) \geq \alpha_j,$$

$$P(x_j \leq N_j^{\max}) \geq \alpha_j, \quad j = \overline{1, n},$$

где $X = \{x_j\}$ – объем планируемой к выпуску продукции j -го вида, $j = \overline{1, n}$;

n – количество видов выпускаемой продукции;

$A = \|a_{ij}\|$ – матрица затрат ресурсов на производство единицы продукции, $i = \overline{1, m}, j = \overline{1, n}$;

m – количество наименований материальных ресурсов;

$B = \{b_i\}$ – предельный расход ресурсов i -го вида $i = \overline{1, m}$;

$\bar{C} = \{\bar{c}_j\}$ – математическое ожидание цены на продукцию j -го вида $j = \overline{1, n}$;

$P(x_j \geq N_j^{\min}) \geq \alpha_j$ – минимальный объем спроса на продукцию j -го вида, $j = \overline{1, n}$;

$P(x_j \leq N_j^{\max}) \geq \alpha_j$ – максимальный объем спроса на продукцию j -го вида, $j = \overline{1, n}$;

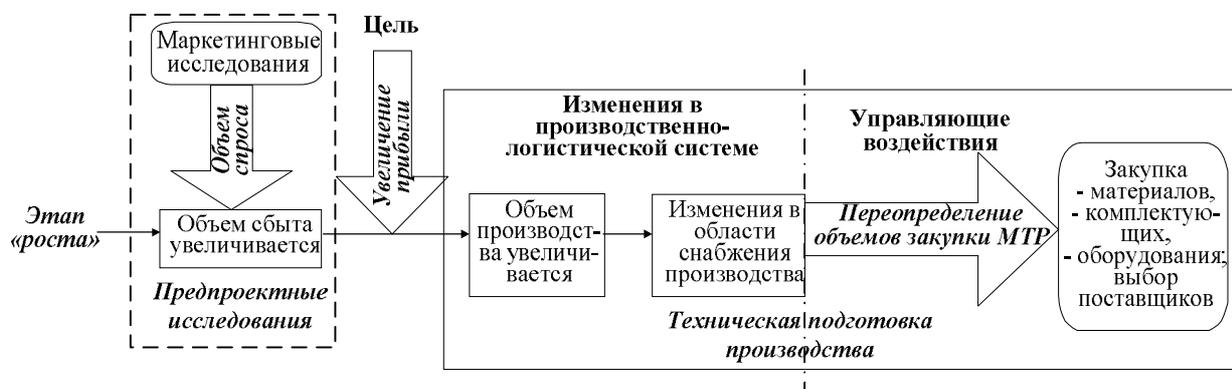


Рис. 1. Схематическое представление принятия решений по управлению закупками на этапе «роста»

$\bar{c} = \{\bar{c}_j\}$ – математическое ожидание цены на продукцию j -го вида, $j = \overline{1, n}$;

$P(x_j \geq N_j^{\min}) \geq \alpha_j$ – минимальный объем спроса на продукцию j -го вида, $j = \overline{1, n}$;

$P(x_j \leq N_j^{\max}) \geq \alpha_j$ – максимальный объем спроса на продукцию j -го вида, $j = \overline{1, n}$;

α_j – заданный уровень вероятности.

В предложенной модели учитываются параметры внешней среды (например, максимальный объем спроса) и производства (предельный расход ресурсов и т.д.).

2. Метод выбора поставщика материально-технических ресурсов в условиях проведения тендера

Задача выбора поставщика в условиях развития производства является наиболее важной в логистическом управлении закупками, поскольку эффективная деятельность предприятия во многом зависит от организованной работы с поставщиками [6, 7]. Сегодняшняя практика управления показывает, что наиболее эффективным способом выбора поставщика является проведение процедуры тендера.

Для разработки метода тендерного отбора было определено множество критериев в виде иерархического дерева, что позволяет с помощью системного подхода декомпозировать требования, предъявляемые к поставщикам МТР до определенного уровня детализации.

Представим этапы многокритериального метода оценки предпочтительности тендерных заявок для выбора поставщиков (рис. 2), определяющие последовательность процедуры использования предложенной трехуровневой системы критериев, состоящей из обобщенных и частных критериев выбора, а также перечня параметров производства и внешней среды.

Этап 1. Выбор вида ресурса закупки предполагает закупку материалов, комплектующих или оборудования. Следует отметить, что предполагается закупка только одного вида МТР.

Этап 2. Решается одна из задач управления закупками – определение объема и номенклатуры закупаемого МТР. Если на предприятии функционируют системы класса ERP, MRP II, то данные об объеме и номенклатуре закупки извлекаются из баз данных (БД) этих систем. Иначе расчет производится по предложенным оптимизационным моделям.

Этап 3. Интегрированная БД содержит информацию о предыдущих закупках. Исходя из этого, формируется список наиболее значимых критериев,

на основе которых будет производиться выбор наиболее предпочтительных поставщиков МТР.

Этап 4. Полученный на предыдущем этапе список критериев разделяется на обязательные, обобщенные и желательные (в зависимости от конкретных случаев могут не влиять на конечный результат).

Этап 5. Для получения оценки предпочтительности поставщиков обобщенные критерии декомпозируются на частные отборочные и оценочные показатели.

Этап 6. Для получения допустимого множества потенциальных поставщиков используются отборочные показатели. Заявки поставщиков, не удовлетворяющие предъявляемым требованиям, далее не рассматриваются.

Этап 7. Нормализация частных критериев для получения безразмерных величин значений критериев для расчета функции предпочтительности [8]:

$$k_i^h(x) = \frac{k_i(x) - k_i^{\max}(x)}{k_i^{\min}(x) - k_i^{\max}(x)},$$

где $k_i^{\min}(x)$, $k_i^{\max}(x)$ – соответственно наилучшее и наихудшее значение частных критериев на данном множестве альтернатив X .

Этап 8. Для расчета функции предпочтительности необходимо определить коэффициенты важности, исходя из значений критериев оценивания интегрированной БД.

Этап 9. Значения коэффициентов важности выбираются из интегрированной БД, исходя из опыта предыдущих закупок.

Этап 10. Используя полученные нормализованные значения критериев выбора и коэффициентов важности, производится расчет функции полезности:

$$P(x) = F[A, k_i^j(x)],$$

где $k_i^h(x)$ – нормализованные, т.е. приведенные к безразмерному виду, с ограниченным интервалом возможных значений $[0, 1]$ и одинаковым направлением доминирования частных критериев;

$A = \langle a_i \rangle$, $i = \overline{1, n}$ – кортеж безразмерных весовых коэффициентов.

Этап 11. На основе полученных расчетных значений функции полезности производится итоговое ранжирование заявок поставщиков, исходя из которого производится выбор лицом, принимающим решение (ЛПР):

$$P(x) = \sum_{j=1}^m a_j k_j^h(x).$$

Этап 12. В случае необходимости обоснования итоговой оценки предпочтительности заявок поставщиков возможен анализ обобщенных критериев.

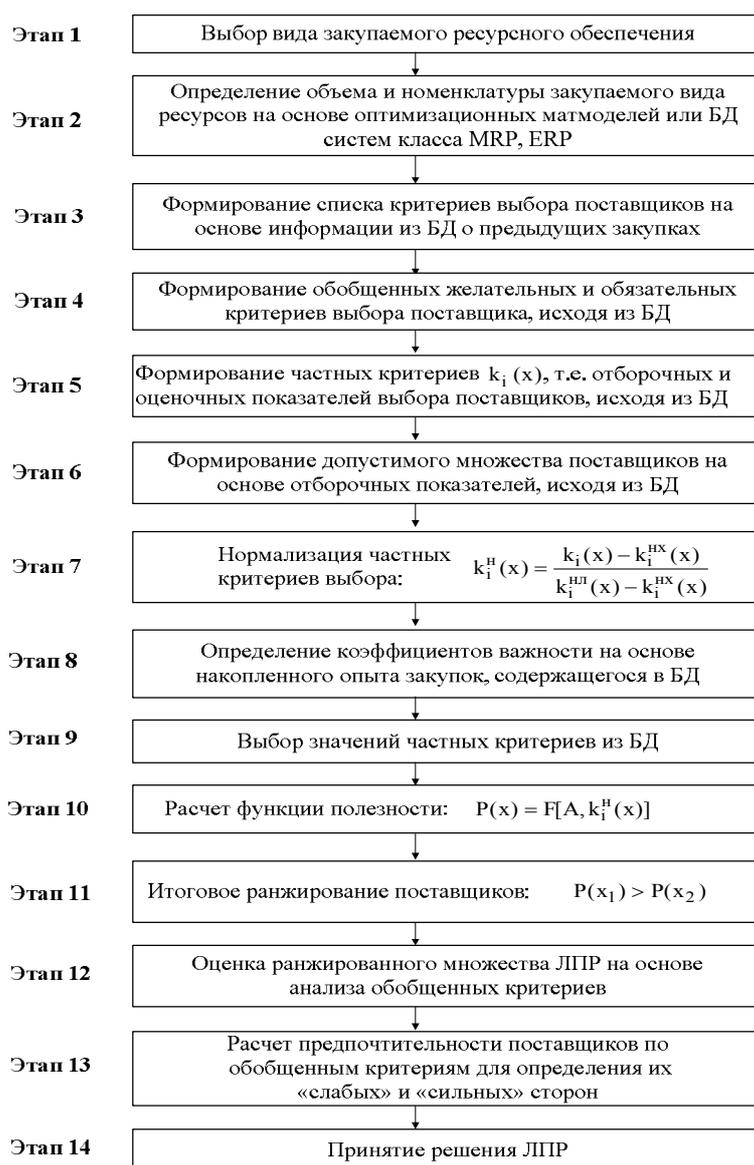


Рис. 2. Этапы метода выбора поставщиков МТР

Этап 13. Учитывая результаты предыдущего этапа, рассчитывается предпочтительность на основе обобщенных критериев. В случае необходимости возможно сравнить заявки по обобщенным критериям и выявить их «слабые» и «сильные» стороны.

Этап 14. Решение одной из задач управления закупками – принятие ЛПР решения по выбору наиболее предпочтительного поставщика МТР на основе предыдущих этапов.

Таким образом, усовершенствование предложенного метода многокритериального выбора заключается в способе использования сформированной иерархической системы критериев, что позволяет проводить выбор поставщиков в несколько этапов: формировать допустимое множество вариантов и проводить их дальнейшее оценивание.

3. Структура информационной технологии поддержки принятия управленческих решений

На основе моделей управления закупками основных этапов ЖЦ, метода многокритериального выбора поставщиков была разработана модель процессов ИТ поддержки принятия решений (рис. 3).

Предложенная модель определяет основные функциональные возможности модулей интегрированной ИТ и основные этапы процесса принятия решений [9]: сбор и анализ входной информации; решение задач управления закупками на основе полученной информации; представление результата решения указанных задач.

Согласно рис. 3, модуль агентного имитационного моделирования реализует функцию анализа из-

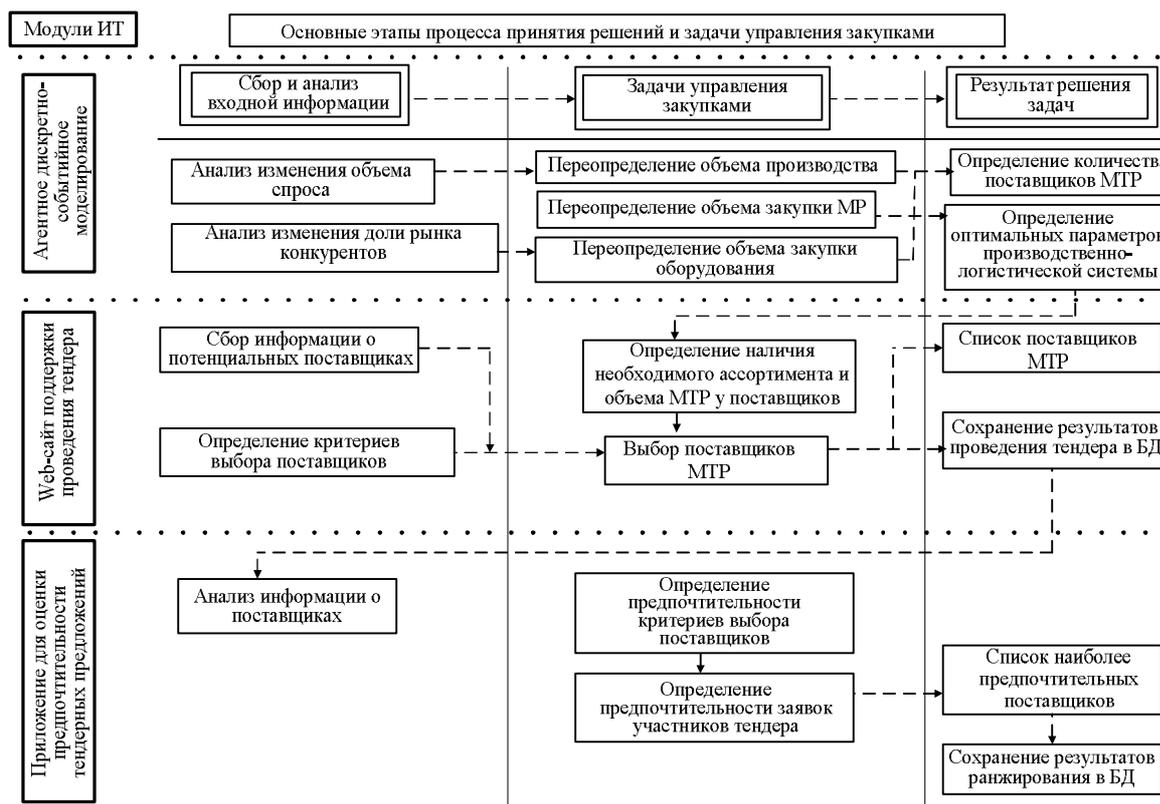


Рис. 3. Модель процессов ИТ поддержки принятия решений по управлению закупками

менений объема спроса и доли рынка конкурентов. С учетом планируемого объема закупки МТР определяется необходимое количество поставщиков и оптимальные параметры процесса закупки.

Web-сайт поддержки проведения тендера осуществляет сбор информации о потенциальных поставщиках, которая сохраняется в БД. Решение задачи выбора поставщика МТР подразумевает определение списка потенциальных поставщиков (зарегистрированных участников тендера).

В модуле оценки предпочтительности тендерных предложений производится многокритериальная оценка конкурсных заявок на основе данных Web-сайта. Предпочтительность критериев выбора определяется экспертами, исходя из опыта предыдущих закупок. Определение предпочтительности тендерных заявок производится на основе многокритериального метода оценивания. В итоге ранжированный ряд наиболее предпочтительных поставщиков сохраняется в БД. Наиболее предпочтительный поставщик объявляется победителем тендера.

Заключение

Проанализированы стратегии управления ЖЦ продукции и возникающие при этом задачи управления закупками материально-технических ресурсов с учетом влияния внешней среды.

Представлены математические модели оптимизации, адаптированные для решения задач управления закупками. Для оценки предпочтительности участников тендера по сформированным критериям используется модель многокритериального оценивания, которая позволяет учитывать разнородные критерии отбора с помощью функции полезности.

Предложенная структура ИТ позволяет получить оптимальные решения в зависимости от изменяющихся параметров внешней среды, различных стратегических целей развития авиационного предприятия и показателей эффективности его функционирования.

Литература

1. Черноротов, А. Реалии и перспективы авиационного строительства Украины [Электронный ресурс] / А. Черноротов // Генеральный Директор. – 2012. – №5. – Режим доступа: <http://director.com.ua/reitingi-i-statistika/realii-i-perspektivy-aviastroeniya-ukrainy>. – 20.01.2014.
2. Экономика и финансы. Проблемы современной логистики в Украине и пути их решения [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://portfinance.ru/analitik-3.html>. – 10.12.2012.
3. Тарасенко, І. О. Оцінка інноваційної активності підприємства в системі стратегічного управління [Текст] / І. О. Тарасенко, О. М. Король

ко, К. С. Белявська // *Актуальні проблеми економіки*. – 2009. – № 9 (99). – С. 133 – 141.

4. Гаджинский, А. М. *Практикум по логистике [Текст] / А. М. Гаджинский*. – 8-е изд. – М.: Дашиков и К, 2009. – 312 с.

5. Глухов, В. В. *Математические методы и модели для менеджмента [Текст] / В. В. Глухов, М. Д. Медников, С. Б. Коробко*. – 2-е изд. – СПб.: Изд-во «Лань», 2005. – 528 с.

6. Жданов, А. Ю. *Управление закупками с использованием конкурсных процедур: технология внедрения и организации: монография [Текст] / А. Ю. Жданов, Д. В. Кузнецов, А. Н. Федоров*. – М.: КНОРУС, 2007. – 288 с.

7. Бродецкий, Г. Л. *Эффективные процедуры оптимизации закупок в цепях поставок при многих критериях [Текст] / Г. Л. Бродецкий, Д. А. Гусев //*

Логистика сегодня. – 2010. – № 4 (40). – С. 216 – 228.

8. Лысенко, Э. В. *Системологический анализ проблем принятия решений в условиях многокритериальности и неопределенности [Текст] / Э. В. Лысенко, В. П. Пономаренко, В. П. Пискалова // Всеукраинский межведомственный научно-технический сборник «Автоматизированные системы управления и приборы автоматики»*. – 2008. – Вып. 145. – С. 104 – 109.

9. *Інформаційна технологія ієрархічного планування та прийняття рішень в організаційно-виробничих системах [Текст] / О. А. Павлов, О. Б. Місюра, О. В. Мельников, Г. А. Аракелян, О. В. Щербатенко, В. В. Михайлов, Т. Н. Лисецький // Інформатика, управління та обчислювальна техніка: вісник Національного технічного університету «КПІ»*. – Вип. 52. – К., 2010. – С. 3 – 14.

Поступила в редакцію 27.02.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., нач. каф. математического и программного обеспечения автоматизированных систем управления И. В. Рубан, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ІНФОРМАЦІЙНА ТЕХНОЛОГІЯ ЛОГІСТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ЗАКУПІВЛЯМИ В УМОВАХ РОЗВИТКУ АВІАЦІЙНОГО ПІДПРИЄМСТВА

А. В. Єлизєва

Розглядається задача матеріально-технічного забезпечення виробництва в умовах інноваційного розвитку авіабудівного підприємства. Розглянуто особливості прийняття рішень на основних етапах життєвого циклу продукту. Запропоновані оптимізаційні математичні моделі, дозволяють визначити основні параметри задач управління закупівлями. Вдосконалено метод багатокритеріального вибору постачальників в умовах проведення тендеру. На основі запропонованих методу і моделей розроблена структура інформаційної технології підтримки прийняття рішень з управління закупівлями.

Ключові слова: інноваційний розвиток, авіаційне підприємство, управління закупівлями, життєвий цикл продукту, оптимізаційні моделі, тендерний метод вибору, метод багатокритеріального вибору, інформаційна технологія підтримки прийняття рішень.

INFORMATION TECHNOLOGY OF PURCHASES LOGISTIC CONTROL IN THE CONDITIONS OF AIRCRAFT ENTERPRISE DEVELOPMENT

A. V. Yelizeva

The problem of logistics production in conditions of aircraft enterprise innovative development. The features of the decision-making at key stages of the product life cycle are considered. Optimization mathematical models to determine the basic parameters of the purchases management tasks are proposed. The method of multicriteria suppliers choice in the tender conditions are improved. The structure of information technology of purchases decision-making support based on proposed methods and models are developed.

Keywords: innovative development of the aircraft enterprise, purchases management, the product life-cycle, optimization models, tender method of selection, method of multi-criteria selection, information technology of decision support.

Елизєва Алина Владимировна – канд. техн. наук, ассистент кафедры информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 658.012.23

О. В. МАЛЕЕВА, Ю. А. БЕЛОКОНЬ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

МОДЕЛИ И МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ КОМПЛЕКСА РАБОТ ПРИ УТИЛИЗАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Рассматривается комплексная утилизация авиационной техники (АТ). Учитывая особенности утилизации АТ, в статье решаются задачи, связанные с управлением содержанием проекта и оценкой риска. Сформировано системное представление комплексной утилизации АТ, которое объединяет цели, этапы, процессы, задачи и работы. Предложено формализованное описание составляющих проекта с применением аппарата регулярных схем системных моделей. Предложен метод оценивания возможного ущерба от неблагоприятного воздействия процесса утилизации на окружающую среду и оператора. Для оптимального управления основными аспектами в проекте – временем и стоимостью, доходом и риском, предложены критерии оценки проектов утилизации и сформулированы варианты постановок задач оптимизации.

Ключевые слова: утилизация авиационной техники, жизненный цикл изделия, риск неблагоприятного воздействия процесса утилизации, оптимизационные модели.

Введение

Утилизация – важный этап жизненного цикла изделия, сложный и интересный для научных исследований, которому в настоящее время не уделяется достаточно внимания. Начиная с 80х гг. 20 ст. проблема утилизации приобретает все большую актуальность в связи с тем, что накоплено большое число единиц списанной авиационной техники, хранение которой связано с дополнительными затратами на консервацию, арендой площадей. С истечением срока хранения потенциально опасных видов авиационной техники резко возрастает риск возникновения чрезвычайных ситуаций, что усложняет процесс утилизации впоследствии. Кроме того, стоимость получения вторичного сырья часто ниже стоимости получения первичного сырья при том, что по качеству вторичное сырье не уступает первичному.

Таким образом, утилизация авиационной техники в настоящее время является перспективным мало разработанным направлением научной и практической деятельности, в котором не накоплено достаточное количество сведений, статистических данных, стандартов и нормативных документов для анализа показателей эффективности утилизации.

Постановка задачи

При проектировании нового изделия не учитывается его последующая утилизация ни с точки зрения технологии, ни с точки зрения ее стоимости, возможных рисков и вредного влияния на окружающую среду. В области утилизации существует комплекс задач технологического, экономического,

организационного и экологического характера [1, 2].

Возросший интерес к проблеме утилизации привел к тому, что начиная с 2000 г., создается и утверждается ряд нормативных документов в области утилизации. При этом основное внимание привлечено к утилизации отходов приборостроения, автомобилестроения и обращению с вредными и опасными веществами. На основании анализа существующих подходов к представлению жизненного цикла изделия можно сделать вывод, что большинство из них только упоминает стадию утилизации как заключительную, но не отражают ее специфику в необходимом объеме. Существует стандарт ГОСТ 30773-2001, который предлагает схему образования и ликвидации отходов на стадиях жизненного цикла изделия и из которого видно, что объекты утилизации образуются не только на стадии утилизации, но также и на предыдущих стадиях [3].

Под комплексной утилизацией авиационной техники понимается осуществление комплекса мероприятий и технологических процессов, обеспечивающих переработку объектов авиационной техники для получения финансовых средств, товарной продукции и сырья.

Для комплексной утилизации характерно:

- 1) проведение дефектации компонентов авиационной техники с последующим использованием агрегатов с продленным ресурсом;
- 2) увеличение дохода за счет увеличения сортности металлолома;
- 3) максимальное использование всех видов вторичного сырья.

Таким образом, целью утилизации авиационной техники является получение вторичных ресур-

сов или ликвидация потенциально опасного объекта. Основным методологическим подходом является декомпозиция объекта на составляющие.

Отсутствие сформированных структур исполнителей и квалифицированных кадров приводит к необходимости привлечения специализированных организаций, что свидетельствует о сложном организационном взаимодействии участников процесса утилизации.

При утилизации авиационной техники большую важность приобретают риски возникновения чрезвычайных ситуаций и неблагоприятного воздействия процесса утилизации на окружающую среду и оператора.

Учитывая указанные особенности утилизации авиационной техники, в статье решаются задачи, связанные с управлением содержанием проекта и оценкой риска. Целью данного исследования является снижение негативного воздействия рисков при планировании проектов утилизации авиационной техники.

Решение задач

При анализе жизненного цикла авиационной техники следует учитывать аспекты утилизации и принцип ресурсосбережения, а также системные требования обратных связей между этапами в составе жизненного цикла в виде материально-информационных потоков [4].

Ресурсы, высвобожденные в результате утилизации, могут и должны быть использованы в проектах создания новой техники, а информация о планируемых затратах на утилизацию должна учитываться при разработке и проектировании.

Основными составляющими представления жизненного цикла являются проекты, ресурсы и условия переходов между проектами.

Схема работ комплексной утилизации объекта авиационной техники включает два направления проведения работ:

- проведение капремонта или продление ресурса объекта утилизации и компонентов;
- и технологические процессы переработки всех видов других компонентов.

Отсутствие квалифицированных кадров и уже сформированных структур исполнителей приводит к необходимости привлечения специализированных организаций. Поэтому для комплексной утилизации характерно взаимодействие большого числа участников, иерархическая структура и распределенность организационной структуры проекта.

На основе проведенного системного анализа с учетом особенностей проекта утилизации и в соответствии с требованиями процессного подхода сформировано системное представление проекта

комплексной утилизации авиационной техники, которое объединяет цели, этапы, процессы, задачи и работы (рис. 1). Указанные элементы можно представить в алгебраическом, матричном и графическом видах. При этом проводится декомпозиция целей, этапов и процессов проекта утилизации авиационной техники [5].

Для формализованного представления декомпозиции целей и процессов и отображения их последовательности применим аппарат регулярных схем системных моделей (РССМ).

Это позволяет:

- декомпонировать содержание проекта, начиная от этапов и заканчивая отдельными операциями;
- стратифицировать по целям, процессам с учетом исполнителей;
- описать формируемый комплекс работ,
- ввести условия, которые отображают возможные изменения графика работ.

Проведенная декомпозиция целей утилизации позволила разработать структурную модель целей комплексной утилизации АТ:

$$\begin{aligned} Pur_{pr} &= [pur_{pr}^1 \wedge pur_{pr}^2 \wedge pur_{pr}^3 \wedge pur_{pr}^4] = \\ &= [pur_{pr}^{11} \wedge pur_{pr}^{12}] \wedge [pur_{pr}^{21} \wedge pur_{pr}^{22} \wedge pur_{pr}^{23}] \wedge \\ &\wedge [pur_{pr}^{31} \wedge pur_{pr}^{32} \wedge pur_{pr}^{33} \wedge pur_{pr}^{34}] \wedge [pur_{pr}^{41} \wedge pur_{pr}^{42}], \end{aligned}$$

где pur_{pr}^j , pur_{pr}^{jk} – операторы целей проекта первого и второго уровня декомпозиции соответственно.

На основе формализованного представления этих составляющих с учетом их взаимосвязей разработана системная алгоритмическая модель процессов и комплекса работ:

$$\begin{aligned} R_{КУАТ} := & pr_{И} \cdot pr_{К} \cdot pr_{ex1} \cdot pr_{ПЛ} \cdot pr_{ex2}^{1-3} \cdot pr_{ex3} \cdot pr_{ex4} \cdot \\ & \cdot pr_{ex2}^4 \cdot pr_3 = pr_{И} \cdot pr_{К} \cdot [work_{ex1}^{11} \cdot e \wedge work_{ex1}^{12} \cdot e \wedge \\ & \wedge work_{ex1}^{21} \cdot e \wedge work_{ex1}^{22} \cdot e \wedge work_{ex1}^{31} \cdot work_{ex1}^{32} \wedge \\ & \wedge work_{ex1}^{33} \cdot e] \cdot pr_{ПЛ} \cdot [pr_{ex2}^1 \wedge pr_{ex2}^2 \wedge pr_{ex2}^3] \cdot work_{ex3}^{11} \cdot \\ & \cdot [work_{ex3}^{12} \cdot x_1 \{ \{e\}_3 \}_{x_1} \wedge x_1 \{ [work_{ex3}^{131} \cdot work_{ex3}^{132} \cdot \\ & \cdot work_{ex3}^{133} \wedge work_{ex3}^{14} \cdot \{e\}_2 \} \cdot work_{ex3}^{15} \}_{x_1}] \cdot work_{ex3}^{21} \cdot \\ & \cdot work_{ex3}^{22} \cdot [pr_{ex3}^3 \wedge pr_{ex3}^4] \cdot work_{ex3}^{51} \cdot [work_{ex3}^{52} \wedge \\ & \wedge work_{ex3}^{53}] \cdot work_{ex3}^{54} \cdot x_2 (work_{ex3}^{61} \cdot [work_{ex2}^{41} \wedge \\ & \wedge work_{ex2}^{42}] \vee work_{ex3}^{62} \cdot x_4 (work_{ex3}^{63} \vee \\ & \vee x_3 \{ work_{ex3}^{64} \cdot work_{ex3}^{65} \}_{x_3} \cdot work_{ex3}^{66} \cdot work_{ex3}^{67} \cdot \\ & \cdot x_5 \{ pr_{ex4}^1 \cdot pr_{ex4}^2 \}_{x_5} \cdot pr_{ex4}^3 \cdot work_{ex2}^{43} \cdot x_4) \cdot x_2 \cdot pr_3, \end{aligned}$$

где $pr_{И}$, $pr_{К}$, $pr_{ПЛ}$, pr_3 – процессы инициации, формирования концепции, планирования и завершения проекта соответственно; pr_{exi}^j , $work_{exi}^{jkl}$ – опе-

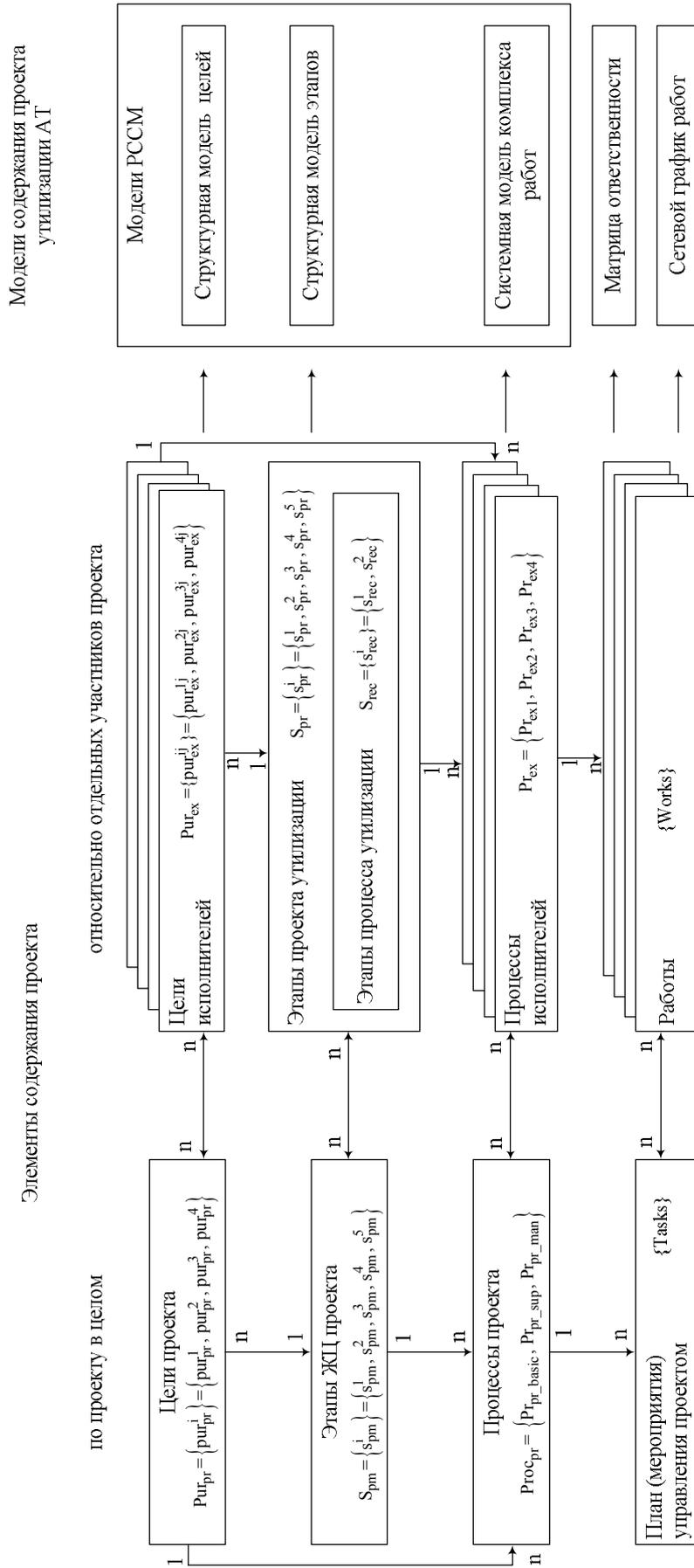


Рис. 1. Системное представление проекта утилизации авиационной техники

раторы процессов и работ участника проекта i -го уровня иерархии организационной структуры и j -го, k -го элементов первого и второго уровней декомпозиции проекта.

Результатом являются системные модели целей и системные модели процессов.

Одной из особенностей проекта утилизации является необходимость обеспечения безопасности процессов. Изменение технических свойств объекта, недостаточная изученность физико-химических процессов утилизации, отсутствие научного подхода к выбору технологий приводит к тому, что для проекта утилизации, в отличие от проекта создания новой техники, большую важность приобретают риски возникновения чрезвычайных ситуаций и неблагоприятного воздействия процесса утилизации на окружающую среду и оператора (НВПУ).

Практика утилизации авиационной техники показала, что риск неблагоприятного воздействия процесса утилизации может привести к возникновению серьезных последствий и оказывает влияние на результирующие риски проекта [6].

Исходя из особенностей объекта и технологии утилизации предложена методика оценки комплексного показателя опасности процесса утилизации и шкала для его оценки. Это позволяет на этапе предварительного анализа провести качественную оценку риска неблагоприятного воздействия процесса утилизации.

В случае достаточно высокого риска необходимо произвести количественную оценку его стоимости (возможного ущерба) с учетом факторов возникновения риска и возможных последствий. Сформировано системное представление риска неблагоприятного воздействия процесса утилизации. Для этапов жизненного цикла проекта выделены характерные факторы рисков, его проявления, проанализированы возможные негативные последствия. Выявлены причинно-следственные связи между ними. Экспертным путем определяются коэффициенты, характеризующие возможность возникновения факторов риска, коэффициенты влияния этих факторов на проявления риска и коэффициенты влияния проявлений риска на финансовые и временные показатели проекта. Их значения находятся в пределах от 0 до 1.

Предложен метод оценки возможного ущерба от риска неблагоприятного воздействия процесса утилизации на основе причинно-следственного анализа. Рассчитывается величина суммарного возможного ущерба, на основе которой принимается решение о необходимости введения дополнительных работ по снижению риска и обеспечению безопасности. Если необходимо перепланировать комплекс работ, то проводится повторная оценка ущерба от

риска неблагоприятного воздействия процесса утилизации с учетом изменений значений коэффициентов влияния. Таким образом, метод оценивания величины возможного ущерба при утилизации авиационной техники включает ряд этапов (рис. 2).



Рис. 2. Схема метода оценки возможного ущерба при утилизации АТ

На основе разработанного метода оценивания возможного ущерба может быть принято решение о необходимости снижения ущерба от риска неблагоприятного воздействия процесса утилизации. Для

этого следует ввести дополнительные работы по обеспечению безопасности процесса. Введение дополнительных работ приводит к снижению влияния факторов риска, и, соответственно, к снижению возможного ущерба от риска неблагоприятного воздействия процесса утилизации.

Для оптимальной реализации проекта утилизации необходима разработка моделей оптимизации, учитывающих основные показатели проекта. Сформулирован следующий набор показателей: W – затраты на проект утилизации; D – доход от утилизации АТ; T – затраты времени на утилизацию; Q – критерий, характеризующий воздействие технологического процесса и объекта утилизации на окружающую среду и оператора; K – критерий качества процесса утилизации.

Элементарные составляющие основных критериев представим в виде: возможный доход от i -й работы на s -м этапе проекта $d_{si} = \sum_{j=1}^J d_{sij}$, где

d_{sij} – j -я составляющая дохода, $j=1..J$; возможные затраты на i -ю работу на s -м этапе проекта $w_{si} = \sum_{k=1}^K w_{sik}$, где w_{sik} – k -я составляющая затрат средств, $k=1..K$; возможные затраты времени на i -ю работу s -го этапа проекта $t_{si} = \sum_{\ell=1}^L t_{sil}$, где t_{sil} – ℓ -я составляющая затрат времени, $\ell=1..L$; возможное воздействие на окружающую среду и оператора при

i -й работе на s -м этапе проекта: $q_{si} = \sum_{m=1}^M q_{sim}$, где q_{sim} – m -я составляющая возможного ущерба от риска НВПУ, $m=1..M$; показатель качества технологических процессов утилизации для i -й работы на s -м этапе проекта $k_{si} = \sum_{e=1}^E k_{sie}$, где k_{sie} – e -я со-

ставляющая показателя качества процессов утилизации, J, K, L, M, E – количество показателей дохода, затрат средств, затрат времени, потерь от НВПУ, качества соответственно.

Целевые функции для возможных задач оптимизации проектов утилизации АТ представим в следующем виде: минимизация затрат на проект ути-

зации $\min W = \sum_{s=1}^S \sum_{i=1}^I w_{si} \cdot x_{si}$; минимизация затрат времени на проект утилизации

$\min T = \sum_{s=1}^S \sum_{i=1}^I t_{si} \cdot x_{si}$; минимизация возможного ущерба от неблагоприятного воздействия процесса

утилизации $\min Q = \sum_{s=1}^S \sum_{i=1}^I q_{si} \cdot x_{si}$; максимизация

качества процесса утилизации $\max K = \sum_{s=1}^S \sum_{i=1}^I k_{si} \cdot x_{si}$.

Булева переменная x_{si} принимает значение 1, если i -тая работа выполняется на s -м этапе проекта утилизации, и равна нулю, если не выполняется. Переменные $s = 1..S$, S – количество этапов проекта, $i = 1..I$, I – количество работ на каждом этапе.

Ограничения задач оптимизации являются

$$W \leq W^*, T \leq T^*, Q \leq Q^*, K \geq K^*, D \geq D^*,$$

где W^* – максимально допустимые затраты;

T^* – максимально допустимое время выполнения проекта;

Q^* – максимально допустимые потери от неблагоприятного воздействия процесса утилизации;

K^* – минимально допустимый уровень обеспечения качества,

D^* – запланированный уровень дохода.

Варианты задач оптимизации для проектов утилизации АТ имеют следующий вид:

- минимизация затрат на утилизацию: $\min W$, ограничения $Q \leq Q^*, T \leq T^*, K \geq K^*, D \geq D^*$;

- минимизация ущерба от неблагоприятного воздействия процессов утилизации на окружающую среду и оператора: $\min Q$, ограничения $W \leq W^*, T \leq T^*, K \geq K^*, D \geq D^*$;

- максимизация качества процесса утилизации: $\max K$, ограничения $W \leq W^*, T \leq T^*, Q \leq Q^*, D \geq D^*$.

Выбор целевой функции задачи оптимизации зависит от специфики целей проекта утилизации. Многокритериальная целевая функция может быть представлена с использованием аддитивной свертки. Например, задачу минимизации финансовых затрат, а также затрат в случае возникновения риска НВПУ с применением многокритериальной целевой функции можно представить в виде

$$\min (\alpha_1 \bar{Q} + \alpha_2 \bar{W}) = \min \left(\alpha_1 \left(\sum_{s=1}^S \sum_{i=1}^I q_{si} \overline{x_{si}} \right) + \alpha_2 \left(\sum_{s=1}^S \sum_{i=1}^I w_{si} \overline{x_{si}} \right) \right),$$

где α_1 – «вес» критерия негативного воздействия, характеризующего ущерб от риска НВПУ; α_2 – «вес» критерия, связанного с финансовыми потерями; \bar{Q} – нормированное значение критерия Q , \bar{W} – нормированное значение критерия W . Значения весовых коэффициентов α_i соответствуют условию

$\sum_{i=1}^2 \alpha_i = 1$ и задаются исходя из приоритетов целей.

Заключение

В статье решена задача разработки моделей и метода для формирования комплекса работ при утилизации авиационной техники с учетом возможного неблагоприятного воздействия на окружающую среду и оператора. Научными результатами исследований являются: системная модель представления комплекса работ утилизации, метод оценивания возможного ущерба от неблагоприятного воздействия процесса утилизации на окружающую среду и оператора; модели оптимизации основных показателей проектов утилизации авиационной техники.

Литература

1. Кривов, Г. А. *Мировая авиация на рубеже XX-XXI столетий. Промышленность, рынки* [Текст] / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, Л. Ф. Афанасьева. – К. : Индустриальные технологии, 2003. – 296 с.
2. Кукин, А. Ф. *Механизм та стратегії забезпечення ефективності утилізації авіаційної техніки*

[Текст] : дис. ... канд. екон. наук : 08.07.04 ; захищена 25.06.05 / Кукин Андрій Федорович. – К., 2005. – 180 с.

3. ГОСТ 30773-2001. *Ресурсосбережение. Обращение с отходами. Этапы технологического цикла. Основные положения* [Текст]. – Введ. 01.07.2002. – М.: Изд-во стандартов, 2001. – 11 с.

4. Білокін, Ю. А. *Системне подання життєвого циклу складної техніки з урахуванням стадії утилізації* [Текст] / Ю. А. Білокін // *Системне озброєння і військова техніка*. – 2010. – № 2 (22). – С. 99-103.

5. Белоконов, Ю. А. *Системная модель организационного взаимодействия в иерархической структуре исполнителей проекта комплексной утилизации авиационной техники* [Текст] / Ю. А. Белоконов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 1/68. – С. 92-96.

6. Федорович, О. Е. *Анализ риска неблагоприятного воздействия на окружающую среду и оператора в проекте утилизации сложной техники* [Текст] / О. Е. Федорович, Ю. А. Белоконов // *Радиоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2008. – № 4 (31). – С. 117-122.

Поступила в редакцию: 26.02.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой стратегического управления И. В. Кононенко, Национальный технический университет “Харьковский политехнический институт”, Харьков.

МОДЕЛІ І МЕТОД ФОРМУВАННЯ КОМПЛЕКСУ РОБІТ ПРИ УТИЛІЗАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

О. В. Малеева, Ю. А. Білокін

Розглядається комплексна утилізація авіаційної техніки (АТ). Враховуючи особливості утилізації АТ, в статті вирішуються завдання, пов'язані з управлінням змісту проекту і оцінкою ризиків. Сформовано системне представлення комплексної утилізації АТ, яке поєднує цілі, етапи, процеси, завдання і роботи. Запропоновано формалізований опис складових проекту із застосуванням апарату регулярних схем системних моделей. Запропоновано метод оцінювання можливого збитку від несприятливої дії процесу утилізації на довілля і оператора. Для оптимального управління основними аспектами в проекті – часом і вартістю, доходом і ризиком, запропоновано критерії оцінки проектів утилізації і сформульовано варіанти постановок завдань оптимізації.

Ключові слова: утилізація авіаційної техніки, життєвий цикл виробу, ризик несприятливого впливу процесу утилізації, оптимізаційні моделі.

MODELS AND METHODS OF FORMATION OF WORK COMPLEX DURING THE AIRCRAFT RECYCLING

O. V. Malyyeva, J. A. Bilokin

The aircraft (AC) complex recycling is considered. Taking into account the characteristics of the AC recycling problems of the project content management and risk assessment are solved in the article. Systematic presentation of the AC complex recycling is formed. It integrates goals, stages, processes, tasks and works. Formalized description of the project components using the apparatus of regular patterns of system models is proposed. The method for estimating of potential damage from the unfavorable influence of recycling process on the environment and the operator is proposed. For optimal management of the project main aspects - time and cost, income and risk, assessment criteria of recycling projects are proposed and variants of optimization problems are formulated.

Key words: aircraft recycling, life cycle of good, risk of unfavorable influence of recycling process, optimization model.

Малеева Ольга Владимировна – д-р техн. наук, проф., проф. каф. 302, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Белоконов Юлия Анатольевна – канд. техн. наук, н.с. каф. 302, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 62(09)+621.7.04

Д. Д. ЖУРГУНОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ГРУППА В. Г. КОНОНЕНКО.
СТАНОВЛЕНИЕ И ИСТОРИКО-ХРОНОЛОГИЧЕСКАЯ ЭВОЛЮЦИЯ**

Исследованиями, представленными в работе, предполагается дополнить общую историю науки и техники нашей страны, историю разработки и научных основ новейших и прогрессивных технологий, так как цельной информационно-исторической картины, от возникновения идеи по использованию энергии взрыва до конечных результатов в этой области, не существует. В статье рассмотрен генезис и развитие импульсного деформирования ударом твердого тела. Предполагается раскрыть вклад ученых и инженеров ХАИ в разработку теории и практики импульсных технологий обработки материалов давлением, а также показать значимость комплекса выполненных работ для народного хозяйства. Определить роль и значение комплексного подхода к научным и экспериментальным исследованиям с позиций воспитания инженерных и научных кадров, в том числе, высшей квалификации.

Ключевые слова: технология, технологические процессы, импульсное деформирование ударом твердого тела, импульсные источники энергии.

Введение

В послевоенный период бурное развитие машиностроения и металлургии, авиационной и ракетной техники, транспортной и химической отраслей уже в конце 40-х г. XX ст. остро поставило задачи изыскания новых материалов и совершенных методов и технологий их обработки.

Конструкторы новой техники стремились к созданию более крупных изделий, которые можно изготавливать сразу целиком или с минимальным количеством частей. В таких отраслях промышленности, как самолётостроение, транспортное машиностроение, ракетостроение такое желание конструкторов обуславливается все возрастающими требованиями к созданию идеальных цельных поверхностей, облегчающих движение и снижающих сопротивление среды при перемещении автомобилей, самолетов или ракет на больших скоростях.

Применение в отдельных отраслях промышленности металлов и сплавов с очень высоким пределом прочности для изготовления крупногабаритных деталей, а также фронт работ, номенклатура изделий и спрос промышленности послужили мотивами к поиску новых технологических методов формоизменения заготовок. Одним из них стал предложенный в Харьковском авиационном институте (ХАИ) в середине прошлого века способ импульсной обработки материалов давлением с помощью потока энергии высокой плотности, образующегося при скоростном горении пороха или бри-

зантных веществ.

Формирование фактически впервые в мире этой технологии в 1946-47 гг. в стенах ХАИ (сейчас Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина), где была сосредоточена информационная база промышленного спроса и достаточный на то время состав научных кадров, способных генерировать инженерные решения нестандартных технологических задач, было вполне естественным. Этому событию предшествовало как возникновение идеи об использовании взрывной волны в созидательных целях, так и начальный объём изыскательских и экспериментальных работ, доказавших практическую полезность принятых технических решений, что нашло подтверждение в июне 1949 г. в официальных государственных приоритетных документах [1] и открыло дорогу этой технологии к промышленному использованию.

Постановка задачи

Выявить историю и основные характеристики импульсных технологий и оборудования для ударной металлообработки в ХАИ, СССР и за рубежом. А также раскрыть вклад ученых и инженеров ХАИ в разработку теории и практики импульсных технологий обработки материалов давлением. Показать значимость комплекса выполненных работ для народного хозяйства.

Научно-исследовательская группа В. Г. Кононенко

В выполнении научных исследований, касающихся обработки материалов давлением при помощи импульсных взрывных технологий, принимал непосредственное участие коллектив преподавателей и сотрудников научно-исследовательского сектора, работавший на кафедре технологии самолетостроения (сформирована в 1930 г. одновременно с образованием ХАИ), которой в начале 50-х гг. заведовал Р. В. Пихтовников. Одним из наиболее активных преподавателей кафедры, принимавшей деятельное участие в теоретических и экспериментальных разработках высокоскоростных импульсных технологий, был его ученик и сподвижник, доцент кафедры, канд. техн. наук Вадим Григорьевич Кононенко. После окончательного формирования решения о возможности создания спектра технологий обработки материалов ударом твёрдого тела (при непосредственном участии В. Г. Кононенко) именно он возглавил комплекс научно-исследовательских и опытных работ, посвященных развитию и совершенствованию этого новейшего, обусловившего широкие перспективы для изучения и практического использования, научно-технического направления по использованию высокоскоростных импульсных источников энергии.

Первоначальная инженерная обработка возникших идей и предложений позволила составить довольно внушительный список технологических задумок и кинематических схем устройств для воплощения в реальные процессы и конструкции.

Поскольку многие из предлагаемых процессов были, в сущности известны, то теперь их можно было реализовывать при новых необычных и непривычных инновационных условиях. Эти известные задания, которые следовало выполнять, относились к области обработки материалов давлением, но теперь к этому словосочетанию добавились слова «высокоскоростная, динамическая, ударная» и т. п., а полных и всеобъемлющих знаний о механических свойствах обрабатываемых материалов при новом диапазоне скоростей (выше освоенной величины в 7 м/с) не существовало. Поэтому создатели и исследователи новых методов и средств обработки материалов вынуждены были заняться изучением их свойств и особенностей при высокоскоростном нагружении в разнообразных температурно-скоростных условиях. Причем получение этих дополнительных знаний было крайне необходимо и специалистам-обработчикам, и создателям новых высокопрочных материалов, и конструкторам-прочнистам строителям промышленных установок и оборудования.

Прежде всего, следовало уделить серьёзное внимание исследованиям энергетических источников. Как известно, если изначально при штамповке взрывом использовали, как правило, энергию бризантных взрывчатых веществ (ВВ), то при изучении и экспериментах, как показала практика исследований технологий высокоскоростной (импульсной) обработки металлов давлением, для разгона бойка с инструментом целесообразнее и безопаснее было применять более «замедленно» реагирующие химические материалы – пороха и метательные (баллистные) ВВ [2]. На их основе энергетический узел экспериментального стенда или установки получился достаточно простым, когда было необходимо получить количество энергии, измеряемое несколькими килоджоулями (кДж). Для получения таких количеств энергии было достаточно порохового заряда, помещавшегося, например, в объёме гильзы винтовочного или охотничьего стрелкового патрона.

Использование такого энергоузла послужило основой создания целого «букета» малогабаритных, как правило, переносных устройств для выполнения технологических операций, не требующих большой энерговооруженности, но достаточно мощных, лёгких, простых в обслуживании и удобных при эксплуатации в производственных и полевых условиях.

Одними из первых технологических процессов, получивших реальное воплощение в рабочих образцах оборудования, были высокоскоростная пробивка отверстий диаметром до 25 мм в стенках рельсов и стальных балок толщиной до 45 мм для размещения соединительных и монтажных элементов. Отличительной особенностью таких устройств была их автономность, т. е. независимость от внешних источников энергии, которая характерна для всех установок с пороховым энергоузлом. Сюда следует отнести также импульсную клепку нахолодно стальных заклёпок большого (до 22 мм) диаметра, что было важно при «полевых» монтажных работах в машиностроении, авиа- и кораблестроении, автомобильном производстве, в котло- и мостостроении [3].

Весьма востребованными стали переносные автономные устройства для импульсной развальцовки концов труб в трубных досках котлов и теплообменников. По сравнению с ручной развальцовкой значительно увеличилась производительность, повысилось качество соединений, поскольку они стали более прочными, со стабильными характеристиками, не зависящими от физических возможностей исполнителя.

Успешно применяются мобильные высокоскоростные импульсные устройства для установки законцовочных присоединительных элементов на концы электрических кабелей для передачи боль-

шой мощности (сильноточных), что очень удобно при ремонтных и монтажных работах на мощных электроустановках, подстанциях и т. п. Соединение обеспечивает долговечный высококачественный электрический контакт [4].

В турбиностроении с помощью специализированных импульсных устройств выполняют демонтаж лопаток проточной части роторов при ремонтно-восстановительных работах, расчеканивают шипы лопаток на бандажах первых ступеней паровых турбин при первоначальных сборочно-монтажных операциях и в процессе ремонтных работ [5].

Автономность устройств для одноударного импульсного маркирования (клеймения) изделий также успешно используется в металлургии и машиностроении. При таком способе клеймо образуется быстро с высокой четкостью знаков и стойкостью к атмосферным и механическим воздействиям. Клейматор особенно удобен при нанесении информации на крупные раскалённые заготовки [3].

Термодинамический цикл, реализованный в импульсном приводе, во многом идентичен тепловому процессу, происходящему в автомобильном двигателе внутреннего сгорания (ДВС), но, во-первых, объём камеры сгорания в энергоузле импульсной машины во много раз больше, во-вторых, цикл в окислительной камере импульсного привода – единичный и, в-третьих, промежуток времени между единичными циклами может иметь длительность от единиц секунд до нескольких минут, т. е. привод должен обладать свойством апериодичности. Как показали результаты расчетов и экспериментальной проверки образцов такие различия в термодинамических характеристиках циклов ДВС и привода для импульсных машин весьма существенны, и было необходимо выполнить значительный объём теоретических и опытных работ в целях получения необходимых знаний для расчетов и конструирования подобного, в значительной степени уникального привода. Поскольку такой энергоузел органически входит в конструкцию машины ударного действия, рабочий цикл которой каждый раз сопровождается быстродействующими силовыми нагрузками с большими ускорениями, то они оказывают существенное влияние на кинематические, динамические и прочностные характеристики импульсного привода. Таким образом, создание импульсного теплового привода апериодического действия представляло собой обширную многомерную проблему, требующую значительных усилий для своего решения.

К середине 60-х гг. большинство проблем было рассмотрено, найдены приемлемые технологические решения, выполнены необходимые расчетные работы и изготовлен образец импульсного привода, в рабочем цикле которого в качестве энергоносителя

была использована смесь метана со сжатым воздухом. Привод мощностью до 400 кДж был установлен на машине импульсной резки (МИР) горячего металла, которая была испытана и находилась в периодической эксплуатации в течение длительного времени (1964-1968 гг.) на установке непрерывной разливки стали (УНРС) вертикального типа (заготовка-квадрат 200×200 мм) Узбекского металлургического завода. Испытания успешно завершились и машина (МИР-2) в июле 1968 г. была принята Государственной межведомственной комиссией.

В течение последующих лет тепловой импульсный привод апериодического действия по результатам этих испытаний был существенно доработан, усовершенствован, во многом унифицирован. Привод надёжен, долговечен, удобен в обслуживании, может быть выполнен в трёх типоразмерах для установки в конструкцию импульсных машин разной мощности от 30 до 1000 кДж [6].

Выводы

Таким образом, участники и исполнители работ по исследованию технологий обработки материалов ударом твёрдого тела, трудившиеся на кафедре производства летательных аппаратов ХАИ и возглавляемые В. Г. Кононенко, обрели весьма ёмкое поле деятельности в теоретическом и практическом аспектах с широкими перспективами развития и совершенствования этого научно-практического направления.

Итоги научных разработок и результаты их практической реализации, выполненные коллективом сотрудников и лично В. Г. Кононенко, по созданию, развитию и совершенствованию вышеуказанных технологий, нашли отражение в многочисленных публикациях и монографиях. Образцы созданных импульсных устройств и оборудования ударного действия приняты промышленностью к эксплуатации, и география их распространения достаточно обширна. Созданная импульсная техника работает на предприятиях металлургической, машиностроительной и авиационной отраслей народного хозяйства.

Литература

1. А.с. 157957 СССР, Способ штамповки деталей [Текст] / Р. В. Пухтовников (СССР). - № 369371; заявл. 22.06.49; опубл. 8.08.63. - 21 с.
2. Державний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». ХАІ-70: [нариси з історії] / за заг. ред. В. С. Кривцова. - Х.: Оригінал, 2000. - 320 с.
3. Кононенко, В. Г. Взрывная бесцимная клепка

[Текст] / В. Г. Кононенко // *Авиационная промышленность*. – 1960. – № 3. – С. 23-26.

4. Кононенко, В. Г. Импульсная резка горячего металла на УНРС [Текст] / В. Г. Кононенко, С. В. Яценко // *Сталь*. – 1972. – № 3. – С. 120-122

5. Кононенко, В. Г. Обработка листового металла выдавливанием [Текст] / В. Г. Кононенко // *Прогрессивные методы штамповки иковки*. – X, 1957. – С. 171-183.

6. Кононенко, В. Г. Об оценке прогрессивности и перспективности высокоскоростных пневмогидравлических машин для брикетирования стружки [Текст] / В. Г. Кононенко, И. Г. Федосенко // *Высокоскоростная обработка материалов давлением: темат. сборник науч. трудов*. – X.: ХАИ, 1976. – Вып. 5. – С. 74-80.

Поступила в редакцию 10.02.2014, рассмотрена на редколлегии 20.05.2014

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

НАУКОВО-ДОСЛІДНИЦЬКА ГРУППА В. Г. КОНОНЕНКО. СТАНОВЛЕННЯ ТА ІСТОРИКО-ХРОНОЛОГІЧНА ЕВОЛЮЦІЯ

Д. Д. Жургунова

Дослідженнями, представленими в роботі, передбачається доповнити загальну історію науки і техніки нашої країни, історію розробки та наукових основ новітніх і прогресивних технологій, так як цільної інформаційно-історичної картини, від виникнення ідеї з використання енергії вибуху до кінцевих результатів у цій галузі, не існує. У статті розглянуто генезис і розвиток імпульсного деформування ударом твердого тіла. Передбачається розкрити внесок вчених і інженерів ХАІ в розробку теорії і практики імпульсних технологій обробки матеріалів тиском, а також показати значимість комплексу виконаних робіт для народного господарства. Визначити роль і значення комплексного підходу до наукових і експериментальних досліджень з позицій виховання інженерних і наукових кадрів, у тому числі, вищої кваліфікації.

Ключові слова: технологія, технологічні процеси, імпульсне деформування ударом твердого тіла, імпульсні джерела енергії.

RESEARCH GROUP OF V. G. KONONENKO. FORMATION AND EVOLUTION OF CHRONOLOGICAL HISTORY

D. D. Zhurgunova

Research presented in this article seeks to complement the general history of science and the art of our country, the history and development of scientific bases of the latest and advanced technologies as solid historical information and pictures from the inception of the idea to use the energy of the explosion to the final results in this area there is no. The article describes the genesis and development of the pulse deformation hit solid. Perhaps solved the contribution of scientists and engineers at Creative KhAI theory and practice impulses data processing technologies of materials pressure washers, and also show the importance of complex of work for the economy. To define the role and importance of integrated Approach to scientific and experimental of positions with the study of education and science and engineering education, including, high society qualifications.

Жургунова Динара Досымовна – младший научный сотрудник кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», e-mail: dinara.zhurgunova@gmail.com.