

УДК 621.3.032.213

А. А. ТАРАН, А. П. КИСЛИЦЫН, О. В. ПОДШИВАЛОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОТРАВЛЯЕМОСТЬ КАТОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ В СИСТЕМЕ $BaHfO_3-W$ ПРИ НАПУСКЕ ВОЗДУХА**

Представлены результаты экспериментальных исследований отравляемости термоэмиссионных катодных материалов на основе системы гафнат бария – вольфрам с различным процентным содержанием компонентов в температурном диапазоне от 1320 до 1810 К и при давлениях от $1,3 \cdot 10^{-2}$ до 10^{-5} Па при напуске воздуха. Показано, что катоды с меньшим содержанием вольфрама (20, 29, 37 мас. %) отравляются во всех диапазонах температур и давлений. Для катодов с большим содержанием вольфрама (44, 70, 87 мас. %), наряду с отравлением, имеет место возрастание термоэмиссионного тока в некоторых диапазонах температур и давлений. Последнее обусловлено адсорбцией кислорода на поверхности вольфрама, покрытого барием.

Ключевые слова: катод, термоэмиссионный ток, гафнат бария, вольфрам, отравляемость.

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

К требованиям, предъявляемым к термоэмиссионным катодным материалам [1], которые используются в электрореактивных двигателях (ЭРД), относятся:

- легкость обезгаживания, малое время активирования (выхода катода на рабочий режим);
- возможность быстрого во времени реактивирования катодов после их пребывания в атмосфере (низком вакууме в выключенном приборе), т.е. стойкость к развакуумированию. Последнее позволяет проводить термическую обработку катода вне электронного прибора, что приводит к сокращению времени откачки и осуществлению повторного активирования в течение нескольких минут без потери эмиссионных свойств катода;
- высокая стойкость к отравлению остаточными газами или газами при натекании (воздухом, кислородом, кислородосодержащими газами и др.), что позволяет использовать эмиттер при не очень высоком вакууме.

Как было показано в работах [2–4], среди композиционных оксидных катодов, перспективных для разработки и использования, находятся прессованные металлопористые катоды на основе системы гафнат бария–вольфрам. Это связано с тем, что введение мелкодисперсного порошка вольфрама в порошок гафната бария с последующим прессованием и спеканием смеси приводит к дополнительному восстановлению бария и увеличению эмиссионной активности такого композита по сравнению с инди-

видуальным $BaHfO_3$.

До настоящего времени изучены термоэмиссионные свойства прессованных катодов на основе системы $BaHfO_3-W$ с различным процентным содержанием компонентов, а также индивидуального гафната бария; определены режимы активирования и реактивирования катодов (после их пребывания на атмосфере); определены спектральные ($\lambda = 0,65$ мкм) и интегральные излучательные способности катодов $BaHfO_3 - W$ и их температурные зависимости.

В результате проведенных ранее исследований [2–4] выбран наиболее приемлемый материал для использования в полых катодах ЭРД и при выводе плазмы полого катода в атмосферу. Таким катодным материалом является композит 63 мас. % $BaHfO_3$ –37 мас. % W, позволяющий получать плотность термоэмиссионного тока, равную 230 А/см^2 при $T = 2000 \text{ К}$.

Однако до настоящего времени не приведены результаты исследований отравляемости таких катодных материалов при напуске воздуха. Данная работа ликвидирует этот пробел.

2. Цель исследований

Изучить отравляемость композиционных катодных материалов на основе $BaHfO_3-W$ при напуске воздуха при различных температурах катодов.

3. Результаты исследований

Исследования отравляемости катодов проводились в диапазонах температур от 1320 до 1810 К и давлений от 10^{-5} до $1,3 \cdot 10^{-2}$ Па (при напуске атмосферного воздуха). Мерой отравляемости была выбрана величина I/I_0 , где I – величина термоэмисси-

Таблица 1

Относительные изменения термоэмиссионного тока катодов
на основе BaHfO₃ – W при напуске воздуха

Материал катода	Темпе- ратура T , К	Давление p , Па						
		10^{-5}	$6,7 \cdot 10^{-5}$	$1,3 \cdot 10^{-4}$	$6,7 \cdot 10^{-4}$	$1,3 \cdot 10^{-3}$	$6,7 \cdot 10^{-3}$	$1,3 \cdot 10^{-2}$
80 мас. % BaHfO ₃ - 20 мас. % W	1400	1	0,97	0,85	0,68	0,33	0,18	0,17
	1530	1	0,99	0,92	0,79	0,59	0,28	0,21
	1630	1	1	1	0,95	0,92	0,75	0,62
	1730	1	1	1	1	1	0,89	0,78
71 мас. % BaHfO ₃ - 29 мас. % W	1320	1	1	0,53	0,17	0,13	0,05	0,04
	1410	1	1	0,78	0,39	0,24	0,09	0,07
	1500	1	1	0,93	0,76	0,64	0,26	0,16
	1580	1	1	1	0,88	0,80	0,43	0,30
	1670	1	1	1	0,93	0,88	0,61	0,41
63 мас. % BaHfO ₃ - 37 мас. % W	1330	1	1	0,88	0,48	0,18	0,13	0,05
	1450	1	1	0,92	0,54	0,43	0,20	0,08
	1550	1	1	0,96	0,61	0,52	0,30	0,20
	1680	1	1	1	0,95	0,87	0,54	0,38
	1800	1	1	1	1	1	0,88	0,79
56 мас. % BaHfO ₃ - 44 мас. % W	1350	1	0,95	0,9→1,05	1,15→0,73	0,18	0,11	0,09
	1430	1	1	0,90	0,35	1,78	0,38	0,18
	1520	1	1	0,92	0,73	0,61	0,20	0,13
	1620	1	1	0,95	0,85	0,78	0,50	0,30
	1690	1	1	0,98	0,93	0,88	0,73	0,50
30 мас. % BaHfO ₃ - 70 мас. % W	1400	1	0,87	0,50	0,10	0,05	0,03	0,01
	1490	1	0,92	0,90	0,85→1,35	1,56→0,33	0,05	0,03
	1620	1	1	0,97	0,78	0,71	1,16	0,41
	1710	1	1	1	0,87	0,80	0,69→0,97	0,78
	1810	1	1	1	0,97	0,94	0,81	0,69
13 мас. % BaHfO ₃ - 87 мас. % W	1390	1	1	0,86	0,78	1,52→0,81	0,31	0,20
	1480	1	1	0,83	0,58	0,5→3,11	0,50	0,26
	1600	1	1	0,90	0,75	0,60	0,47→0,97	0,61
	1700	1	1	0,94	0,85	0,81	0,50	0,44
	1800	1	1	0,95	0,93	0,89	0,83	0,60

онного тока при напуске воздуха, а I_0 – при предельно достижимом уровне вакуума. Абсолютная погрешность в определении величины I/I_0 не превышала 0,02. Каждое экспериментальное значение термоэмиссионного тока при напуске воздуха фиксировалось после прекращения изменения тока и временной выдержки в течение 10–15 мин.

Относительные изменения термоэмиссионного тока исследованных катодов при напуске воздуха представлены в табл. 1.

Обратим внимание на следующие особенности отравления. Катоды с меньшим содержанием вольфрама (20, 29, 37 мас. %) отравляются во всех исследованных диапазонах температур и давлений. Максимальное отравление имеет место для катода с 29 мас. % W (уменьшение тока до 0,04 I_0 при $T = 1320$ К, что соответствует возрастанию работы выхода на 0,37 эВ). Наиболее стойким к отравлению

является катод с 37 мас. % W: $I/I_0 = 0,79$ при $T = 1800$ К.

Для катодов других составов (44, 70, 87 мас. % W) наряду с отравлением наблюдалось возрастание отбираемого термоэлектронного тока для некоторых интервалов температуры и давления воздуха. Например, для катода с 87 мас. % W при $p = 1,3 \cdot 10^{-3}$ Па и $T = 1480$ К эмиссионный ток возрастает в 3,11 раза (снижение работы выхода на 0,14 эВ).

Для наглядности на рис. 1 и 2 приведены зависимости степени отравления I/I_0 от давления при напуске воздуха при различных температурах катодов со спадом и ростом эмиссионного тока.

Рост термоэмиссионного тока и, следовательно, уменьшение работы выхода при напуске атмосферного воздуха, по-видимому, связаны с адсорбцией кислорода на поверхности вольфрама, покрытого барьером, подобно тому, как это имело

место в [5]. При увеличении процентного содержания вольфрама в гафнате бария число эмиссионно-активных центров при адсорбции кислорода возрастает, способствуя увеличению стойкости к отравлению, что и наблюдалось в проведенных экспериментах.

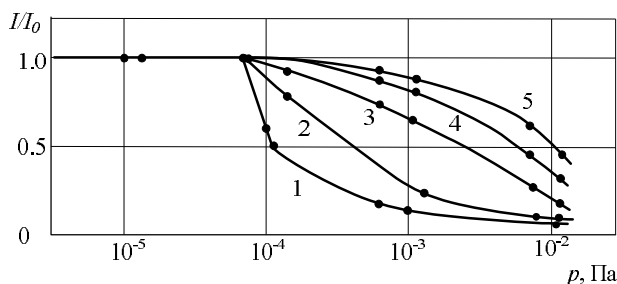


Рис. 1. Зависимости степени отравления катода 71 мас. % BaHfO_3 – 29 мас. % W от давления при напуске воздуха для различных температур T , К: 1 – 1320, 2 – 1410, 3 – 1500, 4 – 1580, 5 – 1670

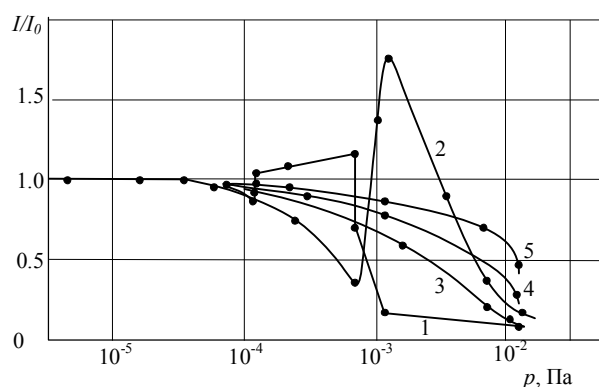


Рис. 2. Зависимости степени отравления катода 56 мас. % BaHfO_3 – 44 мас. % W от давления при напуске воздуха для различных температур T , К: 1 – 1350, 2 – 1430, 3 – 1520, 4 – 1620, 5 – 1690

Выводы

Изучена отравляемость эмиссионного материала BaHfO_3 – W при напуске атмосферного воздуха. Эмиттеры, проявляющие максимальную эмиссионную способность (20, 29, 37 мас. % W), отравляются во всех исследованных диапазонах температур и давлений. При этом для эмиттеров с более высокой

работой выхода электрона (44, 70, 87 мас. % W) в определенных диапазонах температур и давлений имеет место увеличение эмиссионной активности, что связано с образованием адсорбционных систем W–Ba–O и Hf–Ba–O. Катоды на основе BaHfO_3 – W легко реактивируются после отравления при напуске воздуха или пребывания на атмосфере.

Высокая термоэмиссионная способность, отсутствие необратимого отравления после пребывания на атмосфере позволяют рекомендовать прессованный эмиттер на основе системы гафнат бария – вольфрам для использования в полых катодах ЭРД и при выводе плазмы полого катода (например, плазмотрона) в атмосферу.

Литература

1. Оранский, А. И. Газоразрядные полые высокоэмиссионные катоды [Текст]: монография в 4 т.; под ред. А. И. Оранского / А. И. Оранский, А. С. Долгов, А. А. Таран. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2011. – Т. 1: Основы проектирования. – 256 с.
2. Высокоэффективный горячепрессованный эмиттер на основе гафната бария с вольфрамом и перспективы его использования в полном катоде [Текст] / А. А. Таран, Е. К. Островский, Н. В. Белан, А. И. Оранский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8 (16). – С. 202–206.
3. Получение, излучательные характеристики и особенности импульсной термоэмиссии катодов на основе гафната бария с вольфрамом [Текст] / А. А. Таран, Е. К. Островский, П. А. Комозынский и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 6/14. – С. 5–11.
4. Review of LaB_6 , Re-W Dispenser, and BaHfO_3 -W Cathode Development [Text] / A. Taran, D. Voronovich, S. Plankovskyy et al. // *IEEE Transactions on Electron Devices*. – 2009. – Vol. 56, no. 5. – P. 812–817.
5. Култашев, О. К. Влияние кислорода на работу выхода пленок электроположительных металлов, адсорбированных на 4d- и 5d-переходных металлах [Текст] / О. К. Култашев, А. П. Макаров, С. Е. Рожков // *Изв. АН СССР. Сер. физ.* – 1976. – Т. 40, № 12. – С. 2478–2483.

Поступила в редакцию 19.11.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

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

ОТРУЮВАНІСТЬ КАТОДНИХ МАТЕРІАЛІВ В СИСТЕМІ BaHfO₃-W ПРИ НАПУСКУ ПОВІТРЯ

А. О. Таран, О. П. Кислицын, О. В. Подшивалова

Наведено результати експериментальних досліджень отруюваності термоемісійних катодних матеріалів на основі системи гафнат барію – вольфрам з різним процентним вмістом компонентів в температурному діапазоні від 1320 до 1810 К і при тисках від $1,3 \cdot 10^{-2}$ до 10^{-5} Па при напуску повітря. Показано, що катоди з меншим вмістом вольфраму (20, 29, 37 мас. %) отруюються у всіх діапазонах температур і тисків. Для катодів з більшим вмістом вольфраму (44, 70, 87 мас. %), поряд з отруюванням, має місце зростання термоемісійного струму в деяких діапазонах температур і тисків. Останнє зумовлено адсорбцією кисню на поверхні вольфраму, вкритого барієм.

Ключові слова: катод, термоемісійний струм, гафнат барію, вольфрам, отруюваність.

POISONING OF THE CATHODE MATERIALS IN BaHfO₃-W SYSTEM AT AIR LEAKING

A. O. Taran, O. P. Kyslytsyn, O. V. Podshyvalova

The results of experimental investigations of poisoning for the thermionic cathode materials based on barium hafnate-tungsten system with different components percentage at temperature range from 1320 to 1810 K and at pressures from $1,3 \cdot 10^{-2}$ to 10^{-5} Pa under the air leaking are represented. It is shown that the cathodes with low contents of tungsten (20, 29, 37 mas. %) poison at all temperature and pressure ranges. For the cathodes with high contents of tungsten (44, 70, 87 mas. %) the increase of thermionic current takes place in some temperature and pressure ranges in addition to poisoning. The letter caused by the oxygen adsorption on tungsten surface covered by barium.

Key words: cathode, thermionic current, barium hafnate, tungsten, leaking.

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.

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

Подшивалова Оксана Владимировна – канд. физ.-мат. наук, доц., Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: o.podshyvalova@gmail.com.

УДК 621.45.024: 621.785.01

С. И. ПЛАНКОВСКИЙ, И. И. ГОЛОВИН, Ф. Ф. СИРЕНКО

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

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ ОЧИСТКИ ПОВЕРХНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБИН В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

В статье приведен обзор возможных типов загрязнений, способных возникнуть на поверхности лопаток турбин в газотурбинных двигателях, а также рассмотрены существующие на данный момент методы очистки выше указанных деталей, являющихся важной составляющей авиационного двигателя. Раскрываются проблемы образования высокотемпературных загрязнений на поверхности лопаток турбин и сложности, возникающие в процессе их удаления. Рассмотрены как положительные, так и отрицательные стороны существующих методов очистки поверхности лопаток турбин в газотурбинных двигателях, проведён их анализ и даны рекомендации по дальнейшему решению поставленной проблемы.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, термодинамическая устойчивость, методы очистки, продукты высокотемпературного окисления, сульфидная коррозия, лазерная очистка.

Введение

Надежность газотурбинных двигателей в значительной степени зависит от надежности работы лопаток турбины, поскольку они являются наиболее нагруженными деталями. Лопатки подвергаются действию статических, динамических, циклических нагрузок, а также испытывают циклические термические напряжения, они работают в условиях агрессивной газовой среды при высокой температуре и подвергаются газовой коррозии.

Лопатки ротора газотурбинных двигателей (ГТД) изготавливают из никелевых жаропрочных сплавов, которые в сочетании с конструктивным исполнением определяют допустимую температуру рабочего газа перед турбиной, влияющую на основные характеристики двигателя: тягу, экономичность, ресурс и др.

Однако эти сплавы не обеспечивают достаточной стойкости к воздействию агрессивной среды газового потока двигателя. В газовой среде содержатся агрессивные компоненты, вызывающие образование на поверхности лопаток солевого осадка и резкое увеличение скорости разрушения поверхностного слоя металла. Газовые турбины нередко работают на топливе, содержащем повышенную концентрацию серы, что приводит к постепенному накоплению на поверхности лопаток осадка соли и протеканию сульфидной коррозии.

Термодинамическая устойчивость (ТДУ) продуктов высокотемпературного (ВТ) окисления и сульфидной коррозии жаропрочных Ni-сплавов создаёт проблемы их удаления при восстановительном ремонте турбинных лопаток.

Также следует заметить, что в лопатках, дисках турбин и других деталях из жаропрочных никелевых сплавов газотурбинных авиационных двигателей и двигателей энергетических установок при эксплуатации образуются под воздействием высоких температур и напряжений нежелательные изменения структуры и повреждения их целостности. Повреждениями целостности деталей являются как наружные трещины, так и внутренние несплошности типа микропор и микронадрывов в виде клиновидных трещин, зарождение и рост которых происходит по мере развития деформации ползучести. Подобные изменения структуры и повреждения целостности неизбежно приведут к преждевременному разрушению деталей при дальнейшей их эксплуатации. Во избежание аварийной ситуации по истечении определенного срока эксплуатации (наработки) детали необходимо подвергать восстановительному ремонту.

На данный момент существуют разные способы очистки и восстановления поверхности элементов ГТД, но всем им присущи свои недостатки. Целью данной работы является анализ существующих методов очистки и восстановительного ремонта, выявление наиболее рационального и приемлемого в условия постоянной растущей потребности в экономии средств и экологичности производства.

Существующие методы очистки поверхности лопатки турбины в газотурбинных двигателях

На производстве и в процессе ремонта, как правило, сталкиваются с композицией различных

типов загрязнений. Это связано в большей мере с тем, что в процессе изготовления деталей, каждая операция обработки включает в себя множество факторов воздействия на деталь, а на этапах ремонта, возникают загрязнения, в основном, биологического характера (мелкие частицы песка, солевых отложений и т.п., в зависимости от характера эксплуатации ГТД), процесса износа деталей (стружка), использования специальных жидкостей (масла, консервационные жидкости, топлива и т.д.).

Все виды загрязнения имеют различную связь с очищаемой поверхностью. Можно выделить три основных вида связи:

1. Загрязнения, имеющие механическую связь с очищаемой поверхностью. Механическая связь происходит за счет сил трения. Например, частички стружки, шаржированные частицы абразива и т.п.

2. Загрязнения, имеющие химическую связь с поверхностью. Химические связи возникают за счет химического взаимодействия обрабатываемого материала с окружающей средой (окисные пленки, углеродистые отложения и т.д.).

3. Загрязнения, удерживаемые на поверхности за счет адгезии. Явление адгезии частиц и пленок связано с удержанием их на поверхности твердого тела за счет сил молекулярного взаимодействия, капиллярных сил в жидкости и ряда других причин. Адгезионную связь с поверхностью имеют различные лакокрасочные и жировые пленки, мелкие механические частицы.

Основная проблема, возникающая при ремонте охлаждаемых рабочих лопаток турбины и пустотелых сопловых лопаток, - очистка труднодоступных поверхностей каналов, покрытых слоем продуктов ВТ-окисления и сульфидной коррозии. Высокая ТДУ окислов к воздействию кислотных и щелочных электролитов, а также их высокая твердость не позволяют применять традиционные методы химической или гидроабразивной очистки поверхности для их последующего ремонта.

Необходимость ремонта турбинных лопаток определяется степенью деградации тонкой структуры жаропрочных сплавов, износом защитных диффузионных покрытий, развитием процессов ВТ-окисления и сульфидной коррозии, зарождением и развитием термоусталостных трещин (ТУТ).

Наиболее сложная проблема при ремонте турбинных лопаток – удаление ВТ-окислов с поверхности плотных ТУТ. Особенность ВТ-окисления Ni-сплавов, осложняющая процессы очистки, - формирование в Ni-матрице пластинчатых оксидов Al.

Существуют разные методы очистки поверхности турбинных лопаток от продуктов ВТ-окисления и сульфидной коррозии, но большинство из них заимствованы из технологии удаления керамических

стержней из пустотелых отливок и имеют присущие им недостатки.

Среди существующих методов очистки поверхности лопаток турбины можно выделить: очистка внутренних поверхностей ГТД при помощи смеси измельченного замороженного диоксана и сухого льда, промывка проточной части газотурбинного двигателя водным раствором сульфата гидроксиламина, метод автоклавной щелочной гидротермической обработки (ГТО), метод автоклавной щелочной термохимической обработки (ТХО), метод ультразвуковой очистки, восстановительная термообработка деталей в водородной атмосфере с последующим травлением в растворах кислот, метод фторуглеродной очистки фирмы Dayton Process B.V., метод лазерной очистки. Применение вышеперечисленных методов имеет как положительные, так и отрицательные стороны. Для выявления наиболее оптимального способа очистки поверхности лопатки турбины рассмотрим и проанализируем эти методы подробнее.

Промывка проточной части газотурбинного двигателя водным раствором сульфата гидроксиламина широко применялся с 1988 г. подразделениями ВВС США [1]. Согласно технологии данного метода удаление отложений с поверхности лопаток турбин двигателя происходит с использованием чистящей композиции, содержащей водный раствор сульфата гидроксиламина, хелатирующего агента. В данной чистящей композиции хелатирующий агент, это группа соединений, состоящая из сульфамата аммония, аммоний сульфида, гидроксиламин-О-сульфоновой кислоты и щелочных модификаторов. Последние изменяют кислотно-щелочной баланс pH системы до уровня между 6,5 и 14. Метод промывки проточной части ГТД водным раствором сульфата гидроксиламина предполагает наличие в корпусе двигателя специальных технологических окон, позволяющих осуществлять введение чистящей композиции непосредственно в турбину, минуя компрессор и камеру сгорания. После применения чистящей композиции необходимо промыть проточную часть двигателя водой.

Преимуществами данного метода являются возможности очистки поверхности лопаток турбин ГТД без его демонтажа, а наличие активных компонентов в чистящей композиции позволяет осуществлять очистку при комнатных температурах.

К недостаткам данного метода стоит отнести сложность приготовления чистящей композиции, дороговизну её компонентов и необходимость наличия специальных технологических окон в корпусе двигателя. Следует отметить, что данная методика была разработана для удаления абразивных частиц, песка и остатков продуктов горения с поверхности

лопаток турбин и в случае с сульфидной коррозией эффективность очистки значительно снижена.

Очистка внутренних поверхностей ГТД при помощи смеси измельченного замороженного диоксана и сухого льда проводится без демонтажа двигателя [2]. Диоксан это химическое вещество, известное также как 1,4-диоксан, диэтилендиоксид, 1,4-диоксид диэтиленгликоль. Это горючая, бесцветная жидкость, смешивающаяся с водой и большинством органических растворителей, имеющих температуру кипения $101.32\text{ }^{\circ}\text{C}$. В описанном выше методе диоксан используется в твердой форме, для этого его предварительно замораживают и измельчают. В процессе очистки ГТД он приводится в движение при помощи вспомогательной силовой установки без подачи топлива в камеру сгорания и смесь измельченного замороженного диоксана и сухого льда вбрасывается в проточную часть двигателя. Для хранения смеси в замороженном состоянии и последующего её введения в проточную часть ГТД используется специальное оборудование. Смесь диоксана и сухого льда оказывает как абразивное воздействие на поверхности лопаток турбин, так и газодинамическое. Последнее заключается в создании ударной газовой волны при таянии диоксана и сухого льда по мере прохождения их смеси вдоль тракта ГТД. Оба вышеперечисленных фактора способствуют удалению загрязнения с поверхности лопаток турбин двигателя.

Основным недостатком выше описанной технологии является взрывоопасность диоксана. Только благодаря выделению большого объема углекислого газа при таянии сухого льда возникает “пожаротушающий” эффект и возможно использование этого метода очистки. Отдельное же хранение и транспортировка диоксана по причине его взрывоопасности очень проблематичны.

Метод автоклавной щелочной гидротермической обработки (ГТО) [3 - 5] и термохимической обработки (ТХО) [6, 7] в расплаве фторидов щелочных металлов сопровождаются эффектами взаимодействия электролитов со структурными и фазовыми составляющими Ni-сплавов.

Одним из серьезных недостатков, указанных выше методов, являются образования хрупких технологических трещин в охлаждаемых монокристаллических лопатках по механизму водородного охрупчивания жаропрочных сплавов.

Характерной особенностью водородных трещин, образующихся в охлаждаемых рабочих лопатках турбины с монокристаллической макроструктурой, является их высокая плотность (ширина раскрытия, как правило, не превышает 1 мкм) и направление развития изнутри отливки без выхода на наружную поверхность пера лопатки.

Такие водородные трещины не выявляются существующими методами неразрушающего контроля. Этот дефект можно обнаружить методом люминесцентного контроля только в случае выхода водородной трещины на поверхность отливки, а также при ее вскрытии в процессе механической обработки проточной поверхности пера лопатки. В некоторых случаях трещины были обнаружены после обкатки лопаток на двигателе (рис. 1). Случай множественного поражения отливки рабочей лопатки водородными трещинами, приведшего к ее разрушению в процессе автоклавного выщелачивания керамических стержней, приведен на рис. 2а и 2б.

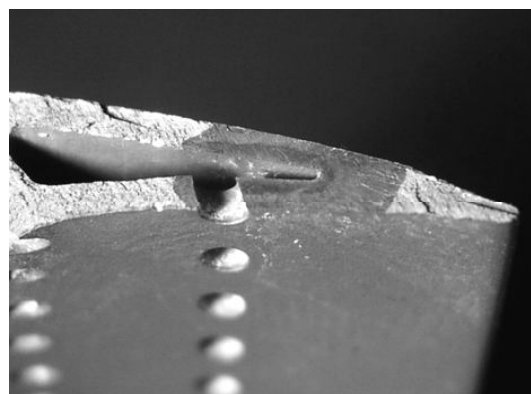


Рис. 1. Водородные трещины в монокристаллических лопатках ТВД. Трещина, выявленная после сдаточных испытаний двигателя Д-18Т

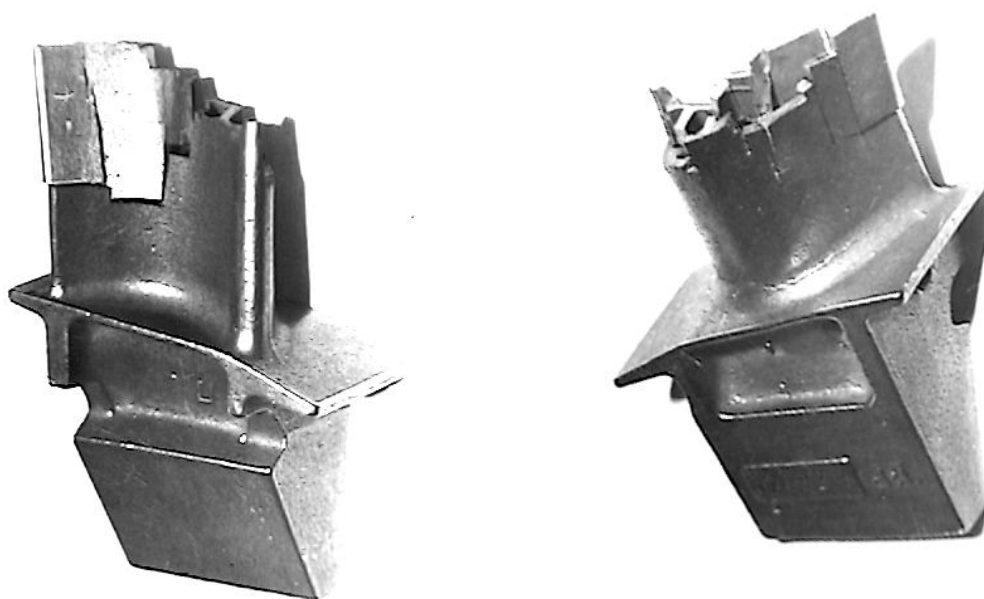
Ультразвуковая очистка – способ очистки поверхности твердых тел, при котором в моющий раствор вводятся ультразвуковые колебания. Введение ультразвука позволяет не только ускорить процесс очистки, но и получить высокую степень чистоты поверхности, а также заменить ручной труд, исключить пожароопасные и токсичные растворители [8].

Метод ультразвуковой очистки можно разделить на три направления:

- ультразвуковая очистка в ваннах;
- направленная ультразвуковая очистка;
- контактная ультразвуковая очистка.

Наибольшее распространение получила ультразвуковая очистка в ваннах из-за ее универсальности. Для очистки поверхности лопатки турбины широко применяются ультразвуковые ванны, которые работают на частоте от 20 до 40 кГц при интенсивности излучения в моющую среду до $2,5\text{ Вт/см}^2$. Ультразвуковая очистка в таких ваннах эффективна, в основном, для наружных поверхностей деталей.

Ультразвуковая очистка осложнена на практике из-за требований и ограничений, накладываемых на технологические моющие среды, применяемые для ультразвуковой очистки:



а

б

Рис. 2. Водородные трещины в монокристаллических лопатках ТВД.
Разрушение отливки лопатки в процессе выщелачивания керамического стержня

1. Наличие хорошей смачиваемости загрязнений и очищаемой поверхности.
2. Разрушение связи загрязнений с поверхностью и перевод загрязнений в раствор.
3. Стабилизация загрязнений в моющем растворе с целью предотвращения их ресорбции.
4. Минимальное воздействие на человека.
5. Моющая среда не должна вступать в химическое взаимодействие с материалом очищаемой детали.
6. Моющая среда должна быть полностью биоразлагаемой.

В результате восстановительной термообработки деталей в водородной атмосфере с последующим травлением в растворах кислот, применяемых для удаления защитных диффузионных покрытий [9] оксиды сульфидной коррозии и ВТ-окисления превращаются в полиметаллическую губку вследствие восстановления части переходных металлов, таких, как Ni, Co и Mo. Более устойчивые оксиды Al_2O_3 , Cr_2O_3 , TiO_2 присутствуют в составе полиметаллической губки в форме вкраплений.

Пористая структура восстановленной губки и полиметаллический гетерофазный состав позволяют растворить её в водных кислотных электролитах. Однако высокая ТДУ оксидов Ti и Al в водной среде не позволяет очищать таким способом плотные ТУТ, а макротравление деталей турбины для контроля качества очистки поверхности нарушает геометрию контактных поверхностей хвостовиков тур-

бинных лопаток.

Более эффективный способ очистки лопаток турбины ГТД от продуктов сульфидной коррозии и ВТ-окисления – метод фторуглеродной очистки фирмы Dayton Process B.V. Недостаток процесса – травление основного металла лопаток газообразной фтористоводородной кислотой с образованием летучих фторидов металлов, с появлением пористости на поверхности очищенных трещин и потерей геометрии контактных поверхностей “ёлки” хвостовика.

Метод лазерной очистки поверхности лопаток турбин состоит в удалении поверхностных загрязнений путем их перевода в газообразную или пылевую фракцию за счет лазерного нагрева [10].

Процессы лазерного нагревания, испарения и абляции материала с образованием плазмы, а также быстрое тепловое расширение и возникновение ударных волн лежат в основе механизмов лазерной очистки, в то время как свечение плазмы и акустический сигнал в воздухе могут быть использованы для контроля режимов и степени очистки.

В случае, когда очистка носит испарительный характер, большая часть энергии лазерного излучения тратится на нагрев поверхности – повышение потенциальной энергии поверхностных атомов и молекул и меньшая – на сообщение им кинетической энергии – тепловых скоростей, с которыми испаренные частицы собственно и удаляются с поверхности. При ударном механизме очистки примеси удаляют-

ся за счет возбуждения в материале ударной волны и улетают вместе с волной разгрузки в мелкодисперсной пылевой фракции; в этом случае температура нагрева значительно ниже, а скорости разлета, как правило, выше за счет того, что большая доля энергии лазерного излучения переходит в кинетическую энергию частиц.

Для метода лазерной очистки характерен такой недостаток, как низкое значение КПД технологических лазеров, которое составляет для твердотельных лазеров с ламповой накачкой 2-5% и для газовых CO₂-лазеров 8-12%. Ситуация коренным образом изменилась в результате разработки и освоения серийного выпуска нового поколения лазеров – волоконных одномодовых с непрерывной выходной мощностью до 2 кВт, а также волоконных маломодовых и многомодовых лазеров соответственно до 10 кВт и до 50 кВт непрерывной выходной мощности, с КПД до 30%, благодаря чему их эксплуатационные расходы на энергопотребление и охлаждение оказываются в 3-5 раз меньше, чем у CO₂-лазеров и примерно в 20-50 раз меньше, чем у твердотельных лазеров с ламповой накачкой. Волоконные лазеры, оснащенные оптоволоконными системами доставки излучения лазера в зону обработки и имеющие небольшие геометрические размеры, открыли новую технологическую страницу развития и внедрения лазерных технологий в машиностроении и родственных ей отраслях промышленности. Отсутствие в волоконных лазерах юстируемых узлов, а также расходных элементов и материалов обеспечивает высокую надежность их работы, и в процессе эксплуатации такие лазеры не требуют дорогостоящего обслуживания [11].

Более чем восьмилетний опыт эксплуатации оптоволоконных лазеров в промышленности США показал их высокую технико-экономическую эффективность [12].

Заключение

Рассмотрена актуальная проблема очистки поверхности лопатки турбины в газотурбинном двигателе. Решение этой проблемы позволит расширить границы применения деталей газотурбинного двигателя, что в свою очередь снизит его эксплуатационные расходы. Как показал выполненный обзор, в настоящее время нет общепризнанной технологии очистки поверхности лопатки турбин от продуктов высокотемпературного (ВТ) окисления и сульфидной коррозии жаропрочных Ni-сплавов.

Как уже было описано выше, в большинстве случаев очистка поверхности лопаток турбин производится с применением жидких химических реагентов, требующих материальных затрат, дальнейшей

утилизации и загрязняющих окружающую среду. Обслуживающий персонал, осуществляющий текущий ремонт и очистку поверхности лопатки турбины подвергается дополнительной опасности при работе с указанными жидкими химическими реагентами. Как обсуждалось в предыдущем разделе существующие методы очистки поверхности лопатки турбины имеют свои недостатки и порой приводят к возникновению разрушений и локальных деформаций в очищаемых образцах. И в заключение, после проведения очистки требуется провести работы по сборке и балансировке ротора турбины.

Лазерная очистка поверхности пера лопатки (рис. 3) с такой задачей справляется достаточно высокопроизводительно и к тому же иногда придает дополнительные свойства очищенному сплаву за счет специфической модификации поверхностного слоя.



Рис. 3. Очистка турбинных лопаток от эксплуатационных загрязнений.
Очищенная лопатка

В условиях производства очень важным фактором является возможность быстрого перехода с обработки одного вида деталей на другой или перехода с одного рабочего места на другое. Лазерный пучок в сочетании с современными средствами компьютерного управления позволяет реализовать эти возможности. Перевод лазерной обработки материалов с одного рабочего места на другое или с одного технологического процесса на другой может составлять несколько секунд, в этом проявляется гибкость лазерного пучка, как технологического инструмента.

Производительность лазерной обработки обеспечивается ее высокой скоростью – скорость резки до 1000 см/мин, скорость сварки до 30 см/сек, скорости термообработки до 200 см²/мин позволяют

судить о лазерном пучке, как о высокопроизводительном обрабатывающем инструменте.

Применение мобильных лазерных установок для выполнения очистки лопаток турбин делает возможным производить очистку без демонтажа лопаток. Это существенно сокращает время выполнения регламентных работ и, соответственно, позволяет экономить средства за счет уменьшения времени простоя дорогостоящего оборудования.

Остаётся неясным точное значение плотности мощности лазерного пучка и длина его импульса в зависимости от вида детали и степени загрязнения. Данный вопрос может послужить темой для дальнейшего исследования.

В связи с решением поставленной задачи возникнет вопрос о возможности контроля степени очистки поверхности детали. Известно, что при взаимодействии лазерного излучения (с параметрами, характерными для процесса лазерной очистки) с металлом тонкий поверхностный слой быстро разогревается и возникает «лазерная искра», излучающая свет. Спектр излучаемого света несёт информацию о химическом составе поверхности. Для ответа на вопрос, возможно ли это явление использовать в целях контроля качества очистки, необходимо более подробно изучить данную проблему.

В начале данной статьи был затронут вопрос о восстановлении поверхности элементов ГТД. Вышеназванный процесс связан с дозированным удалением изношенного покрытия с поверхности детали, толщина которого может составлять несколько микрон. Большинство из рассмотренных методов очистки не способны дать желаемый результат по данному вопросу. Следует отметить, что свойства лазерного излучения, как универсального инструмента, проявляются в самых различных технологических возможностях обработки материалов, таких как локальность обработки в пространстве и во времени, прецизионность.

Локальность обработки в пространстве и во времени заключается в возможности сосредоточить энергию лазерного излучения мощностью в мегаватты в объеме от нескольких десятков до нескольких сот микрон и во времени несколько десятков пикосекунд. Столь высокая локальность позволяет обрабатывать строго определенные участки детали с минимальными зонами термического влияния.

Прецизионность перемещения пучка лазера в пространстве обеспечивается компьютерными системами управления и механизмами перемещения, например, роботами, координатными столами, которые обеспечивают точность позиционирования от микрона до сотен микрон. Столь высокие точности перемещения позволяют обеспечивать высокую технологическую воспроизводимость технологиче-

ских процессов.

Возможно, применение лазера позволит справиться с задачей восстановления поверхности элементов ГТД. Более подробное изучение данной проблемы позволит нам ответить на этот вопрос.

Литература

1. Пат. 4713120 А Соединённые Штаты Америки. Метод очистки газотурбинных двигателей [Текст] / Генри М. Х., Виллиамс А. К.; Заявитель и патентообладатель Объединённая технологическая корпорация "A Corp. Of Dehatford", Коннектикут. – № 004517/0723; заявл. 01.29.1986; опубл. 02.13.1986, Бюл. № 7. – 5 с.: ил.
2. Пат. 3074822 А Соединённые Штаты Америки. Метод очистки газовых турбин [Текст] / Волк У. К., Волкер Ф. И.; Заявитель и патентообладатель компания "Dudley Develbiss". – № 24,150; заявл. 22.04.1960; опубл. 21.01.1963, Бюл. № 28. – 9 с.: ил.
3. Пат. 2151026 С1 Российская Федерация, МПК 7 В 22 F 3/14. Изостат для обработки материалов в жидкости [Текст] / Сноп В. И.; Заявитель и патентообладатель Губенко Л. А., Сноп В. И. – № 99123273/02; заявл. 10.11.1999; опубл. 20.06.2000, Бюл. № 21. – 5 с.: ил.
4. Пат. 2166409 С1 Российская Федерация, МПК 7 В 22 F 3/14. Силовой модуль автоклава [Текст] / Сноп В. И.; Заявитель и патентообладатель Губенко Л. А., Сноп В. И. – № 2000127681/02; заявл. 10.05.2001; опубл. 10.05.2001, Бюл. № 6. – 7 с.: ил.
5. Пат. 2245220 С1 Российская Федерация, МПК 7 В 22 F 3/14. Изостат для обработки материалов и способ удаления керамического материала из металлических изделий с его использованием [Текст] / Сноп В. И.; Заявитель и патентообладатель Общество с ограниченной ответственностью "Автоклавы высокого давления и температуры". – № 2003134260/02; заявл. 26.11.2003; опубл. 27.01.2005, Бюл. № 11. – 4 с.: ил.
6. А.с. 1819296 АЗ СССР, МКИ 5С23G1/28. Расплав для очистки отливок от керамики [Текст] / Садреев Э. С., Логунов А. В., Шайдунов В. С., Белова Л. П., Егорова Г. Г., Харитонова В. П., Хлыстов Е. Н.; Заявитель и патентообладатель Уральский филиал научно-исследовательского института технологии и организации производства двигателей, Пермский филиал Государственного института прикладной химии. – № 4719125/26; заявл. 18.07.1989; опубл. 18.07.1989, Бюл. № 18. – 8 с.: ил.
7. Садреев, Э. С. Технология очистки внутренних полостей монокристаллических лопаток ГТД от керамики в расплаве фтористых солей [Текст] / Э. С. Садреев // *Авиационная промышленность*. – 2003. – № 1. – С. 43-45.
8. Голямина, И. П. Ультразвук [Текст] / И. П. Голямина. – М.: Изд-во «Советская энциклопедия», 1979. – 400 с.

9. Пат. 46104 Украина, МПК С 23 G 1/08. Способ очищения деталей с жаропрочных сплавов [Текст] / Орлов М. Р. ; Заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество "Мотор Сич". – № 98105492 ; заявл. 20.10.98 ; опубл. 15.08.2002, Бюл. № 5. – 6 с. : ил.

10. Лазерная очистка в машиностроении приборостроении [Текст]: учеб. пособие / В. П. Вейко, В. Н. Смирнов, А. М. Чирков, Е. А. Шахно. – СПб : НИУ ИТМО, 2013. – 103 с.

11. Смирнов, В. Н. Очистка лазерным излучением [Текст] / В. Н. Смирнов, А. И. Скрипченко, В. М. Медвецкий // РИТМ. – 2008. – № 5. – С. 64-66.

12. Gapontsev, Valentin. Industrial Laser Solutions [Электронный ресурс] / Valentin Gapontsev // IPG Photonics. – Режим доступа: <http://www.industrial-lasers.com/articles/2006/03/ipg-photonics-announces-improved-2005-results.html>. – 03.20.2006.

Поступила в редакцию 31.10.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. технологии производства авиационных двигателей А. И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ІСНУЮЧИХ МЕТОДІВ ОЧИЩЕННЯ ПОВЕРХНІ ЛОПАТОК ТУРБІНИ У ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНАХ

С. І. Планковський, І. І. Головін, Ф. Ф. Сіренко

В статті наведено огляд існуючих типів забруднення, спроможних виникнути на поверхні лопаток турбін у газотурбінних двигунах, а також розглянуто сучасні методи очищення згаданих деталей, що є важливою частиною авіаційного двигуна. Розкриваються проблеми утворення високотемпературних забруднень на поверхні лопаток турбін та складності, які виникають у процесі їх видалення. Розглянуто як позитивні, так і негативні сторони існуючих методів очищення поверхні лопаток турбін у газотурбінних двигунах, проведено їх аналіз та додано рекомендації стосовно подальшого вирішення існуючої проблеми.

Ключові слова: газотурбінний двигун, термодинамічна стійкість, методи очищення, продукти високотемпературного окислення, сульфідна корозія, лазерне очищення.

CONSIDERING OF THE EXISTENT TECHNIQUES OF CLEANING TURBINE BLADE SURFACE IN GAS TURBINE ENGINES

S. I. Plancovskyy, I. I. Golovin, F. F. Sirenko

This article shows the review of possible types of pollution which can appear on the surface of turbine blades in gas turbine engines. Moreover, considered were techniques of cleaning abovementioned parts being important element of aircraft engine. Formation problems of high-temperature pollution on the surface of turbine blades and complications arising during their removal are revealed. Both positive and negative aspects of existing techniques of cleaning turbine blade surface in gas turbine engines were considered. The techniques analysis was conducted and recommendation on further solution of given problem were presented.

Key words: gas turbine engine, thermodynamic stability, techniques of cleaning, product of high-temperature corrosion, sulfide corrosion, laser cleaning.

Планковский Сергей Игоревич – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры технологии самолёто- и вертолётостроения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sergplank@gmail.com.

Головин Иван Иванович – аспирант кафедры технологии самолёто- и вертолётостроения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: golovinii@yandex.ru.

Сиренко Феликс Феликсович – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 629.7.023

М. Е. ХАРЧЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННОСТИ, ТЕРМОНЕРАВНОВЕСНОСТИ И ФОРМОСТАБИЛЬНОСТИ УГЛЕПЛАСТИКОВЫХ ОБШИВОК И ТРЕХСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ С УГЛЕСОТОПЛАСТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Проведен комплекс исследований самоуравновешенного технологического напряженно-деформированного состояния, возникающего после высокотемпературного формования обшивок из углепластика и трехслойных панелей с углесотопластом термонеровновесной структуры на базе конечно-элементных моделей. Приводятся результаты взаимосвязей напряженности, формостабильности и термонеровновесности структуры обшивок и трехслойных панелей, сформированных из монослоев различных схем армирования и толщины. Показано, что толщина монослоев не влияет на уровень максимальной напряженности, в то время как формостабильность существенно снижается пропорционально суммарной толщине вследствие увеличения жесткости обшивки.

Ключевые слова: обшивки и трехслойные панели, углепластик, углесотопласт, технологическое напряженно-деформированное состояние, конечноэлементные модели, напряженность, формостабильность.

Введение

Как показано в работах [1–4], специфическим требованием к конструкциям, эксплуатируемым в условиях открытого космоса, является их формо-размеростабильность при силовых и температурных воздействиях.

Наиболее полно отвечают этим требованиям изделия из полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе углеродных волокон, обладающих высокой удельной жесткостью и прочностью, низким коэффициентом линейного температурного расширения при рациональном выборе конструктивно-технологических решений агрегата, включающих схемы армирования, структуры слоев, технологию формования и тип конструкции [5–7]. В этом классе изделий широко используются трехслойные панели с углесотопластовым наполнителем [3, 5–6].

Особенностью обшивок и трехслойной панели в целом является тот или иной уровень напряженно-деформированного состояния (НДС), возникающего в процессе их изготовления и эксплуатации – напряженность, снижающая несущую способность конструкции при силовых и температурных воздействиях. Напряженность и формостабильность взаимосвязаны между собой и с термонеровновесностью структуры изделия.

В связи с этим, ниже, на основе конечноэлементных математических моделей, успешно апробированных нами ранее, проведены исследования

этих взаимосвязей для обшивок из углепластика и трехслойных панелей с углесотопластом.

Постановка задачи

Поиск рационального варианта конструкции обшивки возможен в рамках регламентированного критерия совершенства (как правило, это минимум массы) при конструктивных параметрах толщины монослоя δ_i и угла армирования его в пакете φ_i , которые удовлетворяют ограничениям по уровню напряженности ψ и формостабильности W . Уровень напряженности конструкции ψ в основном зависит от характеристик материала монослоя и внешних воздействий.

При технологических воздействиях НДС многослойной обшивки зависит от способа ее формования.

Для холодного отверждения характерно отсутствие технологического НДС и нарушения геометрических характеристик обшивки. При эксплуатационных нагрузках ψ и W определяются только эксплуатационными внешними воздействиями, граничными условиями, внешней геометрией конструкции и характеристиками распределения материала δ_i, φ_i .

Для горячего отверждения технологическое НДС определяется режимом отверждения (ΔT), характеристиками материала монослоя и распределением материала φ_i .

При эксплуатации НДС изделия складывается из суммы трех НДС: технологического σ_T , которое присутствует в конструкции при отсутствии внешних воздействий на нее и является следствием технологического процесса получения изделия, силового эксплуатационного σ_{Σ}^C и силового теплового σ_{Σ}^T .

Технологическое воздействие при горячем отверждении может быть смоделировано равномерным охлаждением конструкции на перепад температур ΔT от температуры формования до нормальной температуры.

В качестве базового варианта рассматривается обшивка размерами 500x500 мм, состоящая из двух монослоев $\delta=0,12$ мм, подверженная охлаждению на температуру $\Delta T=100^\circ\text{C}$.

Коэффициентом напряженности является численное значение критерия прочности Хилла [10]

$$\psi = \left(\frac{\sigma_x}{\sigma_{B1}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_y}{\sigma_{B2}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy}}{\tau_{B12}} \right)^2 - \frac{\sigma_x \sigma_y}{\sigma_{B1}^2}, \quad (1)$$

где σ_x , σ_y , τ_{xy} и σ_{B1} , σ_{B2} , τ_{B12} - соответственно напряжения, действующие в осях ортотропии ПКМ и пределы прочности однонаправленного монослоя вдоль и поперек армирования в его плоскости.

В качестве показателя (уровня) формостабильности принято максимальное линейное перемещение в поперечном направлении W .

Характеристики материала монослоя приняты равными приведенным в работе [11]:

- модуль упругости при растяжении вдоль волокон $E_1 = 100$ ГПа;
- модуль упругости поперек волокон $E_2 = 10$ ГПа;
- модуль сдвига $G_{12} = 6$ ГПа;
- коэффициент Пуассона $\mu_{12} = 0,35$;
- коэффициент температурного линейного расширения вдоль волокон $\alpha_1 = 0$;
- коэффициент температурного линейного расширения поперек волокон $\alpha_2 = 30 \cdot 10^{-6} / \text{град}$;
- предел прочности при растяжении вдоль волокон $\sigma_{B1}^{\oplus} = 900$ МПа;
- предел прочности при сжатии вдоль волокон $\sigma_{B1}^{-} = 700$ МПа;
- предел прочности при растяжении поперек волокон $\sigma_{B2}^{\oplus} = 500$ МПа;
- предел прочности при сжатии поперек волокон $\sigma_{B2}^{-} = 120$ МПа;
- предел прочности при сдвиге $\tau_{B12} = 75$ МПа.

Моделирование производилось с использованием конечноэлементного пакета многослойными четырехузловыми элементами.

Результаты исследований

1. В качестве базовой структуры обшивки рассматривается укладка монослоев под углами $\varphi = 0^\circ$, 90° . Толщина клеевого слоя не учитывалась.

Максимальные коэффициенты напряженности ψ и уровни формостабильности W в двухслойной обшивке при различных углах укладки монослоев при заневолненном в оснастке и освобожденном из нее состоянии (здесь и далее – закрепление на все степени свободы в центральном узле) приведены в табл. 1, а картины ее деформирования показаны на рисунке.

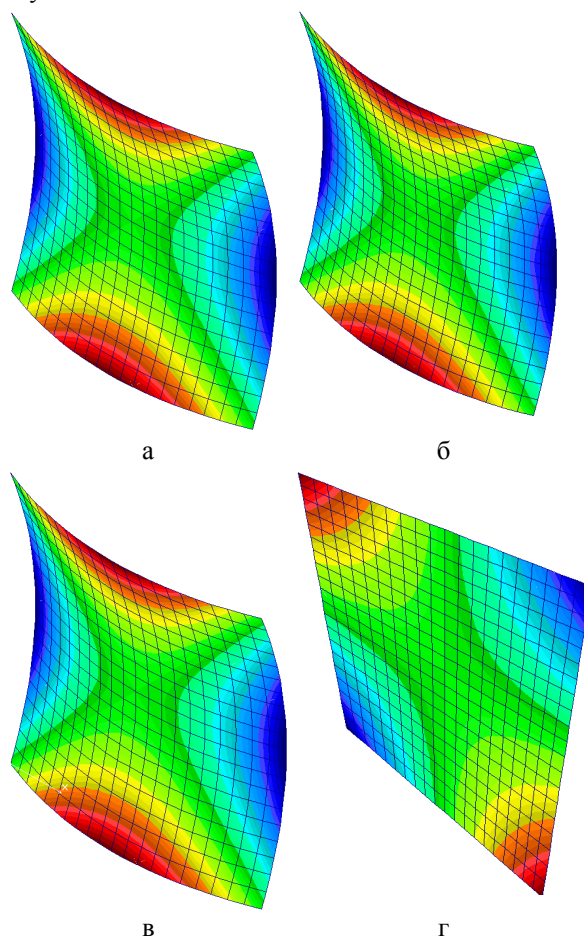


Рис. Картина деформированного состояния обшивки при различных углах укладки монослоев после освобождения из оснастки:

а – $\varphi = 0^\circ, 90^\circ$; б – $\varphi = \pm 15^\circ$;
в – $\varphi = \pm 30^\circ$; г – $\varphi = \pm 45^\circ$

2. Влияние толщины монослоев на технологическое НДС обшивки. В качестве базовой структуры обшивки рассматривалась укладка монослоев под углами $\varphi = 0^\circ, 90^\circ$. В табл. 2 приведены максималь-

ные коэффициенты напряженности и уровни формостабильности при различных толщинах монослоев двухслойной обшивки в заневоленном и освобожденном состояниях.

Таблица 1

Максимальные коэффициенты напряженности и уровни формостабильности двухслойной обшивки при различных углах укладки монослоев в заневоленном и свободном состояниях

Углы укладки	Заневоленное состояние		Свободное состояние	
	$\psi_{\max}$	$W_{\max}$, мм	$\psi_{\max}$	$W_{\max}$, мм
0°, 90°	0,052	0	0,033	387
±15°	0,0144			387
±30°	0,04			387
±45°	0,0477			775

Таблица 2

Максимальные коэффициенты напряженности и уровни формостабильности двухслойной обшивки при различной толщине монослоев в заневоленном и свободном состояниях

Толщина монослоев, мм	Заневоленное состояние		Свободное состояние	
	$\psi_{\max}$	$W_{\max}$, мм	$\psi_{\max}$	$W_{\max}$, мм
0,06	0,052	0	0,033	775
0,12				387
0,2				194

3. Влияние размеров обшивки на технологическое НДС обшивки.

3.1. В качестве базовой структуры обшивки рассматривается толщина монослоев $\delta=0,12$ мм, укладка монослоев под углами $\varphi=0^\circ, 90^\circ$.

Для панели размерами 500х500 мм получено:

– в заневоленной обшивке максимальный коэффициент напряженности $\psi=0,052$ ($W=0$);

– в освобожденной из оснастки обшивке $\psi=0,033$; $W=387$ мм.

Для панели размерами 1000х1000 мм имело место:

– в заневоленной обшивке максимальный коэффициент напряженности $\psi=0,052$ ($W=0$);

– в освобожденной из оснастки обшивке $\psi=0,033$; $W=1550$ мм.

3.2. Для обшивки размерами 500х500 мм состоящей из шести монослоев подверженной охлаждению на температуру $\Delta T=100^\circ\text{C}$ при укладке монослоев под углами $\varphi=\pm 45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, \mp 45^\circ$, получено:

– в заневоленной обшивке максимальный коэффициент напряженности $\psi=0,186$ ($W=0$);

– в освобожденной из оснастки обшивке $\psi=0,049$; $W=28,2$ мм;

– для свободно опертой по кромкам обшивки (монтаж на каркас) $\psi=0,048$; $W=0,434$ мм.

4. Формирование трехслойной панели с углестопластовым наполнителем. В случае сборки, состоящей из двух обшивок, углестопласта (УСП) и клеевых слоев, использована модель слоистой пластины. Характеристики монослоя, как и ранее, приняты в соответствии с работой [11]. Характеристики УСП соответствуют приведенным в [8]: $a_c=5$ мм; $h=10$ мм; схема армирования УСП $\pm 45^\circ$; $E_3=2,68$ ГПа; $G_{13}=1210$ МПа; $G_{23}=842$ МПа.

Остальные недостающие характеристики приняты такими: $E_1=100$ МПа; $E_2=100$ МПа; $G_{12}=100$ МПа; $\mu_{12}=0,1$; $\alpha_1=0$; $\alpha_2=0$; $\sigma_{b1}^{\oplus}=0,5$ МПа; $\sigma_{b1}^{-}=0,5$ МПа; $\sigma_{b2}^{\oplus}=0,5$ МПа; $\sigma_{b2}^{-}=0,5$ МПа; $\tau_{b12}=0,25$ МПа.

Для клеевого слоя характеристики приняты в соответствии с приведенными в работе [13]: $E_1=3,5$ ГПа; $G_{12}=1,46$ ГПа; $\mu_{12}=0,2$; $\alpha_1=0$; $\alpha_2=0$.

Остальные характеристики приняты такими: $\sigma_{b1}^{\oplus}=20$ МПа; $\sigma_{b1}^{-}=20$ МПа; $\sigma_{b2}^{\oplus}=20$ МПа; $\sigma_{b2}^{-}=20$ МПа; $\tau_{b12}=20$ МПа.

Трехслойная панель размерами 500х500 мм рассматривалась в соответствии со следующей КСС:

– толщина монослоев $\delta=0,12$ мм и схема их армирования $0^\circ, 90^\circ$;

– высота УСП $h=10$ мм; схема армирования УСП $\pm 45^\circ$;

– толщина клеевого слоя $\eta=0,12$ мм.

Анализ НДС этой трехслойной панели как термомеханической структуры с последовательностью расположения монослоев, клея и УСП ($[0^\circ, 90^\circ, \text{клей}, \text{УСП}, \text{клей}, 90^\circ, 0^\circ]$), так и термомеханической ($[0^\circ, 90^\circ, \text{клей}, \text{УСП}, \text{клей}, 0^\circ, 90^\circ]$) показал, что изменение коэффициентов напряженности по слоям заневоленной и освобожденной из оснастки панели одинаково (табл. 3).

4.1. В случае высокомодульного (жесткого) клея с характеристиками [12]: $E_1=15,6$ ГПа; $G_{12}=6,5$ ГПа; $\mu_{12}=0,2$; $\alpha_1=0$; $\alpha_2=0$ и остальными характеристиками, равными $\sigma_{b1}^{\oplus}=20$ МПа; $\sigma_{b1}^{-}=20$ МПа; $\sigma_{b2}^{\oplus}=20$ МПа; $\sigma_{b2}^{-}=20$ МПа; $\tau_{b12}=20$ МПа), получены также результаты, выявившие одинаковый характер изменения в занево-

ленной конструкции и свободной максимального коэффициента напряженности по слоям (табл. 4, укладка $[0^\circ, 90^\circ, \text{клей}, \text{УСП}, \text{клей}, 90^\circ, 0^\circ]$).

Таблица 3

Изменение коэффициента напряженности по слоям заневоленной и свободной трехслойной панели

Номер слоя	ψ
1	0,048
2	0,048
3	0,005
4	0,0055
5	0,005
6	0,048
7	0,048

Таблица 4

Изменение коэффициента напряженности по слоям заневоленной и свободной трехслойной панели

Номер слоя	ψ
1	0,05
2	0,05
3	0,079
4	0,004
5	0,079
6	0,05
7	0,05

4.2. В случае сборки, состоящей из двух обшивок, УСП и клеевых слоев, которыми соединяются обшивки с заполнителем, и использовании для УСП модели массива, а для обшивок – модели многослойной обшивки, для характеристик монослоя, УСП и клея, приведенных выше, получены следующие результаты.

В заневоленной конструкции максимальный коэффициент напряженности по слоям приведен в табл. 5 (укладка $[0^\circ, 90^\circ, \text{клей}, \text{УСП}, \text{клей}, 90^\circ, 0^\circ]$).

Таблица 5

Коэффициент напряженности по слоям заневоленной конструкции

Номер слоя	ψ
1	0,048
2	0,048
3	0,005
4	0,005
5	0,005
6	0,048
7	0,048

Для освобожденной из оснастки конструкции коэффициент напряженности по слоям приведен в табл. 6 (укладка $[0^\circ, 90^\circ, \text{клей}, \text{УСП}, \text{клей}, 90^\circ, 0^\circ]$).

Для освобожденной из оснастки конструкции изменение коэффициента напряженности по слоям идентично приведенному в табл. 6.

Таблица 6

Коэффициент напряженности по слоям свободной конструкции

Номер слоя	ψ
1	0,05
2	0,05
3	0,05
4	0,0075
5	0,05
6	0,05
7	0,05

5. Исследование термонеровесных обшивок размерами 500x500 мм, состоящих из шести монослоев с различными толщинами. Для обшивок с различными толщинами монослоев значения ψ одинаковы и приведены в табл. 7.

Таблица 7

НДС тонкой обшивки в зависимости от термонеровесности ξ структуры ПКМ

Граничные условия	Структура обшивки		$[\pm 45^\circ; 0^\circ; 0^\circ; \mp 45^\circ]$	$[\pm 45^\circ; 0^\circ; 90^\circ; \mp 45^\circ]$	$[45^\circ; 0^\circ; -45^\circ; -45^\circ; 90^\circ; 45^\circ]$	$[0^\circ; \pm 45^\circ; \mp 45^\circ; 90^\circ]$
	ξ		0	0,167	0,334	0,5
Заневоленная	ψ_z		0,048	0,048	0,048	0,05
	ψ_c		0,048	0,049	0,055	0,047
Свободная	W, мм	$\delta = 0,02$ мм	0	169	342	346
		$\delta = 0,03$ мм	0	109	228	227
		$\delta = 0,06$ мм	0	56	114	115
		$\delta = 0,12$ мм	0	28	57	58

Выводы

Проведенные исследования позволяют сделать следующие выводы по соответствующим пунктам результатов.

1. В освобожденной из оснастки обшивке коэффициент напряженности сохраняется, снижаясь для случая, рассмотренного в п.1 в 2,575 раза.

2. При различных углах укладки структуры из двух монослоев в заневоленном состоянии обшивки после формования и охлаждения на $\Delta T=100^\circ\text{C}$ коэффициент напряженности сначала снижается в 3,6 раза при переходе от структуры $[0^\circ, 90^\circ]$ к структуре $[\pm 15^\circ]$, а затем снова возрастает, приближаясь при структуре $[\pm 45^\circ]$ к значению структуры $[0^\circ, 90^\circ]$, оставаясь ниже нее в 1,09 раза. При этом формостабильность W остается постоянной до структуры $[\pm 45^\circ]$, при которой она снизилась в 2 раза.

3. Толщина монослоев не влияет на уровень максимальной напряженности в заневоленной и свободной обшивках, в то время как формостабильность существенно снижается пропорционально суммарной толщине вследствие увеличения жесткости обшивки.

4. Напряженность не изменяется при пропорциональном изменении размеров панели, в то время как ее формостабильность с ростом размеров растет.

5. В исследованных пределах уровней термонебалансности трехслойной структуры панели коэффициент напряженности в слоях остается постоянным, а формостабильность остается абсолютной ($W=0$) у панели, извлеченной из оснастки.

Характеристики высокомодульного клея не приводят к изменению выводов о характере деформирования панели, однако уровень термонапряженности в клее существенно растет (в 15 раз) по сравнению с низко модульным клеем.

6. У обшивок, состоящих из одинакового числа монослоев различной толщины и степени термонебалансности ξ (0; 0,167; 0,384; 0,5) в заневоленном состоянии уровень напряженности ψ одинаков, а в свободном состоянии изменяется в пределах 12...17 % от наибольшей величины.

При этом формостабильность снижается, приближаясь при степени термонебалансности $\xi=0,5$ к постоянному значению вследствие роста жесткости пакета при соответствующем увеличении его толщины. Так, при увеличении толщины монослоя и общей толщины пакета в 6 раз, формостабильность при $\xi=0,5$ увеличивается в 8 раз.

Литература

1. Халиманович, В. И. Сотовые конструкции для космических аппаратов связи и навигации: опыт проектирования и изготовления [Текст] / В. И. Халиманович, Ф. К. Синьковский, Н. Н. Ишенина // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов III междунар. науч.-практич. конф., Днепрпетровск 27 – 29 мая 2009 г. Укр. НИИ технологии машиностроения. – Днепрпетровск, 2009. – С. 161 – 171.

2. Лихачев, А. Н. Проблемы моделирования размеро- и формостабильных конструкций из композиционных материалов с учетом особенностей технологии их изготовления [Электронный ресурс] / А. Н. Лихачев // Тр. 1-ой междунар. науч.-практич. конф. «Компьютерные технологии в проектировании и производстве конструкций из композиционных материалов». 7 – 8 апреля 2009 г. – СПб. : СП ЗАО «Би Питон». – 32 с. – Режим доступа: <http://www.bee-piton.ru/VOLENMEN.pdf>. – 1.12.2012.

3. Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначения [Текст] / В. А. Коваленко, А. М. Потапов, Л. М. Потапович и др. // Перспективы космических исследований Украины: сб. статей. – К. : Академперіодика, 2011. – С. 202 – 205.

4. Сотовые конструкции космических аппаратов [Текст] / М. Г. Добрушина, В. В. Кавун, Ю. А. Кореннов и др. // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов IV междунар. науч.-практич. конф., Днепрпетровск 1 – 3 июня 2011 г. Укр. НИИ технологии машиностроения. – Днепрпетровск, 2011. – С. 123 – 129.

5. Соты на основе углеродного наполнителя для космической техники [Текст] / В. И. Сливинский, В. Е. Гайдачук, А. В. Кондратьев, В. В. Гаврилко, М. Е. Харченко // Решетневские чтения: сб. материалов XVI междунар. науч. конф. – Красноярск : 7 – 9 ноября 2012. – Ч. 1. – С. 89 – 91.

6. Carbon honeycomb plastics as light-weight and durable structural material [Text] / V. I. Slyvynskiy, A. I. Alyamovskiy, A. V. Kondratjev, M. E. Kharchenko // 63-th International Congress 2012. – Naples, Italy. – IAC-12, C2, 4, 6. – P. 1 – 11.

7. Харченко, М. Е. Обзор и анализ состояния разработки формостабильных композитных конструкций космического назначения [Текст] / М. Е. Харченко // Системні технології. Регіональний міжсвзівський збірник наукових праць. – Вип. 4(87). – Дніпрпетровськ, 2013. – С. 180 – 186.

8. Гайдачук, Определение рациональной схемы армирования углесотопласта при помощи МКЭ-поддержки [Текст] / В. Е. Гайдачук, В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, М. Е. Харченко // Системні технології. Регіональний міжсвзівський збірник наукових праць. – Вип. 2(79). – Дніпрпетровськ, 2012. – С. 3 – 12.

9. Сливинский, В. И. Влияние схемы армирования наполнителя на свойства углестопласта [Текст] / В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, М. Е. Харченко // Композиционные материалы: междунар. науч.-техн. сб. – 2012. – Т. 6. – № 1. – С. 33 – 40.

10. Композиционные материалы [Текст] : справ. / под ред. Д. М. Карпиноса. – К. : Наукова думка, 1985. – 592 с.

11. Коваленко, В. А. Исследование температурного напряженно-деформированного состояния композитных панелей при различной степени термодинамической их структуры [Текст] / В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев, А. А. Кичка // Во-

просы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (70). – Х., 2012. – С. 20 – 33.

12. Карпикова, О. А. Технологические методы повышения функциональных свойств сотовых заполнителей и конструкций из полимерных композиционных материалов для изделий авиакосмической техники пособие [Текст] / О. А. Карпикова // Эффективность сотовых конструкций и изделий авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практич. конф., Днепропетровск 5 – 6 июня 2013 г. – Днепропетровск, 2013. – С. 129 – 137.

Поступила в редакцию 7.10.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

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

ДОСЛІДЖЕННЯ НАПРУЖЕНОСТІ, ТЕРМОНЕУРІВНОВАЖЕНОСТІ І ФОРМОСТАБІЛЬНОСТІ ВУГЛЕПЛАСТИКОВИХ ОБШИВОК І ТРИШАРОВИХ ПАНЕЛЕЙ З ВУГЛЕСОТОПЛАСТОВИМ ЗАПОВНЮВАЧЕМ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

М. Є. Харченко

Проведено комплекс досліджень самоурівноваженого технологічного напружено-деформованого стану, що виникає після високотемпературного формування обшивок з вуглепластика і тришарових панелей з вуглестільнікопластом термонерівноважної структури на базі скінченоелементних моделей. Приводяться результати взаємозв'язків напруженості, формостабільності і термонерівноважності структури обшивок і тришарових панелей, сформованих з моношарів різних схем армування, товщини. Показано, що товщина моношарів не впливає на рівень максимальної напруженості, тоді як формостабільність істотно знижується пропорційно сумарній товщині внаслідок збільшення жорсткості обшивки.

Ключові слова: обшивки і тришарові панелі, вуглепластик, вуглестільнікопласт, технологічний напружено-деформований стан, скінченоелементні моделі, напруженість, формостабільність.

TENSION, THERMAL NONEQUILIBRIUM AND DIMENSIONSTABILITY OF CARBON FIBER SKINS AND SANDWICH PANELS WITH HONEYCOMB CARBON FIBER SPACE PURPOSES RESEARCH

M. E. Kharchenko

Complex of studies self-balanced technological the stress-strain state that occurs after high temperature-forming of carbon fiber skins and sandwich panels with honeycomb carbon fiber thermal nonequilibrium structure based on finite element model was held. The results of the relationship of tension, dimensionstability and thermal nonequilibrium structures skin and sandwich panels formed from monolayers of various schemes of reinforcement, thickness are given. It is shown that the thickness of the monolayer is not affected by the maximum intensity level, while substantially dimensionally stable reduced proportionally by increasing the total thickness of the plating hardness.

Keywords: skin and sandwich panels, carbon fiber, honeycomb carbon fiber, process stress-strain state, finite element model, tension, dimensionstability

Харченко Максим Евгеньевич – аспирант каф. технологии производства летательных аппаратов, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина

УДК 621.923

А. П. ПЕТРЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ШЛИФОВАНИЯ НА КАЧЕСТВО ПОВЕРХНОСТИ

Сформулирована проблема о необходимости определения оптимальных режимов обработки, критериями эффективности для которых будут высокая производительность и качество получаемых поверхностей. Представлен обзор результатов предыдущих исследований. Указана обязательность проведения экспериментальных исследований с целью определения влияния параметров режимов обработки на качество поверхности. Приведены результаты исследования структурно-фазовых превращений в деталях после шлифования на оптимальных, с точки зрения износа, режимах. Установлено, что на всех исследуемых образцах отсутствуют следы фазовых превращений, что подтверждает правильность ранее разработанных математических моделей.

Ключевые слова: шлифование, тепловые явления, качество поверхности, зона контакта зерна, износ абразивного инструмента, микроструктура.

Введение

В настоящее время в авиационном двигателестроении актуальными стали вопросы создания комплексных технологий, таких как нанесение покрытий и последующая их обработка. Это позволяет регулировать и управлять такими показателями качества деталей, как волнистость, шероховатость, физико-механические свойства материала. Решение этих вопросов должно быть направлено на сокращение сроков технологического освоения новых конструкционных материалов, проектирование эффективных технологических процессов и уменьшение расхода материалов.

Общеизвестно, что качество изделий, эксплуатационные характеристики деталей и их надежность в значительной степени зависят от технологии их изготовления. В основном, это относится к финишным методам обработки, которые оказывают решающее влияние на характеристики поверхностного слоя деталей [1, 2].

Широкое использование в авиационном двигателестроении материалов, чувствительных к тепловым воздействиям, таких, как коррозионностойкие, жаростойкие и жаропрочные стали и сплавы на никелевой и титановой основе, способствует повышению процента шлифовальных операций.

Тепловые явления, сопровождающие процесс шлифования, оказывают решающее влияние, как на протекание процесса, так и на качество поверхностного слоя деталей [1–3].

1. Формулирование проблемы

В зоне контакта абразивного зерна с поверхностным слоем обрабатываемого материала возникает целый комплекс контактных процессов. Эти процессы достаточно сложны и разнообразны. В контактной зоне появляется целый ряд поверхностных явлений, таких, как адсорбция, адгезия, коррозия, диспергирование, упрочнение и разупрочнение поверхностных слоев, диффузия, эрозия, окисление и др. Весь этот комплекс контактных процессов определяет характер протекания деформирования и разрушения обрабатываемого материала, вибрации, выделение и распространение теплоты в зоне резания и структурно-фазовые превращения в поверхностных слоях. Такие явления, как химические реакции, адгезия и диффузия, вызывают изменения исходного химического состава и механических свойств поверхностей контакта и оказывают влияние на интенсивность изнашивания инструмента, а также на качество и надежность шлифованных деталей [4, 5].

Управление режимами шлифования является наиболее простым способом снижения теплонапряженности. Так, уменьшение глубины и скорости шлифования позволяет уменьшить температуру в зоне резания, но при этом снижается производительность.

В этой связи возникает вопрос о выявлении оптимальных режимов обработки, критериями эффективности для которых будут высокая производительность и качество получаемых поверхностей.

2. Обзор результатов предыдущих исследований

В работе [5] установлено, что уменьшить теплонапряженность в зоне резания можно, обеспечив работу абразивного инструмента в режиме самозатачивания, который характеризуется постоянным восстановлением режущей способности круга. Режим полного самозатачивания обеспечивает стабильный класс чистоты поверхности, не требует правки инструмента, отличается минимальным потреблением мощности, но приводит к более высокому износу круга, чем работа в режиме затупления. Однако, согласно данным работы [6], коэффициент полезного использования круга в режиме самозатачивания в 2-3 раза выше, чем в режиме затупления.

В работе [7] в результате аналитических и экспериментальных исследований разработаны новые положения о физико-механическом взаимодействии системы контактирующих объектов при шлифовании заготовок из пластичных сталей и сплавов. На этой основе предложены новые технологические методы повышения и стабилизации режущей способности шлифовальных кругов путем минимизации засаливания их рабочих поверхностей. Благодаря этому обеспечиваются увеличение и стабилизация производительности обработки, повышение качества шлифованных деталей, сокращение расхода шлифовальных кругов и правящих инструментов. В итоге может быть снижена себестоимость шлифовальных операций.

Теоретические исследования влияния кинематики шлифования на характер износа абразивного зерна представлены в работах [4, 7, 8]. Для определения влияния оптимальных, с точки зрения износа инструмента, параметров режима обработки на качество поверхности требуются экспериментальные исследования.

3. Результаты экспериментальных исследований

Для проведения исследований были выбраны следующие материалы: ЖС32-ВИ (ВНК), ВТ3-1, 40Х, 12Х18Н9Т.

Сплав ЖС32-ВИ (ВНК) принадлежит к жаропрочным литейным сплавам на никелевой основе и широко используется в авиационном двигателестроении при производстве лопаток турбин. Детали из сплава отливаются методом направленной кристаллизации.

Титановый сплав ВТ3-1 относится к деформируемым сплавам и применяется для изготовления лопаток компрессора ГТД.

Сталь 40Х принадлежит к конструкционным

легированным сталям, детали из которых подвергаются термоулучшению.

Коррозионно-стойкая жаропрочная сталь 12Х18Н9Т относится к сталям аустенитного класса и применяется для изготовления лопаток компрессора, а также элементов внешней обвязки ГТД.

По функциональным свойствам и обрабатываемости резанием, относительно стали 45, исследуемые материалы относятся к I, III, VI, и VII группам. В связи с этим они представляют наибольший интерес с точки зрения изучения влияния параметров режимов шлифования на качество поверхности.

На основании рекомендаций [3, 6–8] и теоретических исследований [7, 8] были выбраны режимы шлифования (табл. 1). Материал шлифовального круга для обработки титана – карбид кремния зеленый 64С, для остальных материалов – электрокорунд белый 24А.

Таблица 1
Режимы шлифования

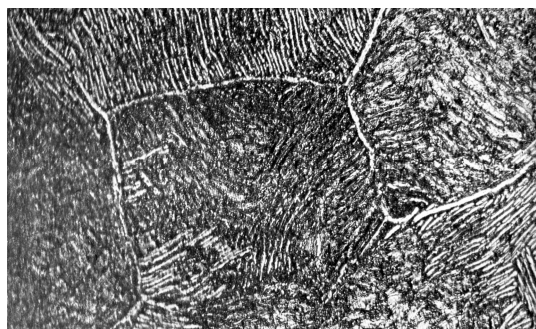
Марка материала образцов	Частота вращения, об/мин	Скорость круга, м/с	Подача, мм/об	Глубина резания, мм
ЖС32-(ВНК)	630	35	0,07	0,18
ВТ3-1	630	35	0,07	0,18
40Х	630	35	0,07	0,18
12Х18Н9Т	630	35	0,07	0,18

Из шлифованных образцов были изготовлены косые шлифы, на которых проводили металлографические исследования. Эти исследования проводили на микроскопе NEOPHOT-30 (Carl Zeiss Jena). Исследуемая поверхность косых шлифов многоступенчатого шлифовалась на доводочном станке и полировалась войлочным кругом с применением пасты ГОИ. Структура поверхностного слоя обработанных образцов исследовалась на глубину до 1 мм.

Выявленные микроструктуры фотографировались для получения цифровых снимков.

Проведенные металлографические исследования структуры сплава ВТ3-1 показали, что микроструктура сердцевин сплава ВТ3-1 – двухфазная и состоит из α + β -структуры. (рис. 1, а). На отдельных образцах вблизи поверхности, приблизительно на глубине 1,5, мкм просматриваются плоскости сдвига, что свидетельствует о наличии пластической деформации (рис. 1, б).

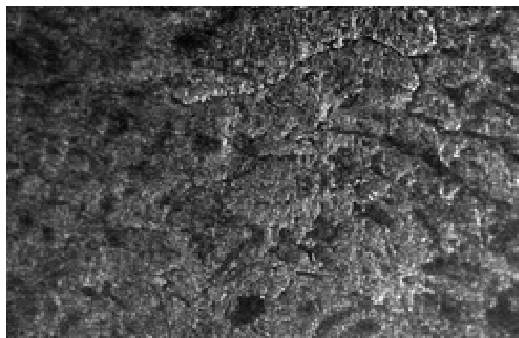
Структура сплава ЖС32-(ВНК) на поверхности и на глубине характеризуется высокой однородностью и упорядоченным расположением частиц мелкодисперсной γ' – фазы в γ – матрице (рис. 2, а, б), что характерно для исходного состояния термообработанных образцов.



а



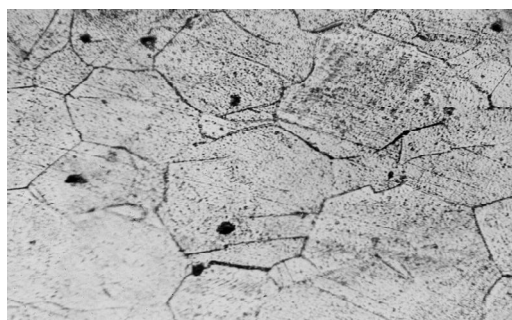
б

Рис. 1. Микроструктура сплава ВТ3-1 $\times 100$: а – сердцевины; б – после шлифования

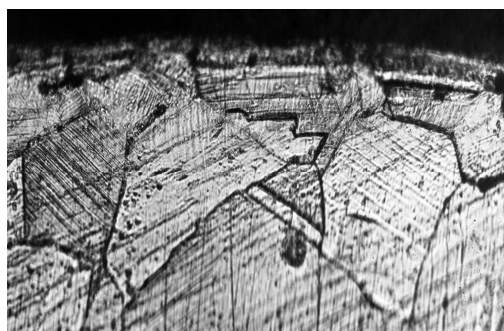
а



б

Рис. 2. Микроструктура сплава ЖС32-(ВНК) $\times 100$: а – сердцевины; б – после шлифования

а



б

Рис. 3. Микроструктура стали 12X18H9Т $\times 100$: а – сердцевины стали; б – после шлифования

а



б

Рис. 4. Микроструктура стали 40Х $\times 100$: а – сердцевины; б – после шлифования

В микроструктуре сердцевины образцов из стали 12X18H9T после электролитического травления в 10 %-ном водном растворе щавелевой кислоты выявляются границы аустенитных зерен, двойники, линии скольжения, (δ -феррит затравливается и имеет вид черных полос) (рис. 3, а, б).

Микроструктура основного металла стали 40X состоит из аустенитных зерен и мартенсита (рис. 4, а). В приповерхностном слое наблюдается мелкозернистое строение и характерная направленность зерен, что свидетельствует об имеющейся пластической деформации (рис. 4, б).

Как видно (см. рис. 1–4), на всех шлифах отсутствуют следы структурных превращений, что подтверждает правильность теоретических исследований, проведенных в [7, 8].

Заключение

Представлены результаты металлографических исследований образцов после шлифования на оптимальных, с точки зрения износа, режимах. На всех исследуемых шлифах отсутствовали следы структурно-фазовых превращений, что подтвердило правильность ранее разработанных математических моделей.

Литература

1. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД [Текст] / В. А. Богуслаев, Ф. М. Муравченко, П. Д. Жеманюк и др. – 3. : Изд-во ОАО «Мотор Сич», 2003. – Ч. 1. – 396 с.
2. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД [Текст] / В. А. Богуслаев, Ф. М. Муравченко, П. Д. Жеманюк и др. – 3. : Изд-во ОАО «Мотор Сич», 2003. – Ч. 2. – 420 с.

3. Сипайлов, В. А. Тепловые процессы при шлифовании и управлении качеством поверхности [Текст] / В. А. Сипайлов. – М. : Машиностроение, 1978. – 167 с.

4. Курин, М. А. Исследование технологии планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей деталей авиационных двигателей [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02; защищена 13.05.11 / Курин Максим Александрович. – Х., 2011. – 179 с.

5. Нижник, С. Н. Анализ путей снижения теплонпряженности процесса шлифования [Текст] / С. Н. Нижник, М. А. Курин, А. П. Петренко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 1(88). – С. 30 – 33.

6. Эльянов, В. Д. Эксплуатационные возможности шлифовальных кругов [Текст] / В. Д. Эльянов. – М. : НИИМаш, 1976. – 56 с.

7. Худобин, Л. В. Минимизация засаливания шлифовальных кругов [Текст] / Л. В. Худобин, А. Н. Унянин. – Ульяновск : УлГТУ, 2007. – 298 с.

8. Нижник, С. Н. Определение угла ориентации режущего зерна относительно вектора скорости резания при круглом наружном и внутреннем шлифовании [Текст] / С. Н. Нижник // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 7(84). – С. 58 – 61.

Поступила в редакцию 3.12.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры Интегрированных технологий в машиностроении и сварочного производства А. Я. Мовшович, Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ РЕЖИМІВ ШЛІФУВАННЯ НА ЯКІСТЬ ПОВЕРХНІ

А. П. Петренко

Сформульовано проблему про необхідність визначення оптимальних режимів обробки, критеріями ефективності для яких будуть висока продуктивність і якість отримуваних поверхонь. Подано огляд результатів попередніх досліджень. Зазначено обов'язковість проведення експериментальних досліджень з метою визначення впливу параметрів режиму обробки на якість поверхні. Наведено результати дослідження структурно-фазових перетворень у деталях після шліфування на оптимальних, з точки зору зносу, режимах. Установлено, що на всіх досліджуваних зразках відсутні сліди фазових перетворень, що підтверджує правильність раніше розроблених математичних моделей.

Ключові слова: шліфування, теплові явища, якість поверхні, зона контакту зерна, знос абразивного інструменту, мікроструктура.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION INFLUENCE OF GRINDING MODES ON THE SURFACE QUALITY

A. P. Petrenko

The problem of the need to determine the optimum processing conditions, performance criteria for which are high performance and quality of the surface has been formulated. The review of the results of previous studies has been afforded. The necessity to conduct experimental studies to determine the effect of the treatment regimen parameters on the surface quality has been shown. The results of the study of the structural phase transitions after grinding on the best, in terms of wear and tear conditions have been shown. The whole of sample did not show signs of phase transformations. This confirms the earlier developed mathematical models.

Keywords: grinding, thermal conditions, the quality of surface, contact area of grain, wear abrasive tool, microstructure.

Петренко Анатолий Петрович – канд. техн. наук, доцент кафедры производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 678.5.067

А. В. ГАЙДАЧУК, Е. В. МАЙОРОВА, А. А. ЧУМАК

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

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ПРОЧНОСТНЫХ СВОЙСТВ СЭНДВИЧЕВОЙ ТРУБЧАТОЙ СТРУКТУРЫ ИЗ ПКМ

Разработана экспериментально-теоретическая методика определения физико-механических характеристик (ФМХ) и прочностных свойств сэндвичевой трубчатой структуры из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Методика построена на классических зависимостях механики анизотропного твердого деформируемого тела и позволяет определить приведенные ФМХ и прочностные свойства в направлении всех трех осей координат и соответствующих им плоскостях по испытаниям трехслойных образцов, интегрально учитывающая все специфические особенности работы заполнителя в реальных условиях.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, трубчатый заполнитель, приведенные ФМХ и прочностные свойства

Если сотовый заполнитель (СЗ) относится к классу легких заполнителей, у которых физико-механические характеристики (ФМХ) и прочностные свойства в плоскости трехслойной панели в направлениях осей Z и X несоизмеримо малы по сравнению с их значениями вдоль оси Y, то трубчатый заполнитель относится к классу жестких, обладающих свойствами, близкими по величине в направлениях всех трех осей. Так, например, для трубчатого заполнителя (ТЗ) из полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе стеклоткани Т-10-14 и связующего ЭДТ-69Н, у которого $E_{\pm 45^0} = 16,8 \text{ ГПа}$; $E = 32,4 \text{ ГПа}$ и $E_{90^0} = 26,3 \text{ ГПа}$, при намотке под углом $\pm 45^0$ к оси трубки размерами $\delta_{\text{тр}} = 1 \text{ мм}$ и высоте $h = 10 \text{ мм}$ и ширине $t = 20 \text{ мм}$ модули упругости равны $E_z = 5,04 \text{ ГПа}$; $E_x = 3,36 \text{ ГПа}$ и $E_y = 3,24 \text{ ГПа}$.

Это же касается и прочностных характеристик. Поэтому для расчета сэндвичевых конструкций с ТЗ необходимо располагать приведенными ФМХ и прочностными свойствами в направлении всех трех осей координат и соответствующих им плоскостях.

Ниже предложена расчетно-экспериментальная методика определения таких характеристик, реализующая при испытаниях трехслойных образцов с ТЗ с известными характеристиками несущих слоев.

Для определения приведенных модулей упругости $E_{\text{прив}Z}$, $E_{\text{прив}X}$ и коэффициента Пуассона $\nu_{\text{прив}ZX}$ считается, что уже проведены испытания трехслойного образца шириной b и толщиной t на растяжение силой P , при которой методами тензо-

метрии измерены деформации ϵ_z^x вдоль оси нагружения и ϵ_x^z - поперек оси нагружения, а также трехслойного образца на растяжение усилиями в ортогональном к первому направлению, при которой измерены деформации ϵ_x^y вдоль нагружения по оси X и ϵ_z^y - поперек нагружения (по оси Z).

В результате этих испытаний модуль упругости несущих слоев вдоль оси Z трубчатого трехслойного образца определяется по формуле

$$E_{Z\text{нс}} = \frac{P}{F_{\text{нс}} \epsilon_{Z\text{нс}}^z} = \frac{P}{2bt \cdot \epsilon_{Z\text{нс}}^z}, \quad (1)$$

где $F_{\text{нс}} = 2bt$ - удвоенная площадь поперечного сечения несущего слоя.

Коэффициент Пуассона при растяжении несущего слоя в направлении оси Z равен

$$\nu_{ZX\text{нс}} = \frac{\epsilon_{X\text{нс}}^z}{\epsilon_{Z\text{нс}}^z}. \quad (2)$$

В результате испытаний на растяжение этой же силой P в направлении оси X модуль упругости несущих слоев $E_{X\text{нс}}$ определяется по формуле

$$E_{X\text{нс}} = \frac{P}{F_{\text{нс}} \epsilon_{X\text{нс}}^x} = \frac{P}{2bt \cdot \epsilon_{X\text{нс}}^x}, \quad (3)$$

а коэффициент Пуассона при растяжении несущего слоя в направлении оси Z

$$\nu_{XZ\text{нс}} = \frac{\epsilon_{Z\text{нс}}^x}{\epsilon_{X\text{нс}}^x}. \quad (4)$$

Проверкой правильности ФМХ (1) – (4) служит равенство, вытекающее из условия существования упругого потенциала ортотропных ПКМ [1]

$$\nu_{XZ_{\text{Hc}}} E_{X_{\text{Hc}}} = \nu_{ZX_{\text{Hc}}} E_{Z_{\text{Hc}}} . \quad (5)$$

Неравенство (5) корректируется известными способами [1].

На втором этапе реализации метода проводятся испытания трехслойного образца с ТЗ на растяжение вдоль оси Z прежней силой P, в результате которых замеряется относительная деформация трехслойного образца ε_z , которая состоит из двух составляющих $\varepsilon_{Z_{\text{Hc}}}^z$, определенной ранее и $\varepsilon_{Z_{\text{TЗ}}}^z$, которая будет равна

$$\varepsilon_{Z_{\text{TЗ}}} = \varepsilon_z - \varepsilon_{Z_{\text{Hc}}}^z . \quad (6)$$

Модуль упругости ТЗ в направлении оси Z равен

$$E_{Z_{\text{TЗ}}} = \frac{P}{F_{\text{TЗ}} \varepsilon_{Z_{\text{TЗ}}}} , \quad (7)$$

где $F_{\text{TЗ}}$ - редуцированная площадь трехслойного образца при растяжении вдоль оси Z, приведенная к материалам ТЗ.

$$F_{\text{TЗ}} = 2tb \frac{E_{Z_{\text{Hc}}}}{E_{Z_{\text{TЗ}}}} + bh , \quad (8)$$

где h – толщина ТЗ.

Подставив в (7) $\varepsilon_{Z_{\text{TЗ}}}$ из (6) с учетом (8), получим

$$E_{Z_{\text{TЗ}}} = \frac{P}{\left(2tb \frac{E_{Z_{\text{Hc}}}}{E_{Z_{\text{TЗ}}}} + bh \right) (\varepsilon_z - \varepsilon_{Z_{\text{Hc}}}^z)} . \quad (9)$$

Решая (9) относительно $E_{Z_{\text{TЗ}}}$, определим его выражением

$$E_{Z_{\text{TЗ}}} = \frac{P - 2tb E_{Z_{\text{Hc}}} (\varepsilon_z - \varepsilon_{Z_{\text{Hc}}}^z)}{(\varepsilon_z - \varepsilon_{Z_{\text{Hc}}}^z) bh} . \quad (10)$$

Определяется модуль упругости ТЗ $E_{X_{\text{TЗ}}}$ из испытания трехслойного образца, нагруженного силой P в направлении оси X по формуле, аналогичной (7)

$$E_{X_{\text{TЗ}}} = \frac{P}{F_{\text{ТХ}} \varepsilon_{X_{\text{TЗ}}}} , \quad (11)$$

где $F_{\text{ТХ}}$ - редуцированная площадь трехслойного образца при растяжении вдоль оси X, приведенная к материалам ТЗ; $\varepsilon_{X_{\text{TЗ}}}$ - составляющая замеренной деформации ε_x .

$$F_{\text{ТХ}} = 2tb \frac{E_{X_{\text{Hc}}}}{E_{X_{\text{TЗ}}}} + bh , \quad (12)$$

$$\varepsilon_{X_{\text{TЗ}}} = \varepsilon_x - \varepsilon_{X_{\text{Hc}}}^x . \quad (13)$$

Подставив в (11), (12) и (13) и разрешая (11) относительно $E_{X_{\text{TЗ}}}$, определим его выражением

аналогичным (10)

$$E_{X_{\text{TЗ}}} = \frac{P - 2tb E_{X_{\text{Hc}}} (\varepsilon_x - \varepsilon_{X_{\text{Hc}}}^x)}{(\varepsilon_x - \varepsilon_{X_{\text{Hc}}}^x) \cdot bh} . \quad (14)$$

При нагружении трехслойного образца вдоль оси X одновременно с замером продольной деформации ε_x , равной

$$\varepsilon_x^x = \varepsilon_{X_{\text{Hc}}}^x - \varepsilon_{X_{\text{TЗ}}}^x . \quad (15)$$

Откуда $\varepsilon_{X_{\text{TЗ}}}^x$ находится аналогично (6)

$$\varepsilon_{X_{\text{TЗ}}}^x = \varepsilon_x^x - \varepsilon_{X_{\text{Hc}}}^x , \quad (16)$$

где $\varepsilon_{X_{\text{Hc}}}^x$ уже была замерена ранее.

Тогда коэффициент Пуассона $\nu_{XZ_{\text{TЗ}}}$ определится аналогично (2)

$$\nu_{XZ_{\text{TЗ}}} = \frac{\varepsilon_{Z_{\text{TЗ}}}^x}{\varepsilon_{X_{\text{TЗ}}}^x} , \quad (17)$$

где $\varepsilon_{Z_{\text{TЗ}}}^x$ вычислена по формуле (6).

Коэффициент Пуассона $\nu_{XZ_{\text{TЗ}}}$ определится аналогично (5)

$$\nu_{XZ_{\text{TЗ}}} E_{X_{\text{TЗ}}} = \nu_{ZX_{\text{TЗ}}} E_{Z_{\text{TЗ}}} .$$

Откуда

$$\nu_{XZ_{\text{TЗ}}} = \nu_{ZX_{\text{TЗ}}} \frac{E_{Z_{\text{TЗ}}}}{E_{X_{\text{TЗ}}}} , \quad (18)$$

где все входящие параметры уже известны.

Для определения ФМХ ТЗ при растяжении образца в направлении оси Y $E_{Y_{\text{TЗ}}}$, $\nu_{YX_{\text{TЗ}}}$ и $\nu_{XY_{\text{TЗ}}}$ можно воспользоваться схемой стандартных испытаний для сотовых заполнителей (рис. 1) квадратной формы в плане размерами $b \times b$, растягиваемый с помощью нагружающих жестких стальных плит 2, приклеиваемых к несущим слоям образца [3].

На боковую поверхность ТЗ, на сторону, параллельную оси Z, наклеены малобазные тензорезисторы, фиксирующие при приложении силы P деформации вдоль оси Y $\varepsilon_{Y_{\text{TЗ}}}^y$ [3]. Модуль упругости ТЗ $E_{Y_{\text{TЗ}}}$ определяется формулой.

Достаточно полная характеристика стандартов СССР, США и ФРГ (их шифр, наименование, размеры образца, наличие несущих слоев, допуски, скорость испытаний, точность измерения деформаций, а также минимальное количество образцов) СЗ на поперечное растяжение и сжатие приведена в публикации [3]

$$E_{Y_{\text{TЗ}}} = \frac{P}{a^2 \varepsilon_{Y_{\text{TЗ}}}^y} . \quad (19)$$

Одновременно определится коэффициент Пуассона $\nu_{ZY_{\text{TЗ}}}$

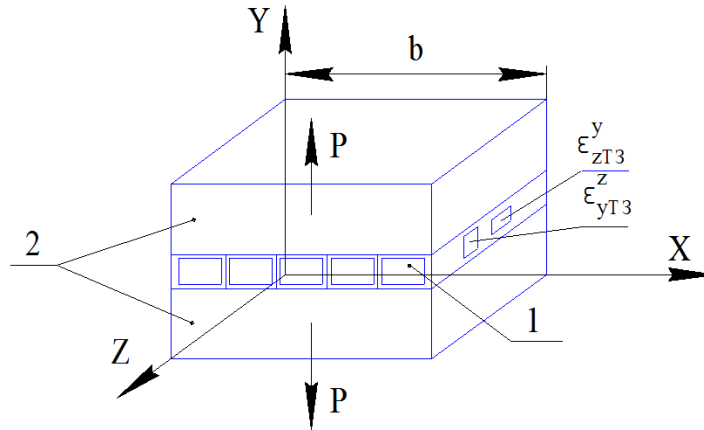


Рис. 1. Схема испытаний на растяжение трехслойных образцов с ТЗ в трансверсальном направлении к плоскости XZ: 1 – образец; 2 – нагружающие плиты

$$v_{ZY_{T3}} = \frac{\varepsilon_{zT3}^y}{\varepsilon_{yT3}^y}. \quad (20)$$

Коэффициент Пуассона $v_{YZ_{T3}}$ определится из соотношения, аналогичного (5)

$$v_{ZY_{T3}} E_{Y_{T3}} = v_{YZ_{T3}} E_{Z_{T3}}, \quad (21)$$

откуда

$$v_{YZ_{T3}} = \frac{E_{Y_{T3}}}{E_{Z_{T3}}} v_{ZY_{T3}}. \quad (22)$$

Коэффициент Пуассона $v_{XY_{T3}}$ можно определить из равенства

$$v_{XY_{T3}} = \frac{\varepsilon_{xT3}^y}{\varepsilon_{yT3}^y}, \quad (23)$$

а затем из равенства

$$v_{XY_{T3}} E_{Y_{T3}} = v_{YX_{T3}} E_{X_{T3}} \quad (24)$$

найти

$$v_{YX_{T3}} = \frac{E_{Y_{T3}}}{E_{X_{T3}}} v_{XY_{T3}}. \quad (25)$$

Отметим, что все ФМХ ТЗ при сжатии определяются по прежней методике, в которой сила P , прикладываемая к трехслойным образцам должна быть сжимающей, что обеспечивается соответствующим конструктивным изменениям испытательного приспособления.

Для определения прочностных свойств ТЗ при растяжении $\sigma_{bX_{T3}}^+$, $\sigma_{bY_{T3}}^+$ и $\sigma_{bZ_{T3}}^+$ необходимо прикладывать силу $P=P_{разр.}$, при которой происходит разрушение образца, которая будет различной при нагружении образца вдоль осей Z , X и Y

$$\sigma_{bZ_{T3}}^+ = \frac{P_{разр.Z}}{F_{гT3}} = \frac{P_{разр.Z}}{2tb \frac{E_{Z_{Hc}}}{E_{Z_{T3}}} + bh}, \quad (26)$$

$$\sigma_{bX_{T3}}^+ = \frac{P_{разр.X}}{F_{гT3}} = \frac{P_{разр.X}}{2tb \frac{E_{X_{Hc}}}{E_{X_{T3}}} + bh}, \quad (27)$$

$$\sigma_{bY_{T3}}^+ = \frac{P_{разр.Y}}{b^2}. \quad (28)$$

При определении пределов прочности $\sigma_{bZ_{T3}}^+$ и $\sigma_{bX_{T3}}^+$ принято допущение о линейном характере деформирования трехслойных образцов с ТЗ вплоть до разрушения.

Определение пределов прочности ТЗ при сжатии $\sigma_{bX_{T3}}^-$, $\sigma_{bY_{T3}}^-$ и $\sigma_{bZ_{T3}}^-$ сопряжено с необходимостью фиксации характера исчерпания несущей способности ТЗ, который может реализовываться в форме разрушения или потери устойчивости ТЗ. В последнем случае этот вид исчерпания несущей способности должен быть документально оговорен для принятия решения о равнозначности потери устойчивости пределу прочности панели с ТЗ при анализе эксплуатационной возможности конкретной конструкции.

Перейдем к определению модулей G_{ZY} , G_{XY} и G_{XZ} и пределов прочности τ_{bZY} , τ_{bXY} и τ_{bXZ} при сдвиге (информация о методах механических испытаний сотовых заполнителей на сдвиг приведена в работе [4]).

Для определения модулей сдвига G_{ZY} , G_{XY} удобно воспользоваться двухобразцовой схемой стандартизированной для испытаний трехслойных образцов с сотовым заполнителем (рис. 2, рис.3).

Для определения модулей сдвига G_{ZY} и G_{XY} необходимо использовать малобазные тензорезисторы, которые при приложении сдвигающей силы $P_{сдв}$ позволяют зафиксировать деформации ε_z^z , ε_y^z

и ε_x^x , ε_y^x (рис. 2 и рис. 3).

Модули сдвига G_{ZY} и G_{XY} определяются по формулам

$$G_{ZY} = \frac{P_{сдв}}{2hb\gamma_{zyT3}}, \quad (29)$$

$$G_{XY} = \frac{P_{сдв}}{2hb\gamma_{xyT3}}, \quad (30)$$

где относительные углы сдвига равны [5, 6]:

$$\gamma_{zyT3} = \left(\varepsilon_z^z - \varepsilon_y^z \right) + \frac{\left(\varepsilon_z^z \right)^2 - \left(\varepsilon_y^z \right)^2}{2} \approx \varepsilon_z^z - \varepsilon_y^z \quad (31)$$

$$\gamma_{xyT3} = \varepsilon_x^x - \varepsilon_y^x. \quad (32)$$

Пределы прочности при сдвиге τ_{vzy} и τ_{vxy} вычисляются по формулам:

$$\tau_{vzy} = \frac{P_{сдвZY}^p}{2bh}, \quad (33)$$

$$\tau_{vxy} = \frac{P_{сдвXY}^p}{2bh}, \quad (34)$$

где $P_{сдвZY}^p$, $P_{сдвXY}^p$ - сдвигающие силы $P_{сдвZY}$ и $P_{сдвXY}$ в момент разрушения образцов.

При этом, как и в случае определения пределов прочности ТЗ, при сжатии возможно исчерпание несущей способности ТЗ как его разрушением, так и местной потерей устойчивости его элементов.

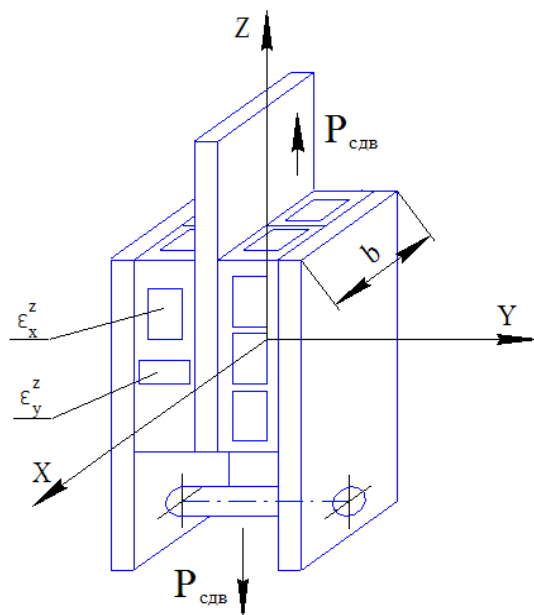


Рис. 2. Двухобразцовая схема для испытаний на сдвиг образцов с ТЗ в плоскости ZY

Оставшиеся характеристики ТЗ при сдвиге G_{XY} и τ_{vxy} можно определить по одной из стандартных схем: в шарнирном четырехзвеннике (рис. 4) или по схеме кручения квадратной пластины (рис. 5).

При определении модуля сдвига $G_{XZ_{T3}}$ используется формула

$$G_{XZ_{T3}} = \frac{\tau_{xz}}{F_{xz}} = \frac{P_{сдв} \sqrt{2}}{2 \left(2bt \frac{G_{XZ_{nc}}}{G_{XZ_{T3}}} + bh \right) \gamma_{xzT3}}, \quad (35)$$

где $P_{сдв}$ - сила, прикладываемая вдоль растягиваемой диагонали четырехзвенника; γ_{xzT3} - угол сдвига, определяемый с помощью тензорезисторов деформациями $\varepsilon_{p_{nc}}$, $\varepsilon_{c_{nc}}$ и ε_p , ε_c .

Аналогично методики, описанной выше для определения модулей упругости $E_{Z_{T3}}$ и $E_{X_{T3}}$, испытания проводятся в два этапа.

На первом этапе проводятся испытания нагружениям сдвоенных несущих слоев толщиной t каждый силой $P_{сдв}$, уровень которой выбирается ниже величины, при которой возникает потеря их устойчивости.

При этой силе фиксируются деформации $\varepsilon_{p_{nc}}$ и $\varepsilon_{c_{nc}}$ по показаниям тензорезисторов, наклеенных на несущий слой, а затем вычисляется угол сдвига $\gamma_{xz_{nc}}$ по формуле, аналогичной (32)

$$\gamma_{xz_{nc}} = \varepsilon_{p_{nc}} - \varepsilon_{c_{nc}}. \quad (36)$$

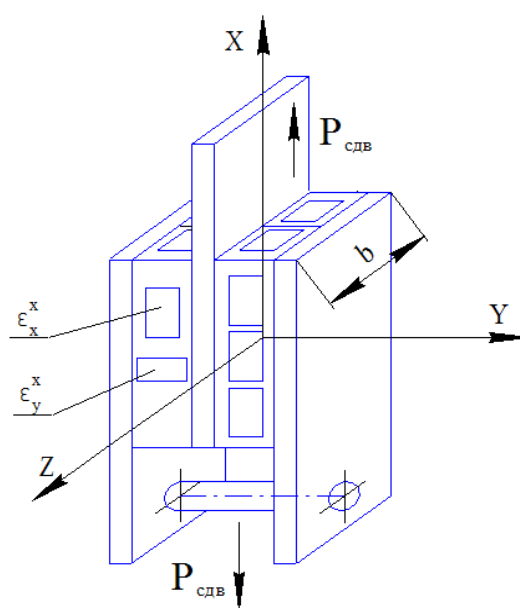


Рис. 3. Двухобразцовая схема для испытаний на сдвиг образцов с ТЗ в плоскости XY

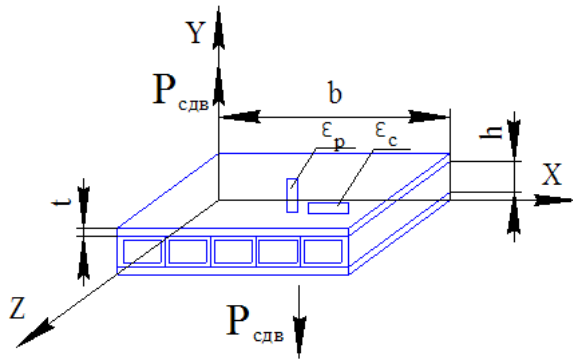


Рис. 4. Схема испытаний образцов с ТЗ в шарнирном четырехзвеннике в системе координат XZ

Затем при прежнем уровне силы $P_{сдв}$ проводится нагружение четырехзвенника с трехслойным образцом, на который наклеены тензорезисторы, фиксирующие деформации ε_p , ε_c , и определяется угол сдвига трехслойного образца γ_{XZ} :

$$\gamma_{XZ} = \varepsilon_p - \varepsilon_c. \quad (37)$$

Угол сдвига $\gamma_{XZ_{ТЗ}}$ определяется разностью $\gamma_{XZ_{НС}}$ и γ_{XZ}

$$\gamma_{XZ_{ТЗ}} = \gamma_{XZ_{НС}} - \gamma_{XZ}. \quad (38)$$

Это значение $\gamma_{XZ_{ТЗ}}$ необходимо подставить в формулу (34) разрешив затем ее относительно $G_{XZ_{ТЗ}}$:

$$G_{XZ_{ТЗ}} = \frac{\sqrt{2}P_{сдв} - 4btG_{XZ_{НС}}/\gamma_{XZ_{ТЗ}}}{2bh\gamma_{XZ_{ТЗ}}}, \quad (39)$$

где $G_{XZ_{НС}}$ определяются формулой

$$G_{XZ_{НС}} = \frac{P_{сдв}\sqrt{2}}{4bt\gamma_{XZ_{НС}}}. \quad (40)$$

С учетом (39) и (40) можно записать после преобразований, выраженную через деформации

$$G_{XZ_{ТЗ}} = \frac{P_{сдв}\sqrt{2}}{2bh} \times \frac{(\varepsilon_p - \varepsilon_c)}{(\varepsilon_{p_{НС}} - \varepsilon_{c_{НС}})((\varepsilon_{p_{НС}} - \varepsilon_{c_{НС}}) - (\varepsilon_p - \varepsilon_c))}. \quad (41)$$

Предел прочности ТЗ при сдвиге в плоскости XZ определяется по формуле, аналогичной (32) – (33)

$$\tau_{вXZ} = \frac{P_{сдв}^p\sqrt{2}}{2b\left(2t\frac{G_{XZ_{НС}}}{G_{XZ_{ТЗ}}} + h\right)}, \quad (42)$$

в предположении, что деформирование образца протекает по линейному закону вплоть до его разрушения, а исчерпание несущей способности ТЗ возмож-

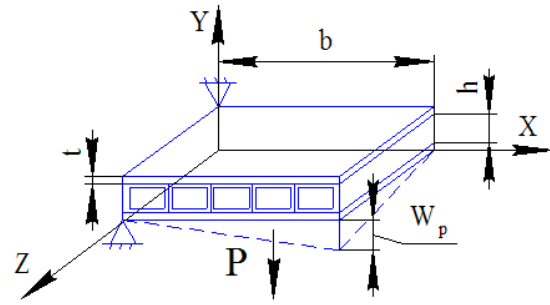


Рис. 5. Схема кручения квадратной пластины для испытания на сдвиг образцов с ТЗ в системе координат XZ

но как в форме разрушения, так и в виде местной потери устойчивости.

По поводу испытаний образцов с ТЗ в шарнирном четырехзвеннике представляется необходимым указать на его недостатки, отмеченные в [6]: неоднородность распределения деформаций в рабочей части образца, ограниченные возможности ориентации осей упругой симметрии материала относительно направления действия нагрузки, сильное обжатие кромок образца, возможность выпучивания тонких образцов, большие размеры образцов, зависимость от способа приложения сдвигающей нагрузки.

В стандартных приспособлениях с жесткой шарнирной рамой оси вращения шарниров не совпадают с угловыми точками рабочей части образца, что и является причиной неравномерности распределения и концентрации деформаций в рабочей части образца. Диагонали жесткой шарнирной рамы удлиняются и укорачиваются на одинаковую величину, вследствие чего при испытаниях неравновесных материалов, оси упругой симметрии которых совпадают с диагоналями приспособления, невозможно обеспечить состояние чистого сдвига.

Для устранения этих недостатков предложены приспособления, в которых оси вращения шарниров вынесены над поверхностью образца и совмещены с угловыми точками рабочей части образца; приспособления, в которых растягивающая нагрузка прилагается через систему взаимно несвязанных рычагов на некотором расстоянии от рабочей части образца; приспособления, в которых сдвигающие усилия на образец передаются через жесткую шарнирную раму и регулируемые тяги с шарнирами. Перечисленные недостатки и технические трудности привели к противоречивым оценкам метода и к постепенному отказу от него. Вместо метода перекашивания пластины в шарнирном четырехзвеннике стали применять метод кручения пластин (рис.4).

Однако в защиту метода испытаний в шарнирном четырехзвеннике можно указать следующие ар-

гументы. Во-первых, этот метод все еще является общепризнанным и широко применяемым для испытаний образцов из ПКМ и сэндвичевых образцов с различными видами заполнителей, а во-вторых, альтернативный ему метод кручения квадратной пластины для образца с ТЗ может оказаться не реализуемым вследствие необходимости проведения первого этапа испытаний пластины удвоенной толщины $2t$ с тем же размером b и силой $R_{\text{кр}}_{\text{кр}}$, которую необходимо приложить при втором этапе испытаний: линейное перемещение под силой $R_{\text{кр}}_{\text{кр}}$ пластины из сдвоенных несущих слоев может оказаться достаточно большим в силу малости $2t$ по сравнению с размером стороны b .

И, наконец, в-третьих, схема не позволяет определить предел прочности при сдвиге $\tau_{\text{вХЗТр}}$.

Модуль сдвига $G_{\text{ХЗТЗ}}$ по этой схеме определяется также после двух этапов испытаний.

На первом этапе определяется модуль сдвига пластины из сдвоенных несущих слоев $G_{\text{ХЗнс}}$ [7] после измерения прогиба под силой $R_{\text{кр}}_{\text{кр}}$ $W_{\text{рнс}}$

$$G_{\text{ХЗнс}} = \frac{3P_{\text{кр}}_{\text{кр}}}{2t3W_{\text{рнс}}} \quad (43)$$

На втором этапе при прежней силе $R_{\text{кр}}_{\text{кр}}$ замеряется прогиб $W_{\text{р}}$ образца с ТЗ и вычисляется $W_{\text{рТЗ}}$

$$W_{\text{рТЗ}} = W_{\text{рнс}} - W_{\text{р}}, \quad (44)$$

а затем по формуле

$$G_{\text{ХЗТЗ}} = \frac{3P_{\text{кр}}_{\text{кр}}}{\left(2t \frac{G_{\text{ХЗнс}}}{G_{\text{ХЗТЗ}}} + h\right)^3 W_{\text{рТЗ}}}, \quad (45)$$

вычисляется модуль сдвига $G_{\text{ХЗТЗ}}$, путем решения кубического алгебраического уравнения

$$G_{\text{ХЗТЗ}}^3 + 3P_{\text{кр}}_{\text{кр}}b^2 \left(\frac{3}{4t^2hW_{\text{рнс}}} - \frac{1}{h^3W_{\text{рТЗ}}} \right) \times \\ \times G_{\text{ХЗТЗ}}^2 + 12 \frac{t^2}{h^2} G_{\text{ХЗТЗ}} + 8 \frac{t^3}{h^3} G_{\text{нс}}^3 = 0. \quad (46)$$

В (45) толщина трехслойного образца приведена к материалу ТЗ по модулю сдвига $G_{\text{ХЗТЗ}}$.

Выводы

1. Предложена и разработана новая методика экспериментально-теоретического определения всех ФМХ и прочностных свойств ТЗ по испытаниям трехслойных образцов, интегрально учитывающая все специфические особенности работы заполнителя в реальных условиях.

2. Так как методика построена на классических зависимостях механики анизотропного твердого деформируемого тела, ее результаты могут служить надежной проверкой теоретических значений этих характеристик, полученных на базе аналитических математических моделей в [8-11], а также проверки и сравнения результатов с полученными в [12-13].

Литература

1. Лехницкий, С. Г. Анизотропные пластинки [Текст] / С. Г. Лехницкий. - М. - Л.: ОГИЗ Гос. изд-во технико-теоретической литературы, 1947. - 356 с.
2. Анкудинов, Д. Т. Малобазные тензодатчики сопротивления [Текст] / Д. Т. Анкудинов, К. Н. Мамаев. - М.: Машиностроение, 1968. - 188 с.
3. Сливинский, В. И. Анализ стандартных методов механических испытаний сотовых заполнителей на поперечное растяжение и сжатие [Текст] / В. И. Сливинский // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». - Вып. 16(3). - Харьков: ГАКУ, 1999. - С. 25 - 37.
4. Сливинский, В. И. Анализ методов механических испытаний сотовых заполнителей на сдвиг [Текст] / В. И. Сливинский // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». - Вып. 18(1). - Харьков: ГАКУ, 2000. - С. 68 - 77.
5. Физико-механические свойства конструкционного стелопластика холодного отверждения [Текст] / В. Е. Гайдачук, В. В. Кириченко, А. Ф. Пильник, В. И. Тимошенко // Самолетостроение и техника воздушного флота. - Харьков, 1972. - Вып. 28. - С. 84 - 92.
6. Физические и механические свойства стеклопластиков [Текст]: справочное пособие / под ред. Ю. М. Молчанова. - Рига «Зинатне», 1969. - 265 с.
7. Композиционные материалы [Текст]: справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др. / под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. - М.: Машиностроение, 1990. - 512 с.
8. Гайдачук, В. Е. Приведенные физико-механические характеристики трубчатого заполнителя для трехслойных конструкций летательных аппаратов [Текст] / В. Е. Гайдачук, А. В. Кондратьев, Е. В. Омельченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». - Вып. 44. - Х., 2009. - С. 67 - 78.
9. Омельченко, Е. В. Приведенные пределы прочности трубчатых заполнителей для композитных трехслойных панелей летательных аппаратов [Текст] / Е. В. Омельченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных ап-

паратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(60). – Х., 2009. – С. 34 – 42.

10. Приведенные физико-механические характеристики композиционного материала с трубчатыми элементами [Текст] / В. В. Кириченко, А. В. Кондратьев, Е. В. Омельченко, А. В. Губа // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 48. – Х., 2010. – С. 154 – 166.

11. Омельченко, Е. В. Приведенные пределы прочности квазиоднородного композиционного материала с трубчатыми элементами и обшивками [Текст] / Е. В. Омельченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(65). – Х.,

2011. – С. 49 – 62.

12. Кондратьев, А. В. Численное определение приведенных упругих физико-механических характеристик трубчатого заполнителя [Текст] / А. В. Кондратьев, Е. В. Майорова, А. А. Чумак // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 69 (1). – Х., 2012. – С. 70 – 79.

13. Кондратьев, А. В. Определение физико-механических характеристик композитной трубчатой структуры при помощи МКЭ-поддержки и сравнение их с аналитическими результатами [Текст] / А. В. Кондратьев, Е. В. Майорова, К. Д. Стэнлиэ // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 69(1). – Х., 2012. – С. 124 – 131.

Поступила в редакцию 25.11.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: канд. техн. наук, профессор, профессор кафедры проектирования ракетно-космических аппаратов В. В. Кириченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧНА МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ФІЗИКО-МЕХАНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК І МІЦНІСНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ СЕНДВІЧЕВОЇ ТРУБЧАТОЇ СТРУКТУРИ З ПКМ

О. В. Гайдачук, К. В. Майорова, О. О. Чумак

Розроблено експериментально-теоретичну методику визначення фізико-механічних характеристик (ФМХ) і міцнісних властивостей сендвічевої трубчастої структури з полімерних композиційних матеріалів (ПКМ). Методику побудовано на класичних залежностях механіки анізотропного твердого тіла, що деформується і дозволяє визначити наведені ФМХ і міцнісні властивості в напрямку всіх трьох осей координат і відповідних їм площинах з випробувань тришарових зразків, інтегрально враховує всі специфічні особливості роботи заповнювача в реальних умовах.

Ключові слова: полімерні композитні матеріали, трубчастий заповнювач, наведені ФМХ і міцнісні властивості.

EXPERIMENTAL-THEORETICAL METHOD OF DETERMINING PHYSICAL-MECHANICAL CHARACTERISTICS AND STRENGTH PROPERTIES OF SANDWICH TUBULAR STRUCTURES FROM PCM

A. V. Gaydachuk, E. V. Mayorova, A. A. Chumak

Developed experimental-theoretical method of determination of physical-mechanical characteristics (PMCh) and strength properties of sandwich tubular structures from polymeric compositions materials (PCM). Procedure is based on the classic dependencies mechanics anisotropic deformable of deformable body and allows to determine the PMCh and strength properties in the direction of all three coordinate axes and the corresponding planes of tests of three-layer samples, integral takes into account all specific features of the work of the placeholder in real conditions.

Key words: polymer composite materials, tubular placeholder, the PMCh and strength properties.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор, проректор по научной работе, зав. каф. ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: a.gaydachuk@khai.edu.

Майорова Екатерина Владимировна – аспирант кафедры проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: astra82@mail.ru.

Чумак Александр Александрович – аспирант кафедры проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 539.3

А. Г. НИКОЛАЕВ, Е. А. ТАНЧИК

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

НАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ ОБРАЗЦЕ С ДВУМЯ ПАРАЛЛЕЛЬНЫМИ ЦИЛИНДРИЧЕСКИМИ ВОЛОКНАМИ

Предложена локальная модель напряженно-деформированного состояния однонаправленного волокнистого композита, основанная на обобщенном методе Фурье. Рассматривается цилиндрический образец материала с двумя параллельными волокнами. Каждое волокно моделируется круговым цилиндром. Внешняя граница образца находится под действием кусочно-постоянной нормальной нагрузки. Предполагается, что волокна находятся в условиях идеального контакта с матрицей. Аппарат обобщенного метода Фурье позволяет точно удовлетворить условиям на внешней границе образца и на границах раздела фаз. Для определения параметров модели получена разрешающая бесконечная система линейных алгебраических уравнений с фредгольмовым оператором. Проведено численное моделирование, на основании которого дан анализ распределения напряжений в зоне между волокнами. Приведено сравнение результатов со случаем одного волокна в цилиндрическом образце.

Ключевые слова: локальная модель, граничные условия, напряженно-деформированное состояние, обобщенный метод Фурье, метод редукции, однонаправленный волокнистый 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 монографии [1] разработаны методы микромеханики композиционных сред с дискретной структурой и трещинами и некоторые их приложения к конкретным материалам. Рассмотрено влияние свойств компонентов и вида структуры неоднородных сред на их эффективные (интегральные) параметры и распределение внутренних полей. Напряженно-деформированное состояние композита моделируется рас-

пределением напряжений в окрестности нескольких включений (плоская задача) или одного включения в случае зернистого композита.

В статье [2] 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 [3] представлены исследования по моделированию структуры пористых материалов с малой объемной долей содержания твердой фазы. В качестве моделей рассматриваются главным образом стержневые и оболочечные конструкции. Предложена классификация моделей по степени упорядоченности структурных единиц. Представляется, что наиболее адекватной с точки зрения морфоло-

гии и деформационных свойств является модель, состоящая из хаотически ориентированных 14-гранных ячеек. Для анализа представленной модели предлагается метод выделения структурного элемента.

В работе [4] предлагается алгоритм оценки свойств волокнистого композита при растяжении, основанный на процедуре В. З. Власова; дается оценка эффективных свойств эквивалентного однородного материала; приводится сравнение результатов расчета эффективного модуля Юнга с результатами других авторов.

В работе [5] 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 реализовано 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 работах [6, 7] предложен метод определения напряженного состояния конечного цилиндра, основанный на принципе суперпозиции и разложении тензора напряжений в ряды Фурье и Бесселя-Дини. Задача сведена к бесконечной системе линейных алгебраических уравнений.

В работе [8] исследован трансверсально изотропный стержень с цилиндрическим включением с осесимметричными собственными деформациями. Получено аналитическое упругое решение для перемещений, напряжений и энергии упругой деформации стержня.

В работах [9, 10] введены локальные осесимметричные модели напряженного состояния пористого и зернистого композиционного материалов с порами или зернами в форме вытянутых сфероидов. В работе [11] разработана локальная неосесимметричная математическая модель напряженно-деформированного состояния пористого материала. В этих моделях напряжения в композитах описываются при помощи обобщенного метода Фурье.

В данной работе развита локальная существенно неосесимметричная модель напряженно-дефор-

мированного состояния однонаправленного волокнистого композита, основанная на обобщенном методе Фурье. Волокна имеют цилиндрическую форму. Рассматривается случай параллельного расположения волокон в упругом цилиндрическом образце, который находится под действием кусочно-постоянной нормальной нагрузки, приложенной к его границе. Получены распределения напряжений в окрестности двух волокон и дано сравнение результатов со случаем одного волокна.

Постановка задачи

Рассматривается цилиндрический образец Ω_0 однонаправленного волокнистого композиционного материала, волокна в котором моделируются двумя цилиндрическими включениями Ω_j ($j=1,2$) (рис. 1). Будем использовать одинаково ориентированные цилиндрические (ρ_j, φ_j, z_j) системы координат, начала которых отнесены к центрам включений O_j ($j=0,1,2$), расположенным в одной плоскости $z=0$. Радиусы цилиндров Ω_j равны R_j ($j=0,1,2$), границы цилиндров Γ_j описываются уравнениями $\rho_j = R_j$. Предполагается, что упругие постоянные матрицы и включений соответственно равны (G_0, σ_0) и (G_j, σ_j) .

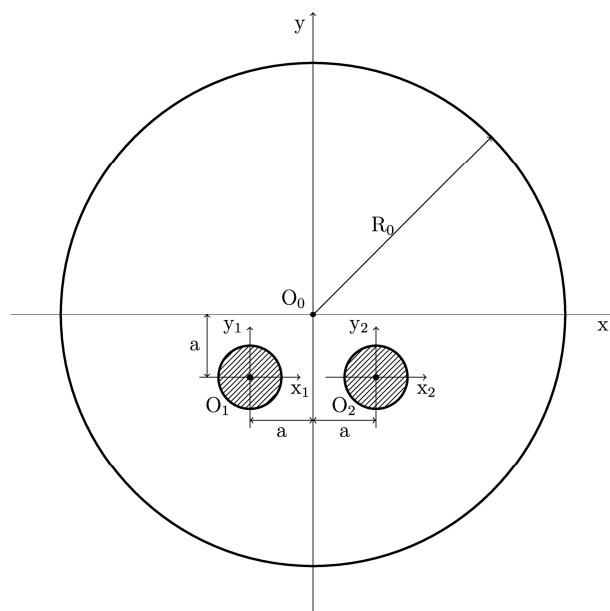


Рис. 1. Схематическое представление задачи

Вектор упругих перемещений удовлетворяет следующей краевой задаче для уравнения Ламе:

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

с граничным условием на внешней границе

$$\mathbf{FU}|_{\Gamma_0} = T\mathbf{e}_p = \begin{cases} T, & |z| \leq h, \\ 0, & |z| > h \end{cases} \quad (2)$$

и условиями сопряжения на границе раздела фаз

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

$$\mathbf{U}|_{\Gamma_j} = \mathbf{U}_j|_{\Gamma_j}, \quad (4)$$

где $\mathbf{U}$, $\mathbf{U}_j$ - векторы перемещений в матрице и в j -ом включении, $\mathbf{FU}$, $\mathbf{FU}_j$ - соответствующие векторы напряжений на поверхностях Γ_j , σ - коэффициент Пуассона. Условие (3), (4) отражает идеальный контакт между матрицей и волокном.

Решение задачи

Общее решение краевой задачи (1) – (4) в областях Ω_0 и Ω_j ищется в виде суперпозиции базисных решений уравнения Ламе для цилиндра в системах координат, отнесенных к центрам включений:

$$\mathbf{U} = \sum_{j=1}^2 \sum_{s=1}^3 \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} A_{s,\lambda,m}^{(j)} \mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{+(3)}(\rho, \varphi, z_j) d\lambda + \sum_{s=1}^3 \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} A_{s,\lambda,m}^{(0)} \mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\rho_0, \varphi_0, z_0) d\lambda \quad \text{в } \Omega_0; \quad (5)$$

$$\mathbf{U} = \sum_{s=1}^3 \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} B_{s,\lambda,m}^{(j)} \mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\rho_j, \varphi_j, z_j) d\lambda \quad \text{в } \Omega_j, \quad (6)$$

Указанные выше базисные решения представим в виде [12]:

$$\mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) = \lambda^{-1} \mathbf{D}_s \mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z); \quad s = 1, 3; \quad (7)$$

$$\mathbf{U}_{2,\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) = \lambda^{-1} \mathbf{B}_2 \mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z), \quad (8)$$

$$\mathbf{B}_2 = \left(x \frac{\partial}{\partial x} + y \frac{\partial}{\partial y} \right) \nabla - \chi [\mathbf{e}_z \times [\nabla \times \mathbf{e}_z]];$$

$$\mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) = e^{i\lambda z + im\varphi} \begin{Bmatrix} \tilde{K}_m(\lambda \rho) \\ I_m(\lambda \rho) \end{Bmatrix},$$

где $\mathbf{D}_1 = \nabla$, $\mathbf{D}_2 = z\nabla - \chi\mathbf{e}_z$, $\mathbf{D}_3 = i[\nabla \times \mathbf{e}_z]$ (здесь i - мнимая единица); $I_m(x)$ - модифицированная функция Бесселя, $\tilde{K}_m(x) = (\text{sign } x)^m K_m(|x|)$, $K_m(x)$ - функция Макдональда; $\chi = 3 - 4\sigma$, $\mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}$ - полный набор частных решений уравнения Лапласа в цилиндрических координатах.

В развернутой координатной форме базисные перемещения (7) - (8) имеют вид:

$$\mathbf{U}_{1,\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) = \mp \mathbf{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) \mathbf{e}_{-1} \mp \mp \mathbf{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) \mathbf{e}_1 + i \mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) \mathbf{e}_0, \quad (9)$$

$$\mathbf{U}_{2,\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) = \mp (D - \chi) [\mathbf{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) \mathbf{e}_{-1} + \mathbf{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) \mathbf{e}_1] + i D \mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) \mathbf{e}_0, \quad (10)$$

$$\mathbf{U}_{3,\lambda,m}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) = \pm \mathbf{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) \mathbf{e}_{-1} \mp \mp \mathbf{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(\rho, \varphi, z) \mathbf{e}_1, \quad (11)$$

где $D = \rho \frac{\partial}{\partial \rho}$. Базис $(\mathbf{e}_{-1}, \mathbf{e}_1, \mathbf{e}_0)$ связан с ортами цилиндрической системы координат следующим образом:

$$\begin{cases} \mathbf{e}_{-1} = \frac{1}{2}(\mathbf{e}_\rho + i\mathbf{e}_\varphi) e^{i\varphi}, \\ \mathbf{e}_1 = \frac{1}{2}(\mathbf{e}_\rho - i\mathbf{e}_\varphi) e^{-i\varphi}, \\ \mathbf{e}_0 = \mathbf{e}_z. \end{cases} \quad (12)$$

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

$$\mathbf{FU} = 2G \left[\frac{\sigma}{1-2\sigma} \mathbf{n} \text{div} \mathbf{U} + \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \mathbf{n}} + \frac{1}{2} (\mathbf{n} \times \text{rot} \mathbf{U}) \right]. \quad (13)$$

Применив к формулам (9) - (11) оператор (13) на площадке с нормалью $\mathbf{n} = \mathbf{e}_p$ получим:

$$\mathbf{FU}_{1,\lambda,m}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) = \frac{2G}{R_j} \left\{ \mp D \mathbf{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_{-1} \mp \mp D \mathbf{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_1 + i D \mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_0 \right\}; \quad (14)$$

$$\mathbf{FU}_{2,\lambda,m}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) = \frac{2G}{R_j} \left\{ \mp [(m-1)(m-1+2\sigma) + \lambda^2 R_j^2 + (2\sigma-3)D] \mathbf{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_{-1} \mp [(m+1)(m+1-2\sigma) + \lambda^2 R_j^2 + (2\sigma-3)D] \times \right. \\ \left. \times \mathbf{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_1 + i [m^2 + \lambda^2 R_j^2 + (2\sigma-2)D] \times \right. \\ \left. \times \mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_0 \right\}, \quad (15)$$

$$\mathbf{FU}_{3,\lambda,m}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) = \frac{G}{R_j} \left\{ \pm (D + m - 1) \mathbf{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_{-1} \mp \mp (D - m - 1) \mathbf{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_1 - \right. \\ \left. - i m \mathbf{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(R_j, \varphi_j, z) \mathbf{e}_0 \right\}. \quad (16)$$

Теоремы сложения

Теоремы сложения связывают базисные решения уравнения Ламе в системах координат, совме-

щенных с центрами пары цилиндров. Справедливы следующие теоремы сложения [12]:

$$\mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{+(3)}(\rho_1, \varphi_1, z_1) = \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} \tilde{D}_{s,t}^{(12)} f_{\lambda,m}^{(33)l} \mathbf{U}_{t,\lambda,l}^{-(3)}(\rho_2, \varphi_2, z_2); \quad (17)$$

$$\mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{+(3)}(\rho_2, \varphi_2, z_2) = \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} \tilde{D}_{s,t}^{(12)} f_{\lambda,m}^{+(33)l} \mathbf{U}_{t,\lambda,l}^{+(3)}(\rho_1, \varphi_1, z_1); \quad (18)$$

$$\mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\rho_1, \varphi_1, z_1) = \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} \tilde{D}_{s,t}^{(12)} f_{\lambda,m}^{-(33)l} \mathbf{U}_{t,\lambda,l}^{-(3)}(\rho_2, \varphi_2, z_2); \quad (19)$$

$$f_{\lambda,m}^{(33)l} = (-1)^l u_{\lambda,m-l}^{+(3)}(\rho_{12}, \varphi_{12}, z_{12}), \quad (20)$$

$$f_{\lambda,m}^{\pm(33)l} = u_{\lambda,m-l}^{-(3)}(\rho_{12}, \varphi_{12}, z_{12}), \quad (21)$$

где $\tilde{D}_{s,t}^{(ij)} = \left[\delta_{st} + \delta_{ti} \delta_{s2} \rho_{ij} \frac{\partial}{\partial \rho_{ij}} \right]$.

Разрешающая система уравнений

Используя теоремы сложения (17) – (19), представим вектор перемещения $\mathbf{U}$ в системе координат с началом в точке O_0 :

$$\begin{aligned} \mathbf{U} = & \sum_{j=1}^2 \sum_{s=1}^3 \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int A_{s,\lambda,m}^{(j)} \times \\ & \times \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} \tilde{D}_{s,t}^{0j} u_{\lambda,m-l}^{-(3)}(\rho_{0j}, \varphi_{0j}, z_{0j}) \times \\ & \times \mathbf{U}_{t,\lambda,l}^{+(3)}(\rho_0, \varphi_0, z_0) d\lambda + \\ & + \sum_{s=1}^3 \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int A_{s,\lambda,m}^{(0)} \mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\rho_0, \varphi_0, z_0) d\lambda \end{aligned} \quad (22)$$

и с началом в точке O_j :

$$\begin{aligned} \mathbf{U} = & \sum_{s=1}^3 \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int A_{s,\lambda,m}^{(j)} \mathbf{U}_{s,\lambda,m}^{+(3)}(\rho_j, \varphi_j, z_j) d\lambda + \\ & \sum_{s=1}^3 \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int A_{s,\lambda,m}^{(3-j)} \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} (-1)^l \tilde{D}_{s,t}^{12} u_{\lambda,m-l}^{+(3)}(\rho_{12}, \varphi_{12}, z_{12}) \times \\ & \times \mathbf{U}_{t,\lambda,l}^{-(3)}(\rho_j, \varphi_j, z_j) d\lambda + \sum_{s=1}^3 \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int A_{s,\lambda,m}^{(0)} \times \\ & \times \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} \tilde{D}_{s,t}^{0j} u_{\lambda,m-l}^{-(3)}(\rho_{0j}, \varphi_{0j}, z_{0j}) \mathbf{U}_{t,\lambda,l}^{-(3)}(\rho_j, \varphi_j, z_j) d\lambda, \end{aligned} \quad (23)$$

После удовлетворения граничных условий задача сводится к бесконечной системе линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных коэффициентов $A_{s,\lambda,m}^{(j)}$, $B_{s,\lambda,m}^{(j)}$:

$$\begin{aligned} & \sum_{s=1}^3 \{ A_{s,\lambda,m}^{(0)} \mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\mathbf{R}_0) + \mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{+(3)}(\mathbf{R}_0) \times \\ & \times \sum_{j=1}^2 \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} A_{t,\lambda,l}^{(j)} \tilde{D}_{s,t}^{0j} u_{\lambda,l-m}^{-(3)}(\rho_{0j}, \varphi_{0j}, z_{0j}) \} = \\ & = \frac{T \sin \lambda h}{\pi \lambda} \delta_{m0}(1, 1, 0), \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} & \sum_{s=1}^3 \{ A_{s,\lambda,m}^{(j)} \mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{+(3)}(\mathbf{R}_j, \mathbf{G}_0, \sigma_0) + \mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\mathbf{R}_j, \mathbf{G}_0, \sigma_0) \times \\ & \times \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} A_{t,\lambda,l}^{(3-j)} (-1)^l \tilde{D}_{s,t}^{12} u_{\lambda,l-m}^{+(3)}(\rho_{12}, \varphi_{12}, z_{12}) + \\ & + \mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\mathbf{R}_j, \mathbf{G}_0, \sigma_0) \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} \tilde{D}_{s,t}^{(0j)} u_{\lambda,l-m}^{-(3)}(\rho_{0j}, \varphi_{0j}, z_{0j}) \} = \\ & = \sum_{s=1}^3 B_{s,\lambda,m}^{(j)} \mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\mathbf{R}_j, \mathbf{G}_j, \sigma_j) \end{aligned} \quad (25)$$

$$\begin{aligned} & \sum_{s=1}^3 \{ A_{s,\lambda,m}^{(j)} \mathbf{H}_{s,\lambda,m}^{+(3)}(\mathbf{R}_j, \sigma_0) + \mathbf{H}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\mathbf{R}_j, \sigma_0) \times \\ & \times \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} A_{t,\lambda,l}^{(3-j)} (-1)^l \tilde{D}_{s,t}^{12} u_{\lambda,l-m}^{+(3)}(\rho_{12}, \varphi_{12}, z_{12}) + \\ & + \mathbf{H}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\mathbf{R}_j, \sigma_0) \sum_{t=1}^3 \sum_{l=-\infty}^{\infty} \tilde{D}_{s,t}^{(0j)} u_{\lambda,l-m}^{-(3)}(\rho_{0j}, \varphi_{0j}, z_{0j}) \} = \\ & = \sum_{s=1}^3 B_{s,\lambda,m}^{(j)} \mathbf{H}_{s,\lambda,m}^{-(3)}(\mathbf{R}_j, \sigma_j), \end{aligned} \quad (26)$$

$$j = 1, 2; \quad m \in \mathbb{Z}; \quad \lambda \in \mathbb{R}, \quad \lambda \neq 0.$$

где $\mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{\pm(3)}(\mathbf{R}, \mathbf{G}, \sigma) = (\mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{\pm(1)}, \mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{\pm(2)}, \mathbf{G}_{s,\lambda,m}^{\pm(3)})$

$$\mathbf{G}_{1,\lambda,m}^{\pm(1)}(\mathbf{R}, \mathbf{G}, \sigma) = \mp \frac{2G}{R} \tilde{u}_{\lambda,m-l}^{\pm(3)}(\mathbf{R}),$$

$$\mathbf{G}_{1,\lambda,m}^{\pm(2)}(\mathbf{R}, \mathbf{G}, \sigma) = \pm \frac{2G}{R} \tilde{u}_{\lambda,m+l}^{\pm(3)}(\mathbf{R}),$$

$$\mathbf{G}_{1,\lambda,m}^{\pm(3)}(\mathbf{R}, \mathbf{G}, \sigma) = \frac{2G}{R} i \tilde{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(\mathbf{R});$$

$$\mathbf{G}_{2,\lambda,m}^{\pm(1)}(\mathbf{R}, \mathbf{G}, \sigma) = \mp \frac{2G}{R} \times$$

$$\times \left[(m-1)(m-1+2\sigma) + \lambda^2 R^2 + (2\sigma-3)D \right] \tilde{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(\mathbf{R}),$$

$$\mathbf{G}_{2,\lambda,m}^{\pm(2)}(\mathbf{R}, \mathbf{G}, \sigma) = \mp \frac{2G}{R} \times$$

$$\times \left[(m+1)(m+1-2\sigma) + \lambda^2 R^2 + (2\sigma-3)D \right] \tilde{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(\mathbf{R}),$$

$$\mathbf{G}_{2,\lambda,m}^{\pm(3)}(\mathbf{R}, \mathbf{G}, \sigma) =$$

$$= \frac{2G}{R} i \left[m^2 + \lambda^2 R^2 + (2\sigma-2)D \right] \tilde{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(\mathbf{R});$$

$$\mathbf{G}_{3,\lambda,m}^{\pm(1)}(\mathbf{R}, \mathbf{G}, \sigma) = \mp \frac{G}{R} (D-m-1) \tilde{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(\mathbf{R}),$$

$$\begin{aligned}
G_{3,\lambda,m}^{\pm(0)}(R, G, \sigma) &= -\frac{G}{R} i m \tilde{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(R), \\
G_{3,\lambda,m}^{\pm(-1)}(R, G, \sigma) &= \pm \frac{G}{R} (D + m - 1) \tilde{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(R), \\
H_{s,\lambda,m}^{\pm(3)}(R, \sigma) &= (H_{s,\lambda,m}^{\pm(-1)}, H_{s,\lambda,m}^{\pm(1)}, H_{s,\lambda,m}^{\pm(0)}) \\
H_{1,\lambda,m}^{\pm(-1)}(R, \sigma) &= \mp \tilde{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(R), \\
H_{1,\lambda,m}^{\pm(1)}(R, \sigma) &= \mp \tilde{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(R), \\
H_{1,\lambda,m}^{\pm(0)}(R, \sigma) &= i \tilde{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(R); \\
H_{2,\lambda,m}^{\pm(-1)}(R, \sigma) &= \mp (D - \chi) \tilde{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(R), \\
H_{2,\lambda,m}^{\pm(1)}(R, \sigma) &= \mp (D - \chi) \tilde{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(R), \\
H_{2,\lambda,m}^{\pm(0)}(R, \sigma) &= i D \tilde{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(R); \\
H_{3,\lambda,m}^{\pm(-1)}(R, \sigma) &= \pm \tilde{u}_{\lambda,m-1}^{\pm(3)}(R), \\
H_{3,\lambda,m}^{\pm(1)}(R, \sigma) &= \mp \tilde{u}_{\lambda,m+1}^{\pm(3)}(R), \\
H_{3,\lambda,m}^{\pm(0)}(R, \sigma) &= 0, \\
\tilde{u}_{\lambda,m}^{\pm(3)}(R) &= \begin{cases} \tilde{K}_m(\lambda R) \\ I_m(\lambda R) \end{cases}.
\end{aligned}$$

Оператор системы уравнений (24) – (26) является фредгольмовым при условии непересечения граничных поверхностей [13].

Анализ результатов

Система уравнений решена методом редукции по индексу m при фиксированном λ , т.е. бесконечная система уравнений заменяется конечной системой, в которой индексы меняются в диапазоне $m, l = -m_{\max}, m_{\max}$. Рассматривались случаи $m_{\max} = 5, 10, 20$. Метод показал хорошую сходимость уже при $m_{\max} = 5$. Численный анализ решения задачи проведен для двух одинаковых цилиндрических включений. Коэффициенты Пуассона материалов матрицы и волокон приняты равными соответственно $\sigma_0 = 0,38$ и $\sigma_j = 0,21$.

На рис. 2 приведены распределения напряжений σ_y / T на линии, соединяющей центры волокон в зависимости от относительного расстояния между ними R_j / a для низко модульных волокон $G_j / G = 25$. Когда волокна далеко расположены друг от друга наблюдается незначительное изменение напряжения на рассматриваемом участке. С приближением волокон друг к другу на границе раздела фаз имеется зона концентрации напряжений

(более чем в два раза при $a / R_j = 1,2$ по сравнению с $a / R_j = 2,0$).

На рис. 3 представлены графики напряжений σ_x / T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от ширины области, по которой прикладывается к образцу нормальная внешняя нагрузка.

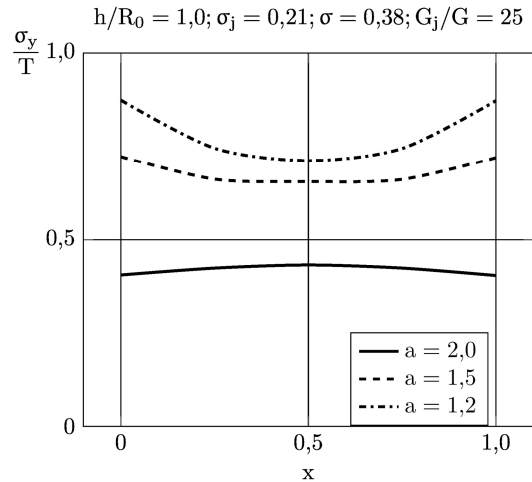


Рис. 2. Напряжения σ_y / T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними

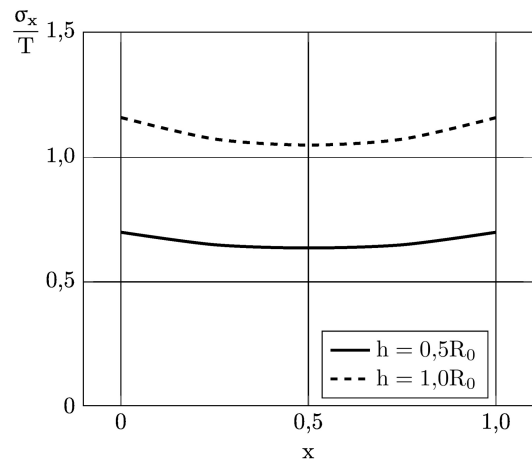


Рис. 3. Напряжения σ_x / T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от величины h / R_0

Численный анализ показал, что распределение напряжений σ_y / T не существенно зависит от отношения G_j / G . Иначе обстоит дело с напряжением σ_z / T . На рис. 4 представлены графики напряжений σ_z / T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от соотношения жесткостей материалов включений и матрицы. Из анализа графиков видно, что наблюдается характерный рост

напряжений при переходе от низкомодульных волокон к высокомодульным.

В ходе исследования было проведено сравнение полученных результатов для образца с двумя волокнами с распределением напряжений в цилиндре с одним включением. На рис. 5 приводятся графики напряжений σ_y/T на линии, соединяющей центры включений для исходного случая и случая одного включения.

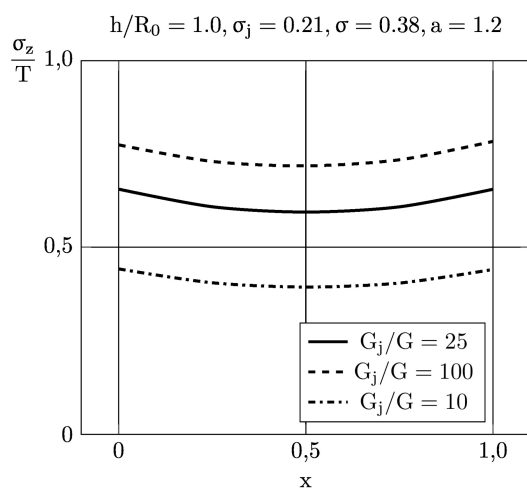


Рис. 4. Напряжения σ_z/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от соотношения жесткостей материалов включений и матрицы

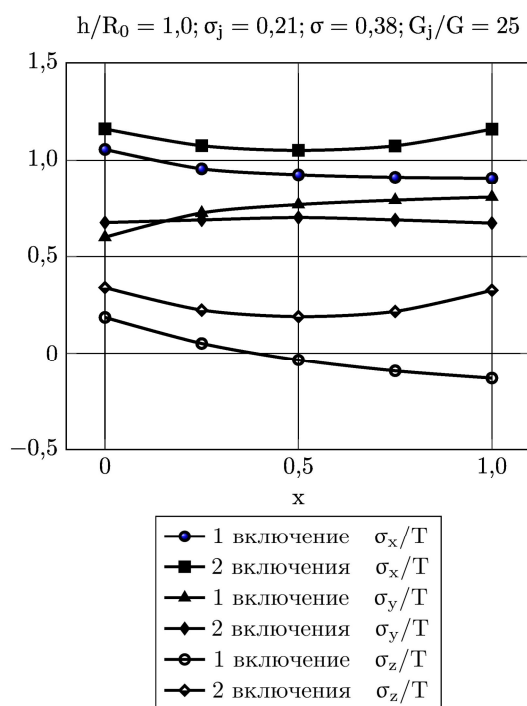


Рис. 5. Сравнение главных компонент тензора напряжений для одного и двух волокон в цилиндрическом образце

Заключение

Предложена локальная модель напряженно-деформированного состояния однонаправленного волокнистого композита, основанная на представлении образца материала упругим цилиндром с двумя упругими цилиндрическими включениями. В аналитическом виде строятся векторы перемещения и тензор напряжений отдельно в области матрицы и включений. Предполагается, что образец композита подвержен действию кусочно-постоянной нормальной нагрузки, а волокна находятся в условиях идеального контакта с матрицей. Граничные условия и условия сопряжения удовлетворяются точно при помощи обобщенного метода Фурье. Параметры модели находятся из разрешающей системы, которая допускает эффективное численное решение. Проведен численный анализ напряжений в зонах их наибольшей концентрации, выявлен ряд механических эффектов. Достоверность результатов подтверждается сравнением их со случаем цилиндрического образца с одним волокном. Анализ сходимости численного решения к точному показал высокую эффективность методики, позволяющей, удерживая лишь небольшое число уравнений и неизвестных в разрешающей системе, получать результаты с высокой точностью.

Литература

1. Ванин, Г. А. Микромеханика композиционных материалов [Текст] / Г. А. Ванин. - К. : Наук. думка. - 1985. - 304 с.
2. Гаришин, О. К. Прогнозирование прочности эластомерных зернистых композитов в зависимости от размеров частиц наполнителя [Текст] / О. К. Гаришин, Л. А. Комар // Механика композиционных материалов и конструкций. - 2003. - Т. 9, № 3. - С. 278-286.
3. Методы расчета механических характеристик пороматериалов малой плотности (обзор) [Текст] / Д. А. Черноус, Е. М. Петроковец, Д. А. Конек, С. В. Шилько // Механика композиционных материалов и конструкций. - М. : ИПМ РАН. - Т. 7, № 4. - 2001. - С. 533-545.
4. Гордеев, А. В. Моделирование свойств композиционного материала, армированного короткими волокнами [Текст] / А. В. Гордеев // Механика композиционных материалов и конструкций. - М. : ИПМ РАН. - Т. 16, № 1. - 2010. - С. 106-116.
5. 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.
6. Meleshko, V. V. Equilibrium of an elastic finite cylinder under axisymmetric discontinuous normal

loadings [Text] / V. V. Meleshko, Yu. V. Tokovyy // J. Eng. Math. – 2013. – V. 78. – P. 143 – 166.

7. Токовий, Ю. В. Осесиметричні напруження в скінченному пружному циліндрі під дією нормального тиску, рівномірно розподіленого по частині бічної поверхні [Текст] / Ю. В. Токовий // Прикл. проблеми мех. і мат. – 2010. – Вип. 8. – С. 144 – 151.

8. Zhong, Z. Analysis of a transversely isotropic rod containing a single cylindrical inclusion with axisymmetric eigenstrains [Text] / Z. Zhong, Q. P. Sun // Int. Journal of Solids and Structures. – 2002. – V. 39, Issue 23. – P. 5753-5765.

9. Николаев, А. Г. Математическая модель напряженно-деформированного состояния пористого материала [Текст] / А. Г. Николаев, Е. А. Танчик // Вопросы проектирования и производства конструкций 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. – Х.: 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 02.12.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

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

НАПРУЖЕНИЙ СТАН У ЦИЛІНДРИЧНОМУ ЗРАЗКУ З ДВОМА ПАРАЛЕЛЬНИМИ ЦИЛІНДРИЧНИМИ ВОЛОКНАМИ

О. Г. Ніколаєв, Є. А. Танчик

Запропоновано локальну модель напружено-деформованого стану односпрямованого волокнистого композиту, що ґрунтується на узагальненому методі Фур'є. Розглядається циліндричний зразок матеріалу з двома паралельними волокнами. Кожне волокно моделюється круговим циліндром. Зовнішня межа зразка знаходиться під дією кусково-постійного нормального навантаження. Передбачається, що волокна знаходяться в умовах ідеального контакту з матрицею. Апарат узагальненого методу Фур'є дозволяє точно задовольнити умовам на зовнішній границі зразка та на межах розділу фаз. Для визначення параметрів моделі отримано розв'язку нескінченну систему лінійних алгебраїчних рівнянь із фредгольмовим оператором. Проведено чисельне моделювання, на підставі якого дано аналіз розподілу напружень у зоні між волокнами. Наведено порівняння результатів з випадком одного волокна в циліндричному зразку.

Ключові слова: локальна модель, граничні умови, напружено-деформований стан, узагальнений метод Фур'є, метод редукції, односпрямований волокнистий композит.

STATE OF STRESS IN A CYLINDRICAL SAMPLE WITH TWO PARALLEL CYLINDRICAL FIBERS

A. G. Nikolaev, E. A. Tanchik

Proposed a local model of the stress-strain state of a unidirectional fiber composite, based on the generalized Fourier method. We consider a cylindrical sample of material with two parallel fibers. Each fiber is modeled by a circular cylinder. The outer boundary of the sample is subjected to a piecewise constant normal load. It is assumed that the fibers are under perfect contact with the matrix. Apparatus generalized Fourier method can accurately meet the conditions at the outer edge of the sample and at interfaces. To determine the model parameters obtained resolution infinite system of linear algebraic equations with a Fredholm operator. A numerical simulation on the basis of which the analysis of the stress distribution in the zone between the fibers. The comparison results with the case of a single fiber in the cylindrical sample.

Key words: local model, boundary conditions, stress-strain state, generalized Fourier method, method of reduction, unidirectional fiber 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 629.7.02.01:620.22-419

Ф. М. ГАГАУЗ, В. В. ГУМЕННИКОВ

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

РАСЧЕТ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ СОЕДИНИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Предложен метод стыковки панелированных элементов композитных конструкций на основе соединительного элемента, изготавливаемого методом плоской намотки на станках с численным программным управлением. Разработана аналитическая методика расчета несущей способности клеевого (адгезионного) соединения на основе одномерных моделей (классическая модель и модель Фолькерсена). Проведены параметрические исследования по определению касательных напряжений в клее и дана сравнительная оценка полученных результатов с результатами расчета методом конечных элементов.

Ключевые слова: композиционный материал, соединительный элемент, клеевое соединение, расчетная модель, касательные напряжения.

Введение

Для соединения композитных деталей между собой и с другими деталями из традиционных для авиастроения сплавов в настоящее время используются классические способы реализации механических (точечных) и поверхностных (адгезионных) соединений. Следует отметить, что при организации стыковых узлов на основе стыковых соединений (болтовых, заклепочных и т.д.) необходимо учитывать присущие всем композиционным материалам (КМ) недостатки, такие как низкая межслоевая прочность, межплоскостная прочность и контактная прочность. Во-вторых, реализация механических соединений деталей из КМ с использованием существующей номенклатуры крепежных элементов предусматривает сверление отверстий, а значит и удаление основного материала (армирующих волокон), отвечающего за восприятие и передачу нагрузки. В результате проектирования соединений с учетом указанных факторов масса, вносимая этими соединениями (крепеж, усиление детали и т.д.) в общую массу конструкции, может быть достаточно большой.

Применение клеевых соединений, для организации соединительных узлов, является наиболее естественным для деталей из КМ, ввиду схожести протекания физико-химических процессов, поэтому указанные выше недостатки проявляются в меньшей степени. Одним из факторов, ограничивающих область применения традиционных адгезионных (клеевых) соединений, является их малая (по сравнению с механическими соединениями) несущая способность. В связи с этим актуальным является разработка альтернативных конструктивно-технологических решений (КТР) клеевых соединений, методик их расчета, которые бы обеспечили наиболее полную реализацию высокой удельной прочности композитных деталей при заданном уровне несущей способности соединения.

Одним из таких КТР является использование соединительного элемента (рис. 1, а, в) [1], изготавливаемого намоткой нитями или ровингом, который может применяться как для соединения однородных по толщине деталей, так и для стыковки панелей с наполнителем (типа «сэндвич»).

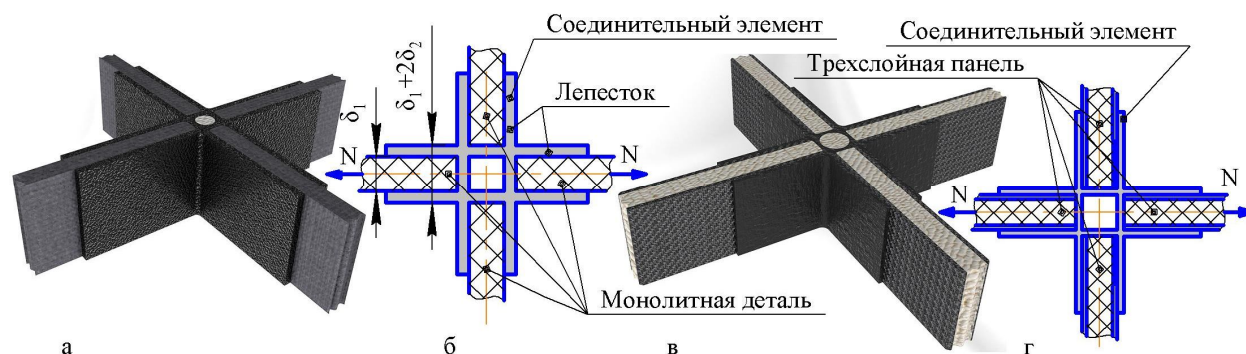


Рис. 1. Расчетная модель соединения монолитной детали с соединительным элементом

В качестве возможных областей применения соединительного элемента могут рассматриваться стыки панелей пола, обшивки между собой и с элементами каркаса (лонжеронами, нервюрами), а также соединение элементов каркаса между собой.

Постановка и решение задачи

Несущая способность соединений на основе соединительного элемента определяется и обеспечивается прочностью склеивания лепестков профиля к деталям (рис. 1, б, г).

На краях адгезионного соединения касательные (сдвиговые) напряжения достигают своего максимального значения, поэтому условие прочности можно записать в следующем виде

$$\tau_{\max} = \max[\tau_x(0), \tau_x(L)] \leq [\tau]_k, \quad (1)$$

где $[\tau]_k$ – предел прочности соединительного слоя на сдвиг;

$\tau_x(0)$, $\tau_x(L)$ – напряжение на концах соединения.

В качестве величины $[\tau]_k$ следует принять минимальное из пределов прочности клея на сдвиг и межслойной прочности КМ τ_{mc} , т.е.

$$[\tau]_k = \min(\tau_k, \tau_{mc}). \quad (2)$$

Максимальные касательные напряжения в соединительном слое согласно [2] определяются по формулам

$$\begin{aligned} \tau_x(0) &= \kappa \cdot N' \cdot \frac{\Pi_{1x} \cdot \text{chk}L + \Pi_{2x}}{b \cdot (\Pi_{1x} + \Pi_{2x}) \cdot \text{shk}L}; \\ \tau_x(L) &= \kappa \cdot N' \cdot \frac{\Pi_{1x} + \Pi_{2x} \cdot \text{chk}L}{b \cdot (\Pi_{1x} + \Pi_{2x}) \cdot \text{shk}L}. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь обозначено:

Π_{1x}, Π_{2x} – податливости соединяемых деталей

$$\Pi_{1x} = \frac{1}{\delta_1 E_{1x}}; \quad \Pi_{2x} = \frac{1}{\delta_2 E_{2x}}; \quad (4)$$

N' , N – действующая сила в лепестке и в детали, $N' = 0,5 \cdot N$;

b – высота соединительного элемента;

$$\kappa^2 = \frac{\Pi_{1x} + \Pi_{2x}}{\Pi_{3x}} \text{ – коэффициент.} \quad (5)$$

Податливость соединительного слоя Π_{3x} может быть определена по двум моделям. Для классической модели, при которой соединяемые детали трактуются как абсолютно жесткие на сдвиг, в качестве соединительного слоя рассматривается клей, и тогда справедлива формула

$$\Pi_{3x} = \frac{\delta_k}{G_k}, \quad (6)$$

где δ_k и G_k – толщина и модуль сдвига клея.

Второй подход к расчету несущей способности клеевых соединений заключается в использовании модели Фолькерсена, которая основана на том, что сдвиговые деформации будут возникать не только в клее, но и в половинах толщин соединяемых деталей. Тогда податливость соединительного слоя рассчитывается как

$$\Pi_{3x} = \frac{\delta_k}{G_k} + \frac{\delta_1^*}{2G_{1xz}} + \frac{\delta_2}{2G_{2xz}}, \quad (7)$$

где G_{1xz} , G_{2xz} – модули при межслойном сдвиге соединяемых деталей;

$\delta_1^* = 0,5 \cdot \delta_1$ – расчетная толщина соединяемой однородной детали;

$\delta_1^* = \delta_1$ – толщина, равная толщине несущего слоя при соединении трехслойных панелей.

Классическая модель соединительного слоя приводит к большим значениям напряжений, чем модель Фолькерсена. Учитывая, что объективный неразрушающий контроль клеевого соединения затруднен, разработчики чаще используют первую модель, которая приводит к большим значениям потребной длины, т.е. косвенно обеспечивается запас прочности и условно «снижается» риск разрушения соединения вследствие несовершенств (дефектов, неравномерного нанесения клеевого слоя (подслоя) по поверхностям склейки, в результате неравномерного обжатия лепестков при склейке).

Расчетные схемы адгезионного соединения соединительного элемента с однородной по толщине деталью и трехслойной панелью представлены на (рис. 2, а, б).

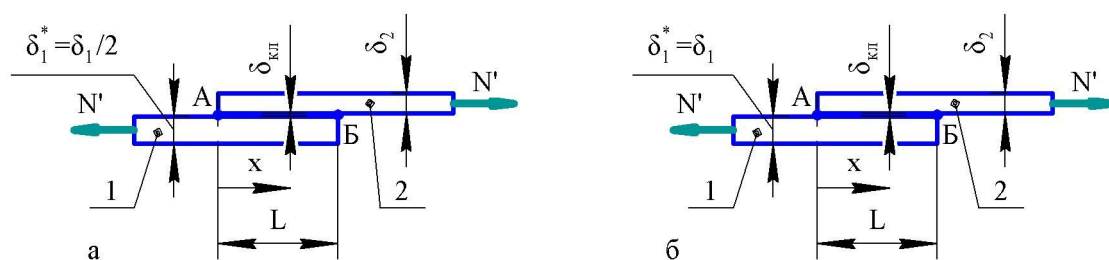


Рис. 2. Расчетная модель зоны соединения панели с соединительным элементом

Анализ формул (3) показывает, что с увеличением длины соединения максимальные напряжения на концах стремятся к асимптотическим значениям. На (рис. 3, а) показано изменение напряжений в соединительном слое при следующих исходных данных (расчетная схема (рис. 2, б)): $N = 10 \text{ кН}$, $\delta_k = 0,1 \text{ мм}$, $b = 10 \text{ мм}$, $G_k = 1 \text{ ГПа}$, $\delta_1 = 3 \text{ мм}$, $\delta_2 = 1,5 \text{ мм}$, $G_{1xz} = G_{2xz} = 4 \text{ ГПа}$, $E_{1x} = E_{2x} = 100 \text{ ГПа}$. В случае, когда податливость второй детали (лепестка соединительного элемента) больше податливости первой, максимальное значение касательных напряжений наблюдаются на конце соединения (точка Б, рис. 3, а). В соединениях, у которых податливость первой детали выше податливости второй, максимальное значение касательных напряжений наблюдается в точке А (для тех же исходных данных, кроме $\delta_1 = 1,5 \text{ мм}$, $\delta_2 = 3 \text{ мм}$) (рис. 3, б). Как видно из (рис. 3, а, б) дальнейшее увеличение длины лепестка не приводит к снижению напряжений на концах. В связи с этим представляет интерес определение предельной длины лепестка $L_{пр}$, после которого максимальные напряжения отличаются от асимптотических наперед заданную величину.

Эта задача решена в [2], но для деталей с одинаковой податливостью. Специфической особенностью соединительного элемента является его изготовление намоткой нитями или ровингом, что предопределяет однонаправленную структуру КМ, а присоединяемая деталь может иметь сложноармированную структуру. Поэтому актуальным является определение предельной длины склейки для общих случаев.

Для определения $L_{пр}$ сформулируем условие, при котором дальнейшее увеличение длины соединения приведет к снижению пиковых напряжений не более чем на заданную малую величину ξ :

$$\begin{aligned} \frac{\tau_x(0) - \tau_{\min}(0)}{\tau_x(0)} &\leq \xi; \\ \frac{\tau_x(L) - \tau_{\min}(L)}{\tau_x(L)} &\leq \xi. \end{aligned} \quad (8)$$

Здесь обозначено:

$\tau_{\min}(0)$, $\tau_{\min}(L)$ – напряжение на концах соединения (в точках А и Б, рис. 2) при $L \rightarrow \infty$:

$$\begin{aligned} \tau_{\min}(0) &= \frac{\kappa \cdot N' \cdot \Pi_{1x} \cdot \text{ch}\kappa L}{b \cdot (\Pi_{1x} + \Pi_{2x}) \cdot \text{sh}\kappa L}; \\ \tau_{\min}(L) &= \frac{\kappa \cdot N' \cdot \Pi_{2x} \cdot \text{ch}\kappa L}{b \cdot (\Pi_{1x} + \Pi_{2x}) \cdot \text{sh}\kappa L}. \end{aligned} \quad (9)$$

После подстановки в (8) формул (3) и (9), а также некоторых преобразований, получим

$$\begin{aligned} \text{ch}\kappa L_n &\geq \frac{\Pi_{2x}(1-\xi)}{\Pi_{1x}\xi}; \\ \text{ch}\kappa L_k &\geq \frac{\Pi_{1x}(1-\xi)}{\Pi_{2x}\xi}, \end{aligned} \quad (10)$$

где L_n , L_k – значение длины соединения, при котором можно считать, что максимальные напряжения в начале и в конце соединения приблизительно равны своим асимптотическим значениям.

Пренебрегая величиной $e^{-\kappa L}$ по сравнению с $e^{\kappa L}$, преобразуем условие (10) к следующему виду

$$\begin{aligned} e^{\kappa L_n} &\geq \frac{2\Pi_{2x}(1-\xi)}{\Pi_{1x}\xi}; \\ e^{\kappa L_k} &\geq \frac{2\Pi_{1x}(1-\xi)}{\Pi_{2x}\xi}. \end{aligned} \quad (11)$$

После логарифмирования этих выражений получим формулы для определения L_n и L_k :

$$\begin{aligned} L_n &\geq \frac{1}{\kappa} \ln \left[\frac{2\Pi_{2x}(1-\xi)}{\Pi_{1x}\xi} \right]; \\ L_k &\geq \frac{1}{\kappa} \ln \left[\frac{2\Pi_{1x}(1-\xi)}{\Pi_{2x}\xi} \right]. \end{aligned} \quad (12)$$

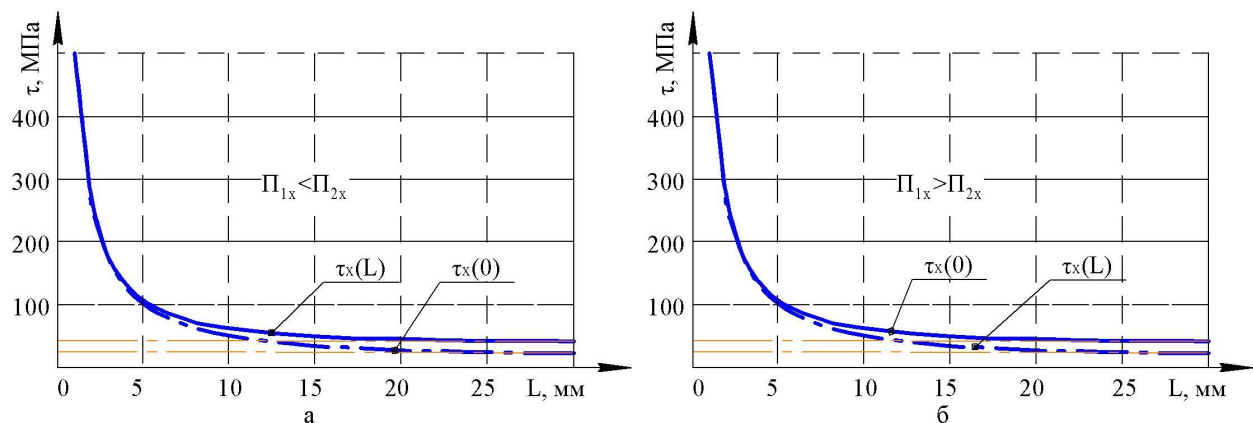


Рис. 3. Зависимость максимальных напряжений в клеевом слое от длины соединения

При $\Pi_{1x} / \Pi_{2x} = 0,5, \dots, 2$ и $\xi = 0,03$ прогно-
стические оценки длины соединения, после которой
максимальные напряжения существенно не снижа-
ются (рис. 4), приведут к следующим результатам:

$$[L_n, L_k] = \frac{1}{k} (3,476, \dots, 4,862). \quad (13)$$

Большой практический интерес представляет
определение максимально реализуемой несущей
способности соединительного элемента. Для этого
из уравнения (3) выразим N' и, проведя некоторые
преобразования, получим формулу для определения
теоретически возможной несущей способности [2]:

$$N = \kappa [\tau] \Pi_{3x} \operatorname{sh} kL \times \\ \times \min \left\{ \frac{1}{\Pi_{1x} \operatorname{ch} kL + \Pi_{2x}}, \frac{1}{\Pi_{1x} + \Pi_{2x} \operatorname{ch} kL} \right\}. \quad (14)$$

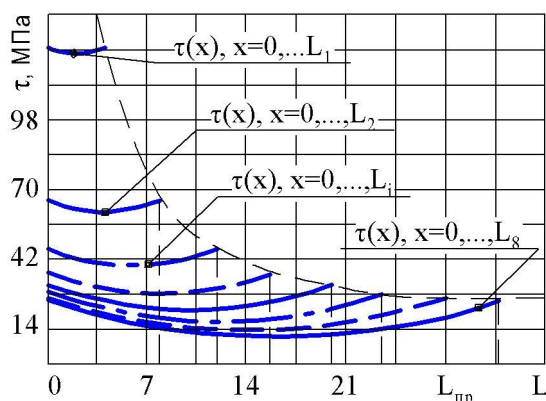


Рис. 4. Влияние длины соединения на распределение напряжений в соединительном слое

С ростом длины соединения $\operatorname{sh} kL \rightarrow \infty$ и $\operatorname{ch} kL \rightarrow \infty$, т.е. в формуле (14) имеем неопределенность типа ∞ / ∞ , для разрешения которой воспользуемся правилом Лопиталя [3]. Тогда асимптотическое значение $N_{\max}$ (рис. 5), с учетом того, что $\operatorname{cth} kL \rightarrow 1$, определяется по формуле

$$N_{\max} = \kappa [\tau] \cdot \Pi_{3x} \cdot \min \left\{ \frac{1}{\Pi_{1x}}, \frac{1}{\Pi_{2x}} \right\}. \quad (15)$$

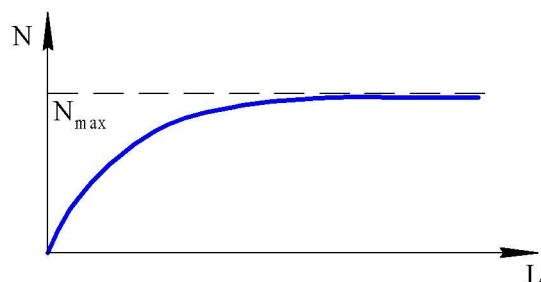


Рис. 5. Зависимость несущей способности соединения от длины лепестка

На (рис. 6) приведены результаты сравнительного анализа расчетных значений касательных напряжений в клеевом слое, полученных с использованием предложенной методики (классическая модель и модель Фолькерсена) и метода конечных элементов (МКЭ) (двухмерная и трехмерная модель соединения) для следующих исходных данных:

$$\delta_k = 0,1 \text{ мм}, b = 10 \text{ мм}, G_k = 1 \text{ ГПа}, \delta_1 = \delta_2 = 1,5 \text{ мм}, \\ G_{1xz} = G_{2xz} = 4 \text{ ГПа}, E_{1x} = E_{2x} = 100 \text{ ГПа}, N = 10 \text{ кН}.$$

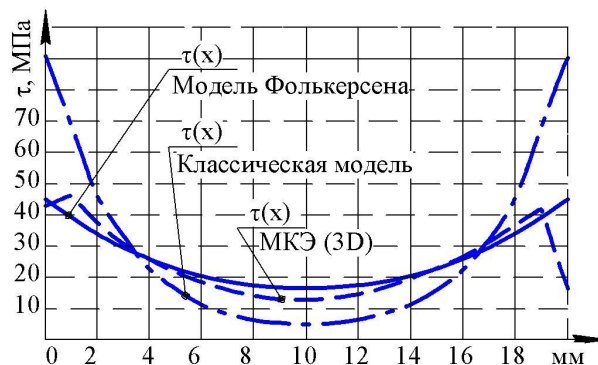


Рис. 6. Распределение касательных напряжений по длине лепестка

Выводы

В данной работе предложено КТР стыковки панелированных элементов конструкции из КМ на основе использования соединительного элемента. Для прогнозирования несущей способности клеевого соединения деталей на основе аналитического подхода разработана методика расчета и получены зависимости, которые могут использоваться при проектировании соединительного элемента. Проведенные параметрические исследования свидетельствуют о хорошей сходимости результатов аналитического расчета с результатами численного расчета МКЭ. С учетом того, что полученные результаты аналитического расчета касательных напряжений в клее обеспечивают некоторый запас прочности, полученные расчетные зависимости могут быть использованы для определения требуемых геометрических параметров соединительного элемента.

Литература

1. Гуменников, В. В. Применение соединительных профилей из композитов в аэрокосмической технике [Текст] / В. В. Гуменников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. — Х., Нац. аэрокосм.

ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2013. – Вып. 58. – С. 63 – 67.

2. Карпов, Я. С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов [Текст] : учебник / Я. С. Карпов. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им.

Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 768 с.

3. Крейн, С. Г. Математический анализ элементарных функций [Текст] / С. Г. Крейн, В. Н. Ушакова. – М. : Физматгиз, 1963. – 168 с.

Поступила в редакцию 03.12.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

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

РОЗРАХУНОК НЕСУЧОЇ ЗДАТНОСТІ З'ЄДНУВАЛЬНОГО ЕЛЕМЕНТУ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Ф. М. Гагауз, В. В. Гуменніков

Запропоновано метод стикування панельних елементів композитних конструкцій на основі з'єднувального елемента, що виготовляється методом намотування. Розроблено аналітичну методику розрахунку несучої здатності клейового з'єднання на основі одновимірних моделей. Проведено параметричні дослідження з визначення дотичних напружень в клеї, та дана порівняльна оцінка отриманих результатів з результатами розрахунку методом скінчених елементів.

Ключові слова: композиційний матеріал, з'єднувальний елемент, клейове з'єднання, розрахункова модель, дотичні напруження.

ANALYSIS OF LOAD BEARING CAPACITY OF THE COMPOSITE JOINING ELEMENT

F. M. Gagauz, V. V. Gumennikov

Method for butt joining of the composite panel structures based on the joining element manufactured by filament winding is proposed. An analytical approach based on one-dimensional models for calculating the load bearing capacity of the adhesive bond is developed. Parametric studies for determine the shear stresses distribution in the adhesive bond are conducted and the comparative analysis of the obtained results with the results of FEM-simulation is given.

Key words: composite material, joining element, adhesive bond, design model, shear stresses.

Гагауз Федор Миронович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина.

Гуменников Вячеслав Вячеславович – мл. науч. сотр. каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина.

УДК 629.78.048.7-716

П. Г. ГАКАЛ

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

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА БАЗЕ ДВУХФАЗНОГО КОНТУРА ТЕПЛОПЕРЕНОСА

Системы терморегулирования космических аппаратов на базе двухфазных контуров теплопереноса обладают существенными преимуществами по сравнению с системами на базе однофазных контуров. Однако, наряду с достоинствами, двухфазные контуры имеют и некоторые недостатки. В частности, значительное перераспределение теплоносителя между контуром и гидравлическим аккумулятором в переходных режимах работы. В статье представлены различные способы уменьшения негативных эффектов, связанных с перераспределением теплоносителя. Анализ проводился на экспериментальном стенде, созданном для исследования теплогидравлических процессов в системах терморегулирования космических аппаратов.

Ключевые слова: теплогидравлический процесс, экспериментальный стенд, система терморегулирования космических аппаратов, двухфазный контур теплопереноса.

Введение

Мировой тенденцией развития космических аппаратов (КА) является расширение их функциональных возможностей, что приводит к росту потребляемой ими электрической энергии, большая часть которой затем выделяется в оборудовании КА, электронных приборах в виде теплоты. Для отвода теплоты, переноса ее к месту теплосброса с последующим отводом в окружающую среду, а также для поддержания требуемого температурного режима работы оборудования используются системы терморегулирования.

В настоящее время наиболее широко используются системы терморегулирования (СТР) на базе однофазных контуров теплопереноса (ОФ СТР). Однако рост энерговооруженности и линейных размеров КА привел к появлению систем на базе двухфазных контуров теплопереноса, так называемых двухфазных систем терморегулирования (ДФ СТР) с вынужденной прокачкой теплоносителя. Принципиальное отличие двухфазных систем терморегулирования от однофазных систем заключается в том, что теплоноситель в процессе переноса теплоты изменяет свое агрегатное состояние. В результате, двухфазные системы терморегулирования получают ряд преимуществ по сравнению с системами, использующими однофазные контуры. В частности [1]: ДФ СТР могут переносить значительно большее количество теплоты на единицу массового расхода, температуру охлаждаемых объектов можно поддерживать практически постоянной на всем участке теп-

лоподвода и близкой к температуре насыщения, так как она зависит только от давления, которое из-за малого расхода теплоносителя изменяется незначительно. Кроме того, все процессы теплопередачи, протекающие при изменении агрегатного состояния вещества (кипении, конденсации) более интенсивны, чем при обычном конвективном теплообмене. Поэтому масса, габариты теплообменных аппаратов ДФ СТР будут меньше по сравнению с аналогичным оборудованием ОФ СТР. Тем не менее, ДФ СТР обладает и недостатками, один из которых, заключается в более существенном перераспределении теплоносителя между элементами системы в переходных режимах работы.

1. Постановка задачи

Принципиальная схема системы терморегулирования на базе двухфазного контура теплопереноса с вынужденной прокачкой теплоносителя перспективного телекоммуникационного спутника корпорации THALES ALENIA SPACE с указанием типа приборов, их тепловыделения и температурного диапазона функционирования показана на рис. 1 [2, 3]. Система предназначена для отвода 6 кВт теплоты от электронных приборов и поддержания требуемого температурного диапазона их функционирования.

Система состоит из насоса (Н), трубопроводов, теплообменников-испарителей, расположенных в приборных панелях (ПП), радиаторов-излучателей (РИ), клапанов (Кл), гидроаккумулятора с тепловым регулированием (ТГА), конденсаторов (К), переох-

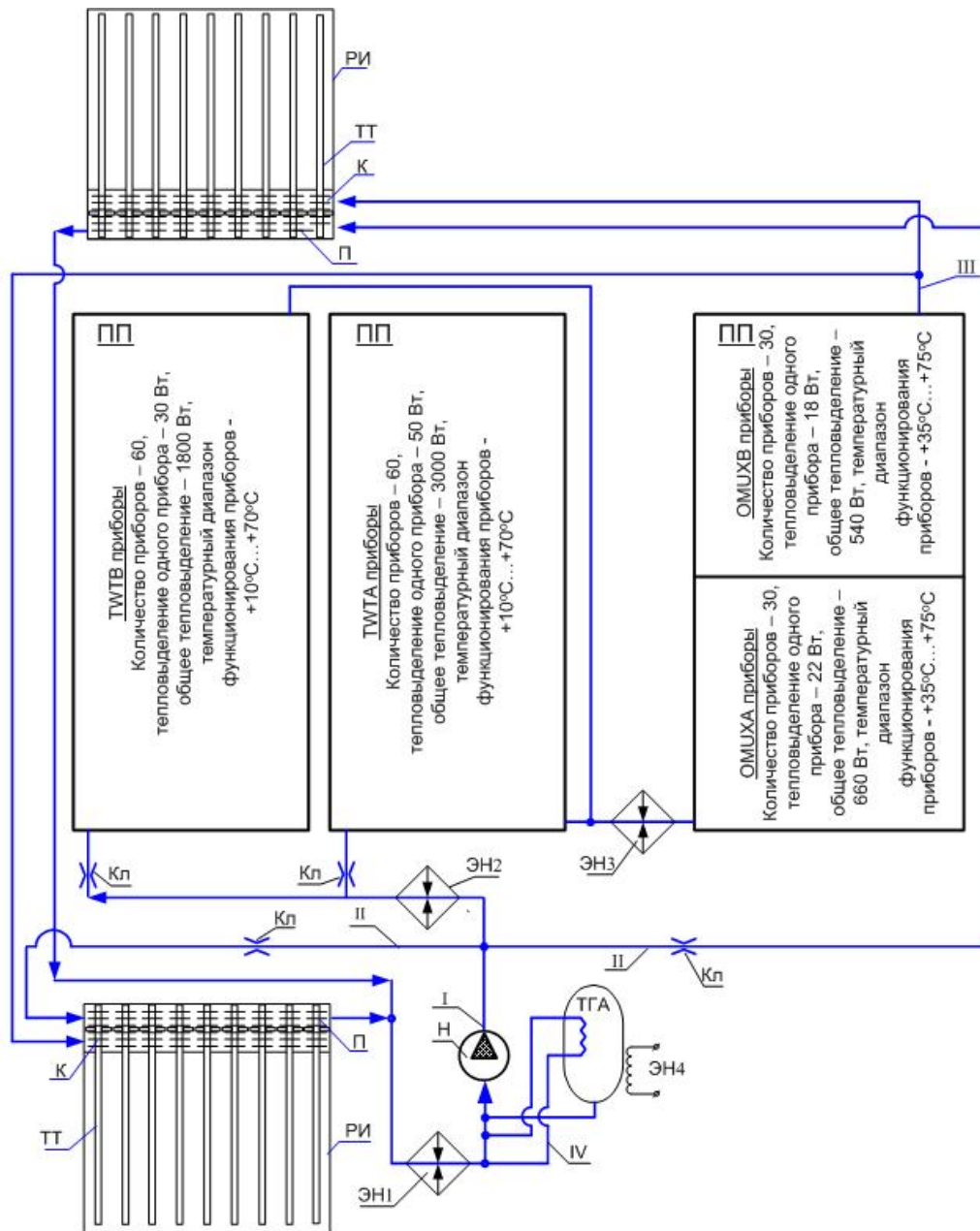


Рис. 1. Принципиальная схема системы терморегулирования на базе двухфазного контура теплопереноса телекоммуникационного спутника корпорации THALES ALENIA SPACE [2, 3]

ладителей (П) и электронагревателей (ЭН). Теплоноситель – аммиак. Радиаторы-излучатели соединены параллельно, испарители в приборных панелях – параллельно-последовательно.

Насос по напорной магистрали I нагнетает теплоноситель в контур. За насосом поток разделяется – большая часть по байпасной линии (II) поступает в переохладители (П), а оставшаяся часть в теплообменники-испарители, расположенные в приборных панелях. В теплообменниках-испарителях теплота от электронных приборов подводится к теплоносителю, который нагревается до состояния насыщения и кипит. На выходе из ПП теплоноситель находится

в двухфазном состоянии с паросодержанием $x \sim 0,8$. Для защиты системы от низких температур используются нагреватели ЭН1...ЭН3.

Отвод теплоты от теплоносителя в окружающую среду происходит в двух радиаторах-излучателях, соединенных параллельно. Каждый радиатор-излучатель включает в свой состав 27 теплоотводящих элементов (см. рис. 2). В теплоотводящем элементе в одном корпусе последовательно установлен конденсатор и переохладитель. Переохладители предназначены для поддержания кавитационного запаса на входе в насос на уровне $\Delta t_{\text{кав}} \geq 5^\circ\text{C}$. Для предотвращения попадания пара в зону переохлаж-

дения между конденсатором и переохладителем установлен капиллярный затвор. Двухфазный теплоноситель поступает в конденсаторы, где конденсируется. Затем конденсат, через капиллярный затвор, поступает в полость переохладителя, где смешивается с теплоносителем, поступающим по байпасной линии (II), и переохлаждается до температуры ниже температуры насыщения. Теплота, отводимая от теплоносителя в конденсаторе и переохладителе, по тепловым трубам передается излучающим панелям и отводится в окружающую среду.

Для регулирования давления и количества теплоносителя в контуре используется гидроаккумулятор с тепловым регулированием (ТГА). Давление в ТГА регулируется поддержанием баланса между теплотой, отводимой от двухфазного теплоносителя в ТГА к теплоносителю в байпасной линии IV и теплотой, подводимой электронагревателем ЭН4 (см. рис. 1). Если теплоты отводится больше, чем подводится – давление уменьшается и теплоноситель перетекает из контура в ТГА, если меньше – возрастает и теплоноситель перетекает из ТГА в контур.

В переходных режимах работы масса теплоносителя в системе изменяется. Если теплоноситель в системе при включении тепловой нагрузки или переходе на более «горячую» орбиту испаряется, то давление в контуре возрастает, и некоторая часть теплоносителя перетекает в ТГА. Если же теплоноситель конденсируется при снижении тепловой нагрузки или переходе на более «холодную» орбиту, то давление в контуре понижается, и теплоноситель из ТГА перетекает в контур.

Процесс перетекания теплоносителя из контура в ТГА может вызвать рост давления как в ТГА, так и во всей системе. Причина в том, что входящий жидкий теплоноситель, действуя как «жидкий» поршень сжимает пар, находящийся в ТГА. Затем, в результате теплообмена с холодной жидкостью, пар начинает конденсироваться, и давление понижается, но первоначальный рост давления может привести к росту температуры насыщения и, как следствие, к росту температуры электронных приборов.

Для уменьшения негативного влияния этого процесса предлагаются разные способы. Так, в [4], предлагается с помощью регуляторов расхода жидкости поддерживать примерно постоянное паросодержание на выходе из испарителей и, тем самым, минимизировать перетекание теплоносителя из контура в ТГА и обратно. Недостаток данного способа в том, что регуляторы расхода жидкости создают дополнительное гидравлическое сопротивление, что приводит к росту мощности насоса, его массы. В работе [5] предлагается использовать капиллярные теплообменники, на выходе из которых всегда насыщенный или перегретый пар. Однако в этом слу-

чае возникают проблемы с запуском системы, перераспределением расходов при неравномерном тепловыделении, особенно, когда в некоторых теплообменниках нет подвода тепла. Поэтому, в статье будут рассмотрены и проанализированы два других способа минимизации негативных эффектов, связанных с массообменом между контуром и ТГА, а именно:

1-й способ – Интенсификация отвода теплоты в байпасную линию IV путем увеличения через нее расхода теплоносителя

2-й способ – Варьирование расхода теплоносителя через теплообменники-испарители изменением оборотов насоса при изменении тепловой нагрузки или параметров окружающей среды.

2. Описание экспериментального стенда

Принципиальная схема экспериментального стенда, на котором проводился анализ, представлена на рис. 2 [2, 3]. Экспериментальный стенд состоит из модели ДФ СТР, системы, имитирующей теплоотвод, системы заправки и утилизации теплоносителя, системы управления и регулирования, системы измерения. Суммарный объем модели ДФ СТР с учетом объема ТГА (16,6 литров) равен ~27 литров. Масса заправляемого теплоносителя ~10,5 кг. Теплоноситель – аммиак. В стенде используется центробежный насос компании RealTechnology. Для минимизации влияния гравитации все элементы системы размещены в горизонтальной плоскости. Ключевые элементы оборудования, испарители, конденсаторы, насос полностью подобны аналогичным элементам прототипа. То есть, для них выдержано геометрическое подобие, выдержаны определяющие числа подобия. Кроме того, схема разводки трубопроводов в испарителе в стенде и прототипе полностью подобны.

Как и испарители, радиаторы-излучатели в стенде подобны аналогичным элементам прототипа. Каждый радиатор-излучатель стенда состоит из 27-ми теплоотводящих элементов, соединенных параллельно. Для теплоотводящих элементов стенда выдержано геометрическое подобие с аналогичными элементами ДФ СТР. Различие между штатной системой и стендом заключается в условиях теплоотвода в ОС. Так, в экспериментальном стенде теплота отводится к антифризу, который прокачивается через внутренний канал каждого теплоотводящего элемента (в штатной системе здесь устанавливается тепловая труба), затем антифриз переносит теплоту к месту теплосброса, где и осуществляется отвод теплоты в ОС (рис. 3).

Наряду с системой теплосброса, в состав стенда входит система измерения и регулирования. Сис-

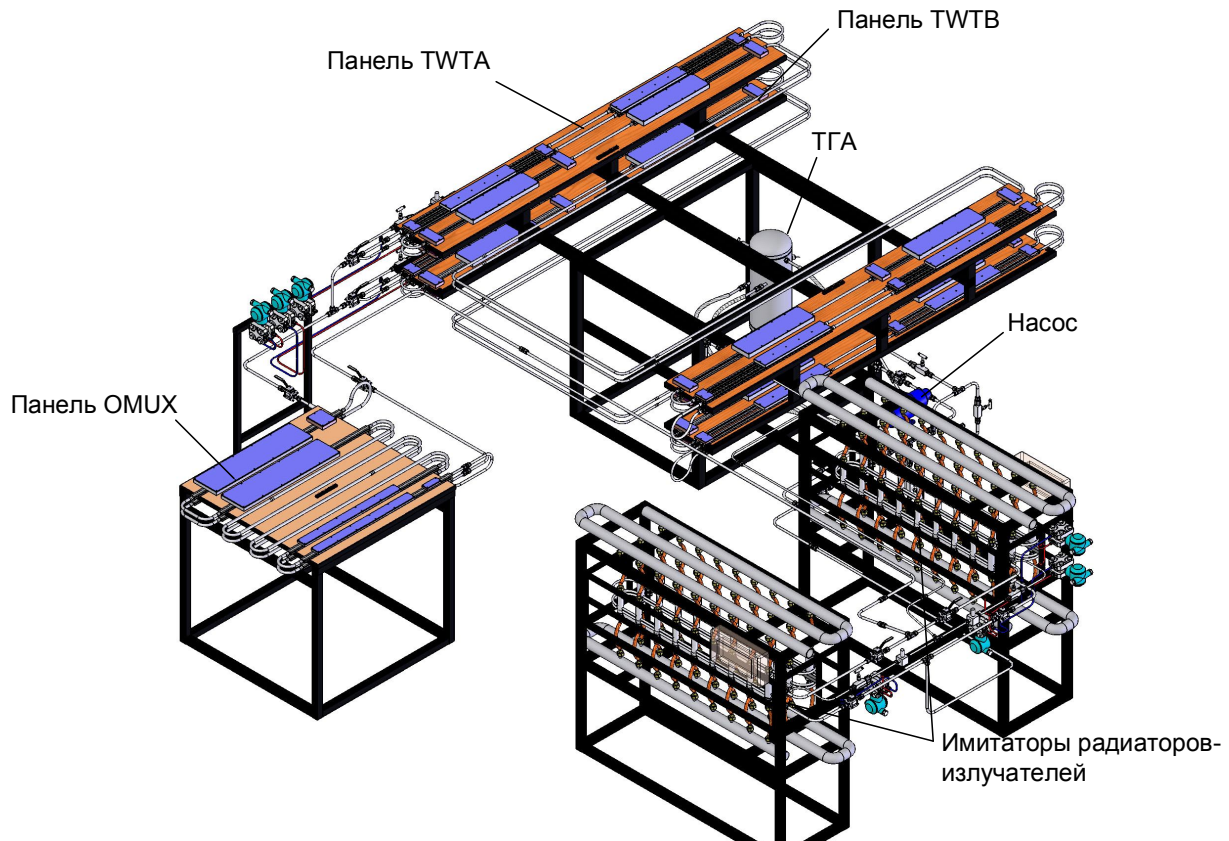


Рис. 2. Принципиальная схема экспериментального стенда

тема измерения и регулирования осуществляет измерение, запись и хранение ключевых параметров системы. Погрешности измерения составляют:

- давление - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения (верхний предел 60 бар);
- перепад давления - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения (верхний предел 0.6 бар);
- объемный расход - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения, который составил: 0,016 л/с для расходомера ТWTA и 0,010 л/с для расходомера ТWTB;
- температура теплоносителя - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения (верхний предел 70°C);
- температура приборов - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения (верхний предел 70°C);
- напряжения, силы тока - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения.

3. Результаты экспериментальных исследований

Целью экспериментов было исследование переходных процессов, связанных с изменением тепловой нагрузки. Одним из недостатков ДФ СТР является то, что при изменении тепловой нагрузки меняется паросодержание и, как следствие, происходит интенсивное перераспределение массы теп-

лоносителя между контуром и ТГА. Такое перераспределение может вызвать существенное изменение давления в ТГА, и соответственно в контуре. В результате изменяется температура приборов, так как в двухфазной области температура теплоносителя зависит только от давления. Так, например, при увеличении тепловой нагрузки паросодержание возрастает, теплоноситель из контура перетекает в ТГА. При этом на первом этапе, входящий в ТГА снизу холодный теплоноситель, действует как «жидкий» поршень, сжимая находящийся в верхней части ТГА пар и повышая давление в ТГА и системе. Затем, в результате, теплообмена, пар начинает конденсироваться и давление снижается.

Увеличение давления в ТГА приводит к росту давления во всем контуре и к росту температуры насыщения, что может привести к выходу температуры приборов за верхний предел их работоспособности. Для предотвращения роста давления предложено использовать следующие способы:

1. Путем увеличения расхода теплоносителя через байпас гидроаккумулятора IV (см. рис. 1) интенсифицировать отвод теплоты от теплоносителя в ТГА к теплоносителю в байпасе.

2. Варьируя оборотами насоса, регулировать параметры в контуре таким образом, чтобы исклю-

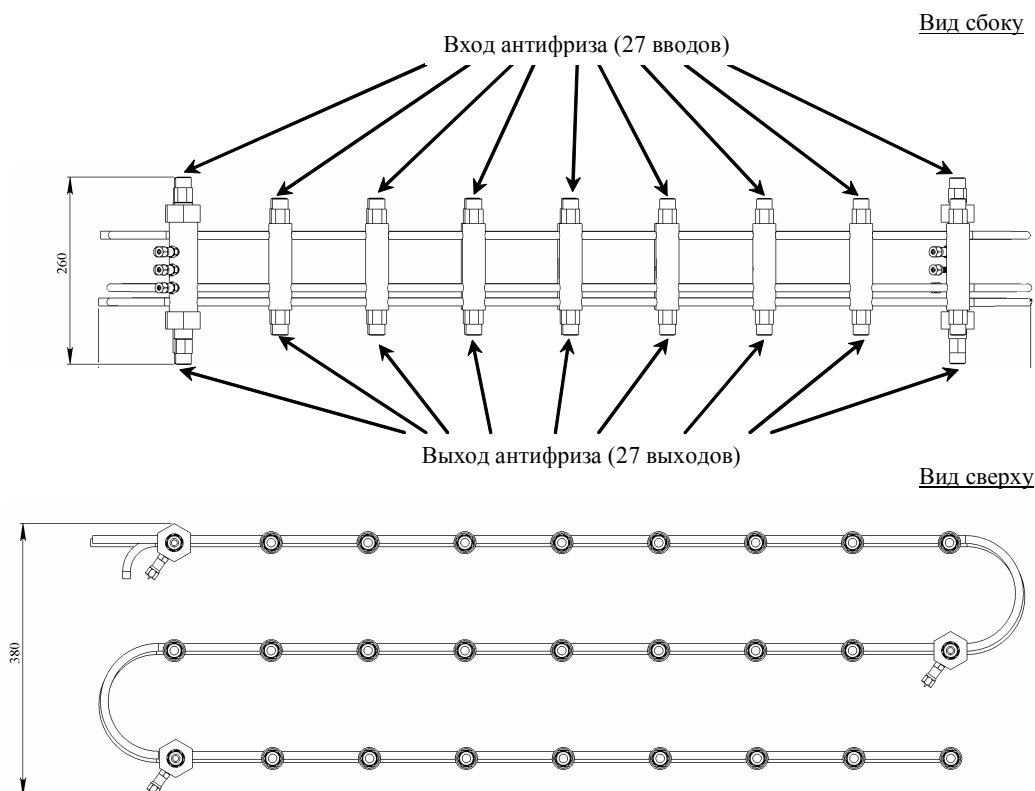


Рис. 3. Принципиальная схема радиатора-излучателя экспериментальной установки

чить существенное изменение паросодержания в контуре при изменении тепловой нагрузки.

Проанализируем влияние каждого из способов на следующие параметры: максимальную температуру приборов, кавитационный запас. При анализе также будем учитывать тип регулирования (активное или пассивное).

В процессе анализа проведено 4-и эксперимента с уменьшением и последующим увеличением тепловой нагрузки Q_{Σ} . Первые три эксперимента различаются между собой только величиной массового расхода в байпасной линии ТГА (линия IV, см. рис. 1): 0,0 г/с, 1,2 г/с и 1,8 г/с. В четвертом эксперименте варьировались обороты насоса, расход через байпас не изменялся и был равен 1,2 г/с. При снижении Q_{Σ} обороты насоса уменьшались с 22500 до 12600 об/мин. При увеличении Q_{Σ} обороты увеличены до исходной величины 22500 об/мин.

В 1-3 экспериментах в начальный момент времени тепловыделение уменьшалось с $Q_{\Sigma} \sim 6$ кВт до нуля, затем тепловыделение увеличивалось до исходной величины ($Q_{\Sigma} \sim 6$ кВт). В эксперименте #4 тепловыделение уменьшалось до нуля, затем увеличивалось до ~ 3 кВт и затем увеличивалось до $Q_{\Sigma} \sim 6$ кВт. Во всех экспериментах моделируются условия «горячей» орбиты (температура антифриза в радиаторах была примерно 51°C).

Результаты экспериментов представлены на графиках на рис. 4 – 6. Для удобства анализа на графиках используется безразмерная шкала времени, в которой T_0 – время увеличения тепловой нагрузки. На рис. 4,а приведены графики изменения тепловыделения, на рис. 4,б - изменения давления в ТГА. На рис. 5,а показано как меняется кавитационный запас насоса, на рис. 5,б – массовый расход через насос. И, наконец, на рис. 6,а – изменение массы теплоносителя в ТГА, на рис. 6,б – максимальной температуры прибора.

Из представленных результатов следует:

1. Увеличение расхода через байпас ТГА и, как следствие, интенсификация теплопередачи между теплоносителем в ТГА и теплоносителем в байпасе, уменьшает заброс давления (см. рис. 4,б). Однако увеличение расхода через байпас вызывает более существенное снижение давления при уменьшении тепловой нагрузки и, как следствие, снижение кавитационного запаса насоса (см. рис. 5,а). Достоинством данного способа является отсутствие активного регулирования.

2. Варьирование оборотами насоса при изменении тепловыделения позволило поддерживать постоянным паросодержание на выходе из испарителей. Как следствие, нет больших перетоков теплоносителя между контуром и ТГА. Масса теплоносителя

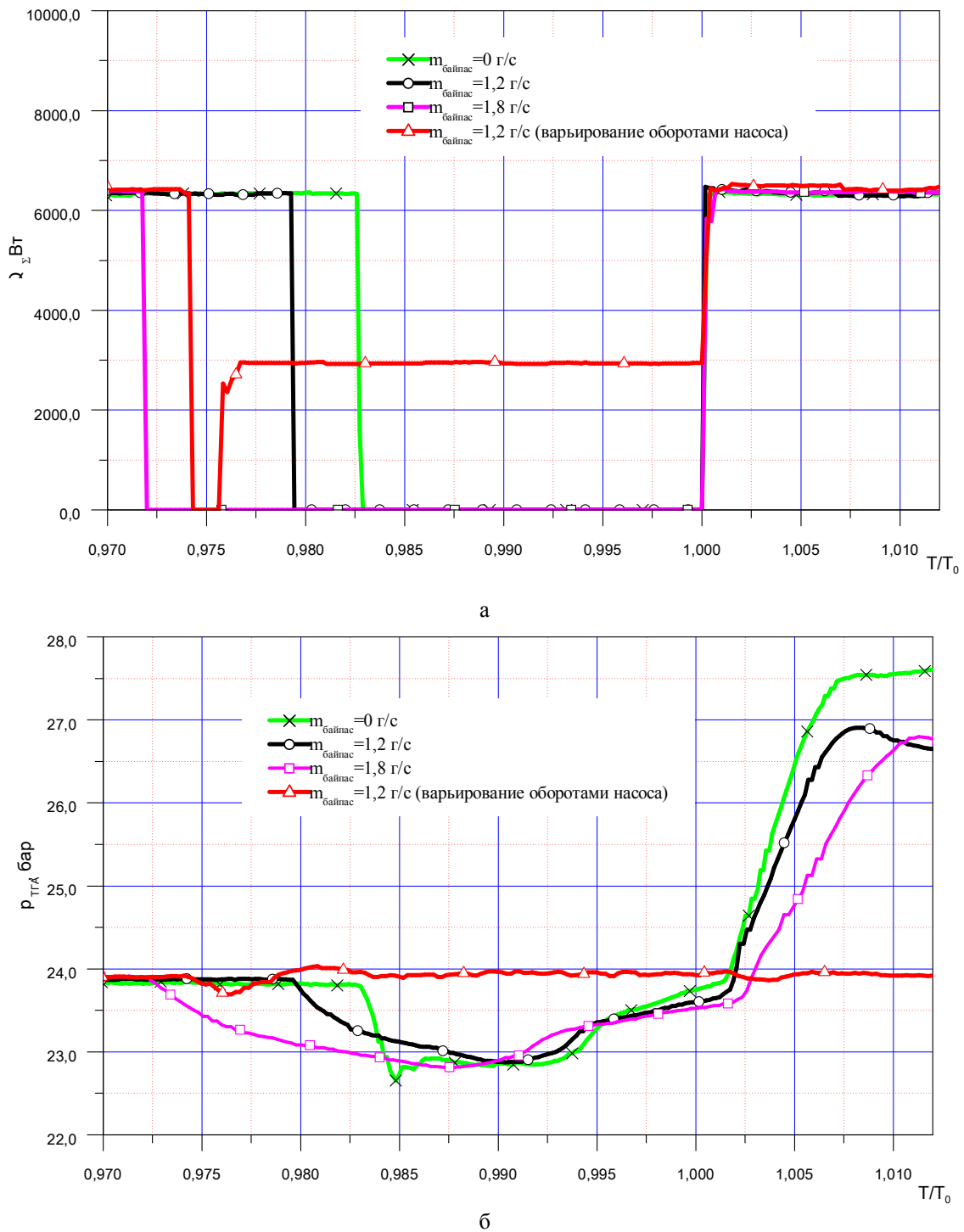


Рис. 4. Изменение параметров ДФ СТР: а – тепловыделения приборов; б – давления в ТГА

теля в ТГА остается примерно постоянной (см. рис. 6,а). Давление в ТГА также остается примерно постоянным (см. рис. 4,б). Недостаток данного способа в необходимости активного регулирования.

3. Максимальная температура приборов не превышает максимального значения 70°C (см. рис. 6,б). Однако, в эксперименте с полностью закрытым байпасом (эксперимент #1) она возрастает практически до верхнего предела с температурой 70°C . В

эксперименте #4 максимальная температура возвращается к исходному значению ($\sim 63^\circ\text{C}$).

Из всех рассмотренных вариантов наиболее приемлемым с точки зрения максимальной температуры приборов и кавитационного запаса является поддержание постоянным паросодержания на выходе испарителей изменением оборотов насоса, однако при выборе необходимо учитывать то, что для его реализации необходимо активное регулирование.

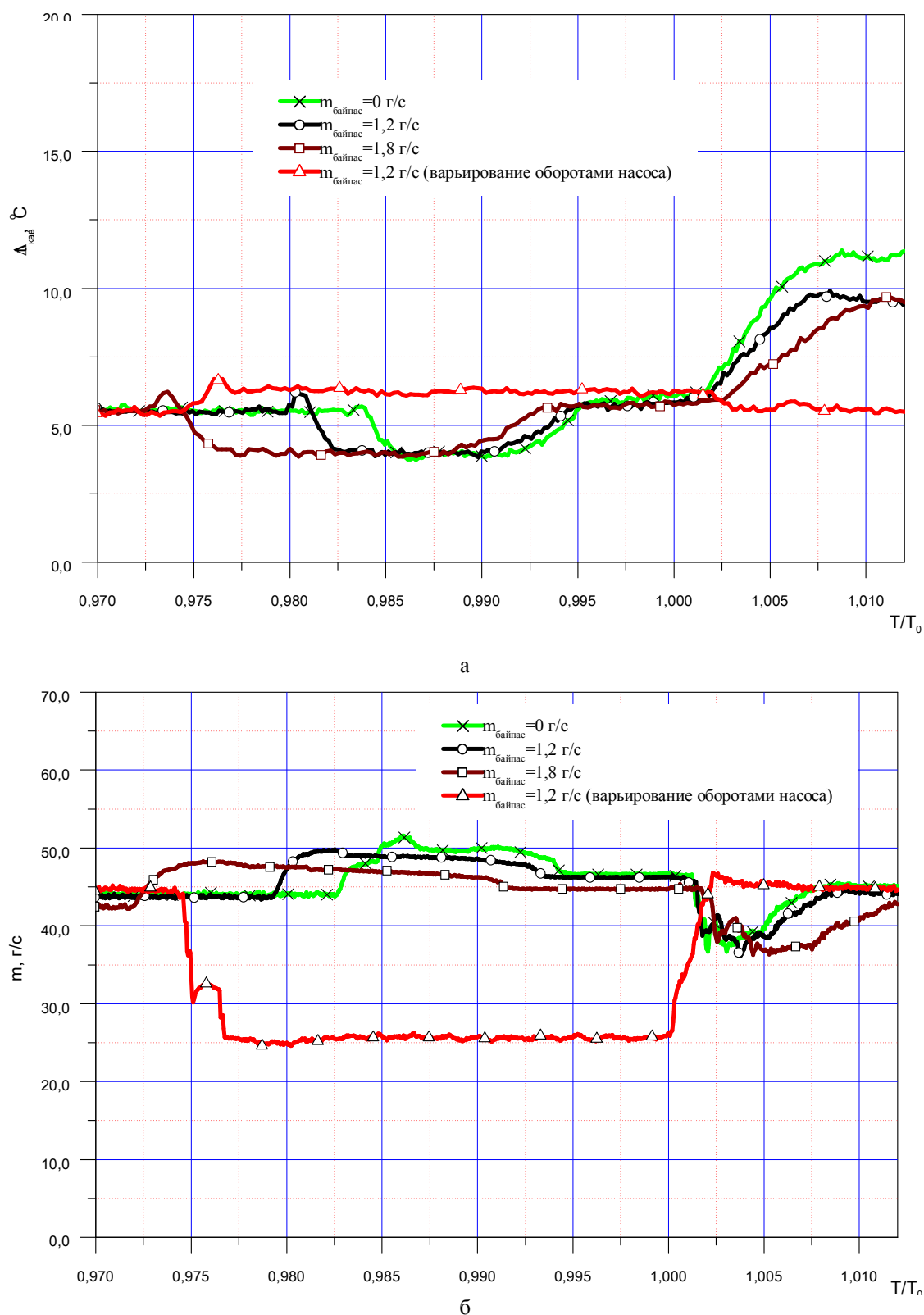


Рис. 5. Изменение параметров ДФ СТР: а – кавитационного запаса насоса; б – расхода через насос

Выводы

В результате выполненного анализа минимизации негативных эффектов, обусловленных значи-

тельным перераспределением массы между контуром и ТГА, выявлено, что:

1) для минимизации перераспределения массы наиболее эффективным является способ, основанный на поддержании примерно постоянного паро-

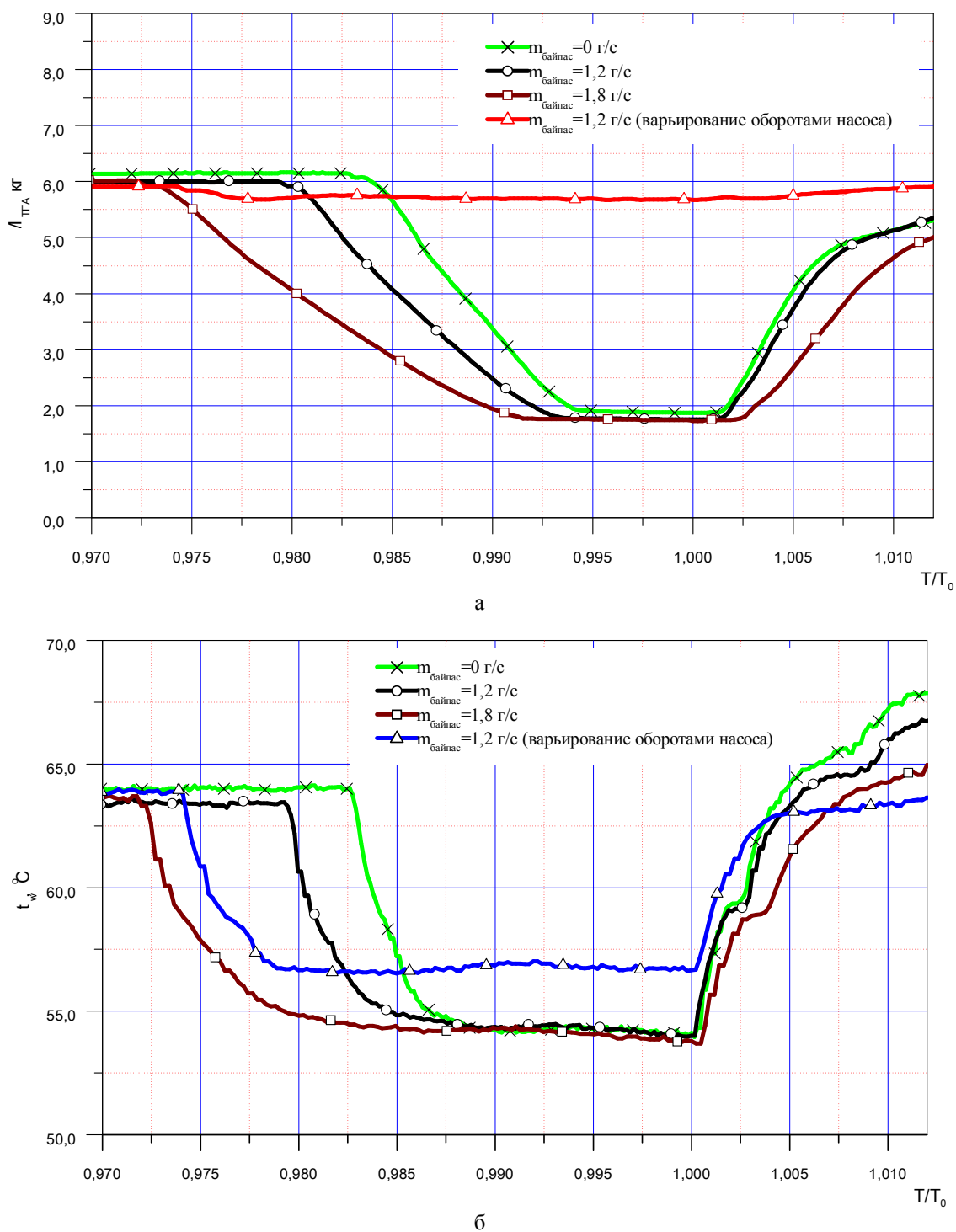


Рис. 6. Изменение параметров ДФ СТР:
а – массы теплоносителя в ТГА; б – максимальной температуры прибора

содержания на выходе из испарителей варьированием оборотов насоса. Однако для его реализации требуется активное регулирование, установка дополнительных измерительных датчиков, регулирующих устройств;

2) достоинством способа, основанном на увеличении расхода через байпас ТГА, является реали-

зация в нем пассивного регулирования. Но, необходимо учитывать снижение кавитационного запаса насоса при уменьшении тепловой нагрузки и дополнительные затраты энергии для компенсации отвода теплоты от теплоносителя в байпасную линию ТГА.

Литература

1. Никонов, А. А. Теплообменные контуры с двухфазным теплоносителем для систем терморегулирования космических аппаратов [Текст] / А. А. Никонов, Г. А. Горбенко, В. Н. Блинков. – М. : Центр научно-технической информации «Поиск», 1991. – 302 с.

2. Гакал, П. Г. Физическое моделирование теплогидравлических процессов в системах терморегулирования космических аппаратов [Текст] / П. Г. Гакал // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 5(72). – С. 29 – 34.

3. Экспериментальный стенд для исследования теплогидравлических процессов в системе терморегулирования телекоммуникационного спутника [Текст] / П. Г. Гакал, В. И. Рузайкин, Р. Ю. Турна,

Д. В. Чайка, В. М. Тимошенко, Н. И. Иваненко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 5(82). – С. 21 – 30.

4. Prediction of parameters of International space station Alpha Russian segment two-phase thermal control system under various orbit environmental conditions [Text] / Y. I. Grigoriev, V. M. Cykhotsky, Y. M. Prokhorov, O. V. Surguchev, G. A. Gorbenko, V. N. Blinkov, N. A. Brus, E. P. Ganja // *Proceeding of National Heat Transfer Conference*. – Houston, Texas, USA, August 3 – 5, 1996. – P. 25 – 31.

5. Hoang, T. T. Hybrid Two-Phase Mechanically [Text] / T. T. Hoang, R. W. Baldauff and K. H. Cheung // *Capillary Pumped Loop for High-Capacity Heat Transport* / SAE International. – 2007-01-3198.

Поступила в редакцию 28.10.2013, рассмотрена в редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры аэрокосмической теплотехники Г. А. Горбенко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ПЕРЕХІДНИХ ПРОЦЕСІВ В СИСТЕМІ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ НА БАЗІ ДВОФАЗНОГО КОНТУРУ ТЕПЛОПЕРЕНОСУ

П. Г. Гакал

Системи терморегулювання космічних апаратів на базі двофазних контурів теплопереносу мають суттєві переваги у порівнянні з системами на базі однофазних контурів. Однак, крім позитивних якостей, двофазні контури мають і деякі недоліки. Зокрема, суттєвий перерозподіл теплоносія між контуром та гідравлічним акумулятором в перехідних режимах роботи. В статті представлено аналіз різних способів зменшення негативних ефектів, пов'язаних з перерозподілом теплоносія. Аналіз виконувався на експериментальному стенді, створеному для дослідження теплогідравлічних процесів в системах терморегулювання космічних апаратів.

Ключові слова: теплогідравлічний процес, експериментальний стенд, система терморегулювання космічних апаратів, двофазний контур теплопереносу.

TRANSIENTS EXPERIMENTAL INVESTIGATION IN SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM ON A BASE OF TWO-PHASE HEAT TRANSFER LOOP

P. G. Gakal

The spacecraft thermal control systems on the base of two-phase heat transfer loop have the significant advantages in comparison with ones on the base of one-phase loop. However, besides the positive properties, two-phase loop possess some disadvantages. In particular, there is the essential mass redistribution between loop and hydraulic accumulator during transients. The different methods of negative effects decreasing due to mass redistribution are presented in the paper. The analysis was made with using of experimental stand which was created for thermal hydraulic processes investigation in the spacecraft thermal control systems.

Key words: thermal hydraulic process, experimental facility, spacecraft thermal control system, heat transfer two-phase loop.

Гакал Павел Григорьевич – д-р техн. наук, доцент, заведующий кафедрой аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@google.com.

UDC 621.43.004.62

IGOR LOBODA

Instituto Politecnico Nacional, Escuela Superior de Ingenieria Mecanica y Electrica, Mexico

PROBABILITY DENSITY ESTIMATION TECHNIQUES FOR GAS TURBINE DIAGNOSIS

In gas turbine engine condition monitoring systems, diagnostic algorithms based on measured gas path variables constitute an important component. Not only gas path faults are diagnosed by these algorithms, but also malfunctions of sensors and an engine control system can be identified with gas path measurements. Many gas path diagnostic algorithms use pattern classification techniques. In particular, a specific neural network, Multilayer Perceptron (MLP), is mostly applied. Unfortunately, the MLP cannot provide confidence estimation for its diagnostic decisions. However, there are techniques that classify patterns on the basis of probability. For example, Parzen Window and K-Nearest Neighbor methods compute probabilities of the considered classes estimating their probability densities. Thus, every diagnosis made is accompanied by its probability that is a very useful property for real gas turbine diagnosis. In the present paper, these two techniques are compared with the MLP in order to determine the technique that provides the best diagnostic accuracy on average for all possible gas turbine faults. The mentioned advantage of the Parzen Windows and K-Nearest Neighbors is also taken into account.

Key words: gas turbine, pattern classification, Multilayer Perceptron, Parzen Windows, K-Nearest Neighbors.

Introduction

It is a standard worldwide practice to apply health monitoring systems to detect, identify, and predict gas turbine faults. The diagnostic algorithms using gas path models and measured variables constitute an important integral part of these systems. Many of the algorithms apply pattern classification techniques, mostly different artificial neural networks [1-3].

Effectiveness of the monitoring system strongly depends on accuracy of its diagnostic decisions. That is why all system algorithms including the used classification technique should be optimized.

Among the neural networks applied to diagnose gas turbines, a multilayer perceptron (MLP) is the most widely used [3]. In our previous studies [4,5], diagnostic accuracy of the perceptron and some other classification techniques has been examined. It was found that on average four techniques including the MLP provide equally good results. Thus, to choose the best technique any additional criterion is required. The ability to accompany every diagnostic decision by a confidence measure is an important property of some classification techniques that can be accepted as such a criterion.

The present paper deals with two classification methods, Parzen Windows (PW) and K-Nearest Neighbors (K-NN) described, for example, in [6]. For a given pattern, they compute probability of each considered class and then classify the pattern according to the highest probability. The class probabilities are determined through class probability densities in the point of the pattern. In their turn, the densities are estimated count-

ing nearby patterns of each class.

The paper compares the MLP, K-NN, and some variations of the PW under different diagnostic conditions. To this end, they are embedded by turn into a special testing procedure that repeats numerous cycles of gas turbine diagnosis and finally computes an average probability of correct diagnostic decisions for each technique. The testing procedure has been developed and comparative calculations have been carried out in MATLAB® (MathWorks, Inc).

A gas turbine driver for a natural gas pumping unit has been chosen as a test case to perform the comparative calculations. A nonlinear mathematical model of this engine was employed for simulating faults and building fault classes.

The next section describes the classification techniques examined in the paper.

1. Classification techniques

Foundations of the chosen techniques can be found in many books on classification theory, for example, in [6]. The next subsections includes only their brief description required to better understand the present paper.

1.1. Multilayer perceptron

The MLP a feed-forward network i.e. signals propagate from its input to the output with no feedback. Figure 1 helps to describe this neural network.

The MLP shown in the figure consists of two principal layers: hidden layer and output layer. The input to each neuron of the hidden layer is a sum of perceptron

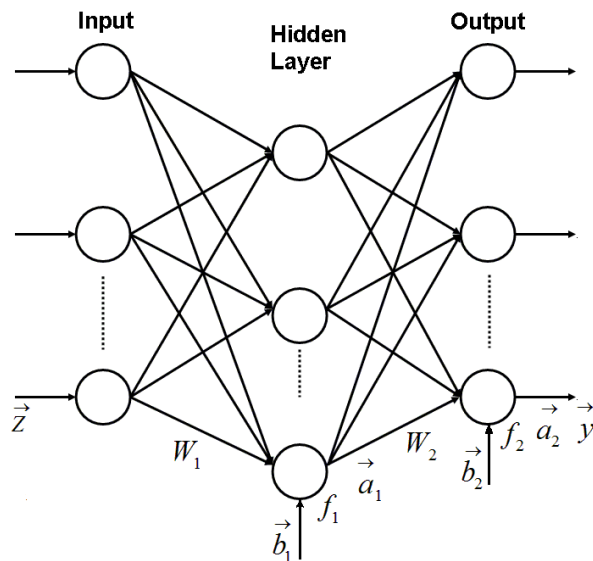


Fig. 1. Multilayer perceptron

inputs (elements of vector $\vec{Z}$) multiplied by the weight coefficients of a matrix W_1 with a bias (element of vector $\vec{b}_1$) added. The neuron input is transformed by an activation function f_1 into a neuron output (element of vector $\vec{a}_1$). The output layer process signals in a similar manner considering the vector $\vec{a}_1$ as an input vector. Thus, signal processing in the perceptron is expressed as $\vec{y} = \vec{a}_2 = f_2 \{ W_2 f_1 (W_1 \vec{Z} + \vec{b}_1) + \vec{b}_2 \}$. Each output y_k is a closeness measure between the input pattern $\vec{Z}$ and the class D_k and the pattern is assigned to the class with a maximal closeness.

A back-propagation algorithm is usually applied for learning the MLP. In the algorithm, a network output error is propagated backwards to change unknown perceptron's quantities W_1 , $\vec{b}_1$, W_2 and $\vec{b}_2$ in the direction that provides error reduction. The learning cycles repeat unless the process converges to a global error minimum. The back-propagation algorithm needs differentiable activation functions and usually they are of a sigmoid type.

The other techniques analyzed in the present paper are based on probability density estimation.

1.2. Probability density estimation

A conditional probability $P(D_j / \vec{Z})$ is a perfect criterion to classify the patterns $\vec{Z}$ because it minimizes classification errors and also provides a probabil-

istic measure of confidence to a classification decision D_j . We can compute the probability $P(D_j / \vec{Z})$ through the Bayes formula

$$P(D_j / \vec{Z}) = \frac{\rho(\vec{Z} / D_j) P(D_j)}{\sum_{l=1}^q \rho(\vec{Z} / D_l) P(D_l)}. \quad (1)$$

If a priori information on possible faults is not available and we accept that all a priori probabilities $P(D_j)$ are equal each other, probability densities $\rho(\vec{Z} / D_j)$ are sufficient to determine a posteriori probabilities $P(D_j / \vec{Z})$.

Since common parametric distribution functions rarely fit real distributions, let us consider nonparametric procedures. For a given point (pattern) $\vec{Z}$ they use nearby class patterns (learning patterns) to estimate the necessary densities. The estimation formula is simple

$$\rho = \frac{k/n}{V}, \quad (2)$$

where n is a total number of class patterns, V is a volume of a selected region around the point $\vec{Z}$, and k is a number of learning patterns that fall into the region.

If the estimation ρ is to converge to an exact density, the quantity n should increase ensuring that

$$\lim_{n \rightarrow \infty} V = 0; \quad \lim_{n \rightarrow \infty} k = \infty; \quad \lim_{n \rightarrow \infty} k/n = 0. \quad (3)$$

There two ways to determine V and k . The first way is to fix V and to look for k . This is a principle of the Parzen Window method. The second way is to specify k and seek for V . It is realized in the K-Nearest Neighbor method.

1.3. Parzen Windows

Different types of the region (window) for accounting the patterns are employed in the PW. For each type a specific parameter, window spread s , characterizing a region volume can be introduced.

To better describe the PW method, let us temporary assume that the region is a hypercube with a center situated at the point $\vec{Z}$ and length of cube edge as the spread parameter. Obviously, region volume in a m -dimensional classification space will be $V = s^m$.

To formalize counting the patterns, let us introduce the following window function

$$\varphi(\vec{u}) = \begin{cases} 1, & |u_j| \leq 1/2, j=1, m; \\ 0, & \text{otherwise.} \end{cases} \quad (4)$$

With this function the number of patterns inside the cube is

$$k = \sum_{i=1}^n \varphi \left(\frac{\vec{Z} - \vec{Z}_i}{s} \right) \quad (5)$$

and the necessary density is given by

$$\rho(\vec{Z}) = \frac{1}{nV} \sum_{i=1}^n \varphi \left(\frac{\vec{Z} - \vec{Z}_i}{s} \right), \quad (6)$$

where $\vec{Z}_i$ $i=1, n$ are training patterns. Although each window type has its own window function and spread parameter s , the function argument $\vec{u} = \frac{\vec{Z} - \vec{Z}_i}{s}$ as well as computational equations (5) and (6) will remain the same.

Since for the given point $\vec{Z}$ we intend to account the nearest patterns, a hypercube is not an ideal region because the points on its surface are in a variable distance from the center. Following this logic, we can consider a hypersphere as a better choice. For a sphere window, the spread parameter is radius and the window function is expressed as

$$\varphi(\vec{u}) = \begin{cases} 1, & \vec{u}^T \vec{u} \leq 1; \\ 0, & \text{otherwise.} \end{cases} \quad (7)$$

Thus, a variation of the PW with the sphere window may have a better classification performance because of more exact density estimation according to equation (6).

As described above, for the considered cube and sphere window functions, the contribution of all inside patterns is equal to one while the outside patterns have zero contribution. Such rigid pattern separation looks like somewhat artificial. It seems more natural to assume the following rule: the closer the pattern is situated to the window center, the greater the pattern contribution will be. To realize this rule, a Gaussian window function

$$\varphi(\vec{u}) = e^{-\frac{\vec{u}^T \vec{u}}{2}} \quad (8)$$

is usually used in the PW. The spread parameter of the Gaussian window determines its action area. To estimate probability density, the same equation (6) is employed.

On the basis of the above reasoning, we can suppose that the variation of the PW with the Gaussian window will provide the best classification performance.

The last technique to analyze and compare is the K-NN method.

1.4. K-Nearest Neighbors

All PW variations use constant window size during classification process. If actual density is low, no patterns may fall into the window resulting in zero density estimate and miss classifying. A potential remedy for this difficulty is to let the window be a function of training data. In particular, in the K-NN method we let the window grow until it captures k patterns called K-Nearest Neighbors.

The number k is set beforehand. Then for patterns of each class the sphere is determined that embraces exactly k patterns. The greater a sphere radius and volume are, the lower the density estimated by equation (2) will be.

To examine and compare the classification techniques described in this section, a special testing procedure has been developed.

2. Testing procedure

This procedure simulates a whole diagnostic process including the steps of fault simulation, feature extraction, fault classification formation, making a classification decision, and classification accuracy estimation.

2.1. Fault simulation

Within the scope of the paper, faults of engine components (compressor, turbine, combustor etc.) are simulated by means of a nonlinear gas turbine thermodynamic model

$$\vec{Y}(\vec{U}, \vec{\Theta}). \quad (9)$$

The model compute monitored variables $\vec{Y}$ (temperature, pressure, rotation speed, fuel consumption, etc.) as a function of steady state operating conditions $\vec{U}$ and engine health parameters $\vec{\Theta} = \vec{\Theta}_0 + \Delta \vec{\Theta}$. Nominal values $\vec{\Theta}_0$ correspond to a healthy engine whereas fault parameters $\Delta \vec{\Theta}$ imitating fault influence by shifting component performance maps.

2.2. Feature extraction

Although gas turbine monitored variables are affected by engine deterioration, the influence of the operating conditions $\vec{U}$ is much more significant. To extract diagnostic information from raw measured data, a deviation (fault feature) is computed for each monitored variable as a difference between actual and baseline values. With the thermodynamic model, the deviations Z_i $i=1, m$ induced by the fault parameters are calcu-

lated for all m monitored variables according to an expression

$$Z_i = \left(\frac{Y_i(\vec{U}, \vec{\Theta}_0 + \Delta \vec{\Theta}) - Y_{0i}(\vec{U}, \vec{\Theta}_0)}{Y_{0i}(\vec{U}, \vec{\Theta}_0)} + \varepsilon_i \right) / a_i. \quad (10)$$

A random error ε_i makes the deviation more realistic. A parameter a_i normalizes the deviations errors resulting that they will be localized within the interval $[-1, 1]$ for all monitored variables. Such normalization simplifies fault class description.

An $(m \times 1)$ -vector $\vec{Z}$ (feature vector) forms a diagnostic space. A value of this vector is a point in this space and a pattern to be recognized.

2.3. Fault classification formation

Numerous gas turbine faults are divided into a limited number q of classes $D_1, D_2, \dots, D_q$. In the present paper, each class corresponds to varying severity faults of one engine component. The class is described by component's fault parameters $\Delta \Theta_j$. Two class types are analyzed. A class of single faults is formed by changing one fault parameter. To create a class of multiple faults, two parameters of the same component are varied independently.

Each class is composed from numerous patterns $\vec{Z}$. They are computed according to expression (10) where the necessary quantities $\Delta \Theta_j$ and ε_i are generated by the uniform and Gaussian distributions accordingly. To ensure high computational precision, each class is composed from many patterns. A learning set **Z1** uniting patterns of all classes presents a whole fault classification.

2.4. Making a classification decision

In addition to the given (observed) pattern $\vec{Z}$ and the constructed fault classification **Z1**, one of the chosen classification techniques is an integral part of a whole diagnostic process.

To apply and test the classification techniques, a validation set **Z2** is also created in the same way as the set **Z1**. The difference between the sets consists in other random numbers that are generated within the same distributions.

In the considered testing procedure, an actually examined technique uses by turn one of the set **Z2** patterns to set an actual point $\vec{Z}$ and set **Z1** patterns $\vec{Z}_i$ to compute the probability densities and to make classification decision.

2.5. Classification accuracy estimation

Although the most of the considered techniques provide a confidence estimate $P(d_i / \vec{Z})$ for every pattern $\vec{Z}$ and classification decision (diagnosis) d_i , it is of practical interest to know classification accuracy on average for each fault class and whole engine. To this end, the testing procedure consequently applies the classification technique to all patterns of the set **Z2** producing diagnoses d_i . Since true fault classes D_j are also known, probabilities of correct diagnosis (true positive rates) $P(d_j / D_j)$ can be calculated for all classes resulting in a probability vector $\vec{P}$. A mean number $\bar{P}$ of these probabilities characterizes accuracy of engine diagnosis by the applied technique. In the present paper, the probability $\bar{P}$ is employed as a criterion to compare the techniques described in section 1.

3. Comparison conditions

For comparative calculations within the present study, a gas turbine for driving a natural gas centrifugal compressor has been chosen as a test case. It is an aero-derivative engine with a power turbine. Its thermodynamic model necessary to compute fault patterns is available. An engine operating point is close to a maximum regime and is set by a gas generator rotation speed and standard ambient conditions.

Apart from these operating conditions, the other 6 measured variables can be monitored and are used to compute patterns. These variables and their normalization parameters a_i are specified in Table 1.

Table 1

Monitored variables

№	Variable's name	a_i
1	Compressor pressure	0.015
2	Exhaust gas pressure	0.015
3	Compressor temperature	0.025
4	Exhaust gas temperature	0.015
5	Power turbine temperature	0.020
6	Fuel consumption	0.020

The faults are simulated through 9 fault parameters embedded into the model. They change from 0 to -5%. As shown in Table 2, 9 single fault classes and 4 multiple fault classes are formed. Regardless of simulated faults, single or multiple, each class is presented by $n = 1000$ patterns.

4. Techniques Comparison

According to the description in section 1, five classification techniques will be compared: Multilayer Perceptron (MLP), three variations of the Parzen Window method (briefly called PW-cube, PW-sphere, and PW-Gauss), and the K-Nearest Neighbor (K-NN) method.

The true positive rate $\bar{P}$ is a criterion to choose the best technique.

Table 2

Fault parameters and fault classes

№	Parameter names	Fault classes	
		Single	Multiple
1	Compressor flow parameter	D ₁	D ₁
2	Compressor efficiency parameter	D ₂	
3	High pressure turbine flow parameter	D ₃	D ₂
4	High pressure turbine efficiency parameter	D ₄	
5	Power turbine flow parameter	D ₅	D ₃
6	Power turbine efficiency parameter	D ₆	
7	Combustion chamber total pressure recovery parameter	D ₇	D ₄
8	Combustion efficiency parameter	D ₈	
9	Inlet device total pressure recovery factor	D ₉	

4.1. Technique adjustment

For the sake of correct comparison, each technique should be tuned to the solved problem, diagnosis of the chosen engine. The MLP was tuned for a diagnostic application in our previous works [for example, 4]. In particular, a number 27 of hidden layer nodes and a resilient back-propagation training algorithm have been found the best and were accepted for the present study.

Now, we need to tune the spread s for the variations of the PW and the nearest neighbor's number k for the K-NN. The criterion to determine the best values of

these parameters is the same, probability $\bar{P}$.

For the PW-cube technique and single fault classes, calculations with different values of the hypercube edge length s have been performed. Three groups of calculations were executed with varying seeds: with Seed 1, with Seed 2, and with 10 different seeds and

averaging the probabilities $\bar{P}$. Seed means here a specific parameter that determines a series of random numbers of the used uniform and normal distributions. Figure 2 shows the resulting probabilities $\bar{P}$ as a functions of the spread parameter and its optimal value $s = 1.14$.

Similar tuning calculations were repeated for all the techniques and two classification types. The resulting optimal values are given in Table 3. To better imagine the proportion between a window and a fault class region, remember that a maximum amplitude of pattern random errors is 1 and a total class patterns number is 1000.

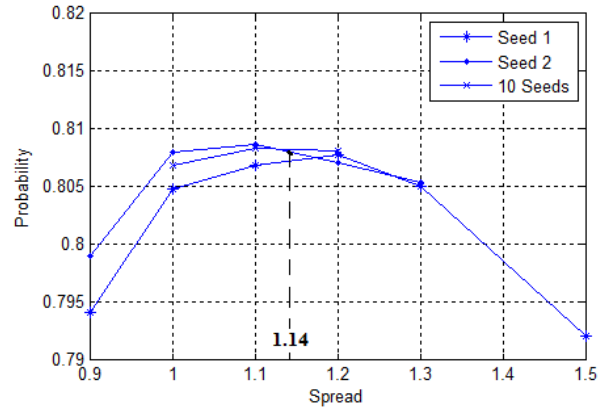


Fig. 2. Tuning the Parzen Window method (single faults)

Table 3

Optimal values of tuning parameters

Technique	Parameter	Classes	
		Single	Multiple
PW-cube	s	1.14	1.30
PW-sphere	s	0.86	0.95
PW-Gauss	s	0.30	0.35
K-NN	k	21	18

One can see from the table data that the optimal spread values for the multiple faults are greater than the corresponding values of the single faults. Additionally, an optimal sphere diameters $2s$ is greater than the corresponding cube edges s . From our point of view, these facts reflect a general rule that for all cases an approximately constant proportion is conserved between the number of patterns inside the optimal window and the total number of class patterns.

4.2. Comparison results

With the known tuning parameter values, the calculations of the correct diagnosis probability have been executed once more by each technique and for both class types. The results are given in Table 4 where the techniques are arranged according to the probability increment. As can be seen, the PW-sphere technique is approximately equal to the PW-cube for the single faults and is more accurate for the multiple faults. In its turn, the PW-Gauss classifies fault pattern better than the PW-sphere for both class types. We can see that these conclusions about technique accuracy coincide with the

suppositions made in section 1. As to the K-NN technique, it is more or less equal to the PW-Gauss: for the single faults the K-NN gains, but it yields for the multiple faults. However, these two best techniques using probability density perform worth than the MLP.

Table 4

Probabilities $\bar{P}$ for different techniques

Technique	Classes	
	Single	Multiple
PW-cube	0.8101	0.8648
PW-sphere	0.8098	0.8698
PW-Gauss	0.8131	0.8748
K-NN	0.8160	0.8720
MLP	0.8238	0.8760

It is also can be seen that the techniques do not differ a lot: the maximum probability change within the same class type is only 0.014 (1.4%). On the other hand, it was shown in [4] that computational errors are pretty great, ± 0.01 . This means that the differences between the techniques can be partly explained by low computational precision.

Preliminary, we can state that the PW-Gauss and K-NN techniques do not yield a lot to the MLP. Because these two classification techniques have an advantage of providing a confidence measure for every classification decision, they can be recommended for real application.

Discussion

The present paper can be considered only as a preliminary study. In spite of some results obtained, the paper revealed important issues to be solved in future.

First, to draw final conclusion on techniques efficiency, the comparative calculations should be repeated with higher precision. We find it possible to decrease computational errors in 10 times.

Second, since estimating diagnostic decision confidence is an important property of the analyzed techniques, it seems to be of practical interest to determine the estimation precision.

Third, in the present study, the techniques were examined at one static gas turbine operating point i.e. for one-point diagnosis. Because multipoint diagnosis and diagnosis at transients promise more accurate results, it seems important to examine the techniques for these perspective diagnostic options.

Conclusions

Thus, in the present paper four techniques have been examined that classify gas turbine faults through

estimating probability densities for the considered classes. They were compared with each other and with the Multilayer Perceptron (MLP) using the criterion of mean probability of correct diagnosis. It was found that the best two techniques, Parzen Windows with Gaussian window and K-Nearest Neighbors, yield just a little to the MLP. These two techniques are recommended for gas turbine diagnosis because they provide confidence estimation for each diagnostic decision, the property very valuable in practice.

The present study also revealed some issues to solve in future investigations. They are related with more precise probability computation and with study extension on multipoint and transient diagnosis.

Acknowledgments

The work has been carried out with the support of the National Polytechnic Institute of Mexico (research project 20131509).

References

1. Roemer, M. J. *Advanced diagnostics and prognostics for gas turbine engine risk assessment [Text]* / M. J. Roemer, G. J. Kacprzynski // *Proc. ASME Turbo Expo 2000, Munich, Germany, May 8-11, 2000.* – 10 p.
2. *Gas path fault diagnosis of a turbofan engine from transient data using artificial neural networks [Text]* / S. O. T. Ogaji, Y. G. Li, S. Sampath, et al. // *Proc. ASME Turbo Expo 2003, Atlanta, Georgia, USA, June 16-19, 2003.* – 10 p.
3. Volponi, A. J. *The use of Kalman filter and neural network methodologies in gas turbine performance diagnostics: a comparative study [Text]* / A. J. Volponi, H. DePold, R. Ganguli // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power.* – 2003. – Vol. 125, Issue 4. – P. 917-924.
4. Loboda, I. *Neural networks for gas turbine fault identification: multilayer perceptron or radial basis network [Text]* / I. Loboda, Ya. Feldshteyn, V. Ponomaryov // *International Journal of Turbo & Jet Engines.* – 2012. – Vol. 29, Is. 1. – P. 37-48 (ASME Paper No. GT2011-46752).
5. Loboda, I. *On the selection of an optimal pattern recognition technique for gas turbine diagnosis [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov // *Proc. ASME Turbo Expo 2013, San Antonio, Texas, USA, June 3-7, 2013.* – 11 p., ASME Paper No. GT2013-95198.
6. Duda, R. O. *Pattern Classification [Text]* / R. O. Duda, P. E. Hart, D. G. Stork. – New York : Wiley-Interscience, 2001. – 654 p.

Поступила в редакцию 27.09.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: канд. техн. наук, профессор кафедры конструкции авиадвигателей Ю. А. Гусев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

АЛГОРИТМИ ОЦІНКИ ЩІЛЬНОСТІ ІМОВІРНOSTІ ДЛЯ ДІАГНОСТУВАННЯ ГТД

І. І. Лобода

Діагностичні алгоритми, засновані на вимірюваних параметрах проточної частини, становлять важливий компонент систем контролю ГТД. Ці алгоритми не тільки діагностують дефекти проточної частини ГТД, але й дозволяють ідентифікувати несправності датчиків і системи управління двигуном. Багато з цих алгоритмів використовують методи класифікації образів. Зокрема, найбільш вживаним є Багатошаровий Персептрон (БП), один з основних типів нейронних мереж. На жаль, БП не дає оцінку довіри до своїх діагнозів. Однак, існують методи, які класифікують образи на основі ймовірності. Так, наприклад, методи Вікон Парзена і К-Найближчих Сусідів розраховують ймовірності розглянутих класів за допомогою оцінки їх щільності ймовірності. Таким чином, кожен їхній діагноз супроводжується його довірчою ймовірністю, що є досить корисною властивістю для реального діагностування ГТД. У даній статті ці два методи порівнюються з БП по критерію достовірності діагностування в середньому по всіх класах дефектів. Щоб визначити кращий метод, також враховується згадана перевага методів Вікон Парзена і К-найближчих сусідів.

Ключові слова: ГТД, класифікація дефектів, Багатошаровий Персептрон, Вікна Парзена, К-Найближчих Сусідів.

АЛГОРИТМЫ ОЦЕНКИ ПЛОТНОСТИ ВЕРОЯТНОСТИ ДЛЯ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ГТД

И. И. Лобода

Диагностические алгоритмы, основанные на измеряемых параметрах проточной части, составляют важный компонент систем контроля ГТД. Эти алгоритмы не только диагностируют дефекты проточной части ГТД, но и позволяют идентифицировать неисправности датчиков и системы управления двигателем. Многие из этих алгоритмов используют методы классификации образов. В частности, наиболее применяемым является Многослойный Персептрон (МП), один из основных типов нейронных сетей. К сожалению, МП не дает оценку доверия к своим диагнозам. Однако существуют методы, которые классифицируют образы на основе вероятности. Так, например, методы Окон Парзена и К-Ближайших Соседей рассчитывают вероятности рассматриваемых классов посредством оценки их плотностей вероятности. Таким образом, каждый их диагноз сопровождается его доверительной вероятностью, что является весьма полезным свойством для реального диагностирования ГТД. В данной статье эти два метода сравниваются с МП по критерию достоверности диагностирования в среднем по всем классам дефектов. При определении лучшего метода также учитывается упомянутое преимущество методов Окон Парзена и К-Ближайших Соседей.

Ключевые слова: ГТД, классификация дефектов, Многослойный Персептрон, Окна Парзена, К-Ближайших Соседа.

Лобода Игорь Игоревич – канд. техн. наук, доцент, преподаватель Национального политехнического института, Мексика, Мехико, e-mail: iloboda@ipn.mx.

УДК 621.224

А. С. ГОЛЬЦОВ¹, Д. Ф. СИМБИРСКИЙ²¹ Волжский политехнический институт

(филиал) Волгоградского государственного технического университета, Россия

² Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АНАЛИЗ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ МОЩНОСТЬЮ И МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОМБИНАТОРНОЙ ЗАВИСИМОСТИ ПОВОРОТНО-ЛОПАСТНОЙ ГИДРОТУРБИНЫ

В штатных системах автоматического управления используют индексный метод определения комбинаторной зависимости, разработанный для механической системы автоматического управления с кулачковым механизмом разворота лопастей рабочего колеса турбины. В процессе натурных энергетических испытаний гидроагрегатов Волжской ГЭС с помощью ручного управления был реализован алгоритм адаптивного управления активной мощностью. Он обеспечивает максимальную мощность турбины и был получен варьированием угла разворота лопастей рабочего колеса при фиксированных значениях величины открытия направляющего аппарата. При изменении нагрузки в диапазоне 30000÷120000 кВт алгоритм адаптивного управления обеспечил увеличение активной мощности на 5000÷14000 кВт при одновременном уменьшении вибрации на 10÷30%.

Ключевые слова: поворотной-лопастная гидротурбина, адаптивная система управления, комбинаторная зависимость, индексный коэффициент полезного действия.

Введение

Штатная система автоматического управления (САУ) гидроагрегата предназначена для обеспечения работы поворотной-лопастной турбины (ПЛТ) в окрестности расчетного стационарного режима. В этом режиме комбинаторная зависимость (КЗ) и ПИД-регуляторы штатной САУ должны обеспечивать минимальные гидравлические потери в рабочем колесе (РК) турбины и максимальный к. п. д.

При внедрении системы группового регулирования активной мощностью гидроагрегатов (ГРАМ) условия работы ПЛТ, участвующих в автоматическом вторичном регулировании, существенно изменяются. Теперь турбина основную часть времени работает в переходных режимах. При этом нагрузка на генератор изменяется автоматически во всем диапазоне (от минимального значения до максимального) и существенно отклоняется от расчетного стационарного значения, для которого были определены КЗ и параметры ПИД-регуляторов штатной САУ.

В переходных режимах работы параметры штатной САУ отличаются от требуемых оптимальных значений. Это проявляется в резком увеличении вибрации. Так, например, в переходных режимах работы ГА № 8 Волжской ГЭС при статическом напоре 25 м. вертикальная вибрация крышки турбины увеличилась в 1,5÷2,0 раза (рис. 1).

Поэтому турбина со штатной САУ при реали-

зации заданий автоматического вторичного регулирования ГРАМ будет работать с большими гидравлическими потерями, повышенной вибрацией, низким к. п. д. и большой вероятностью возникновения кавитации. В результате существенно уменьшаются период безотказной работы и ресурс турбины.

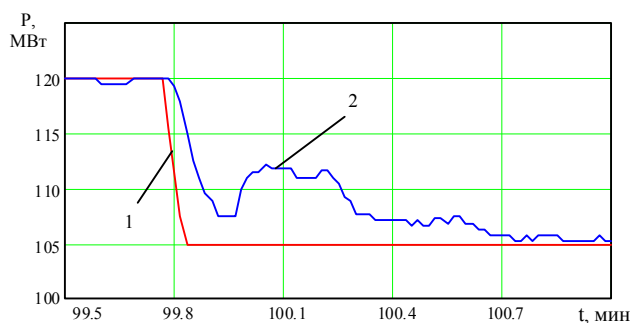


Рис. 1. Изменение активной мощности ГА № 9 с помощью штатной САУ:

1 – требуемые значения активной мощности;
2 – активная мощность ГА

В условиях внедрения ГРАМ и участия гидроагрегатов в автоматическом вторичном регулировании необходимо применять САУ активной мощности и частоты, которая во всех режимах работы имеет характеристики, близкие к оптимальным (включая и переходные режимы). Поэтому был выполнен анализ существующих методов определения КЗ с целью выбора наилучшего при работе с ГРАМ.

1. Теоретический анализ методов определения КЗ турбины

Оптимальная КЗ в режимах работы с любой активной мощностью генератора гидроагрегата (ГА) должна обеспечивать максимальный к. п. д. турбины [1]:

$$\eta_m(t_j) = \frac{P_m(t_j)}{P_b(t_j)} = \frac{P_a(t_j) \cdot \eta_r(t_j)^{-1}}{\rho \cdot g \cdot H(t_j) \cdot Q(t_j)}, \quad (1)$$

где $P_m(t_j)$ – мощность турбины, затраченная на привод генератора в момент времени t_j ;

$P_b(t)$ – часть мощности потока воды, переданная в турбину;

$P_a(t)$ – активная мощность генератора;

$\eta_r(t)$ – к. п. д. генератора;

ρ – плотность воды;

g – ускорение свободного падения;

$H(t)$ – напор турбины (разность удельных энергий потока воды на входе в РК и на выходе из отсасывающей трубы);

$Q(t)$ – расход воды через турбину.

Поток воды на выходе из РК турбины, реализующей оптимальную КЗ, будет иметь направление «нормальный выход» (параллельно продольной оси турбины). Поэтому турбулентный поток воды, проскальзывая вдоль стенок отсасывающей трубы, будет создавать минимальную вибрацию турбины и условия течения в отсасывающей трубе с минимальной вероятностью возникновения кавитации [1].

Стандарты РФ [2, 3] и МЭК 60041 рекомендуют определять оптимальную КЗ *абсолютным методом*, в котором следует применять измеренные значения всех переменных, используемых при определении КЗ, и напор турбины, вычисленный по формуле:

$$H(t_j) \equiv H_c(t_j) + H_d(t_j), \quad (2)$$

где $H_c(t)$ – статический напор турбины (разность уровней верхнего и нижнего бьефов); $H_d(t_j)$ – динамический напор турбины (часть удельной кинетической энергии потока воды, переданная в РК турбины):

$$H_d(t_j) = \left(\alpha_{вх} - \xi_{под} - \frac{(\alpha_{вых} + \xi_{отс}) \cdot F_{вх}^2}{F_{вых}^2} \right) \cdot \frac{Q(t_j)^2}{2 \cdot g \cdot F_{вх}^2};$$

$\xi_{под}$, $\xi_{отс}$ – коэффициенты потерь напора в подводящем водоводе и в отсасывающей трубе;

$F_{вх}$, $F_{вых}$ – площади поперечных сечений на входе водовода и на выходе отсасывающей трубы;

$\alpha_{вх}$, $\alpha_{вых}$ – коэффициенты Кориолиса, учитывающие эпюры скоростей потока воды в поперечных сечениях.

Однако еще нет надежных промышленных расходомеров воды через турбины с большим диаметром РК. Поэтому КЗ современных ПЛТ определяют *индексным* (относительным) *методом* [2, 3], в котором используют расчетный расход воды через турбину

$$Q_p(t_j) \approx K \cdot \sqrt{\Delta p(t_j)}$$

и *индексный к. п. д.* турбины

$$\eta_i(t_j) \equiv \frac{K \cdot Q(t_j)}{Q_p(t_j)} \cdot \eta_m(t_j) \approx \frac{P_a(t_j) \cdot \eta_r(t_j)^{-1}}{\rho \cdot g \cdot H_p(t_j) \cdot \sqrt{\Delta p(t_j)}}, \quad (3)$$

где $H_p(t)$ – расчетный напор турбины;

$\Delta p(t)$ – перепад давления в расходомерном

створе спиральной камеры.

С помощью индексного метода КЗ определяют по огибающей частных индексных пропеллерных характеристик – зависимостей индексного к. п. д. от расчетного расхода, полученных при выполнении натурных энергетических испытаний *варьированием величины открытия НА* при *фиксированных значениях угла разворота лопастей РК* и действующем напоре. В точках касания огибающей с пропеллерными характеристиками определяют величины открытия НА и угла разворота лопастей РК, которые и образуют точки искомой КЗ.

ОАО «Турбоатом» и фирма «Харьковтурбоинжиниринг» применяют этот метод при проектировании новых турбин [4]. При этом используют полный напор турбины (2), который определяют по результатам стендовых и натурных энергетических испытаний. Для этого каждую турбину оснащают современными датчиками давления воды (на входе в РК и в отсасывающей трубе) и накладными ультразвуковыми расходомерами (либо датчиками перепада давления в 2-х сечениях расходомерного участка водовода).

На Волжской ГЭС и других ГЭС РФ установлены ПЛТ, заводские КЗ которых были определены приближенным индексным методом, разработанным в 50-х годах XX века для САУ с *кулачковым механизмом разворота лопастей РК*. В этом варианте индексного метода при вычислении индексного к. п. д. используют только статический напор турбины.

ОАО «Фирма ОРГРЭС» использует этот при-

ближенный метод для коррекции заводских КЗ по результатам натурных энергетических испытаний гидроагрегатов ГЭС РФ [5 – 7]. При этом каждую частную пропеллерную характеристику определяют по 4÷5 точкам с разными значениями величины открытия НА, в которых измеряют перепад давления. Это явно недостаточно для нахождения реальных значений пропеллерных характеристик и их огибающей из-за искажений, вносимых турбулентными пульсациями перепада давления (достигающих 30 % от среднего значения перепада давления) в расчетные значения расхода и индексного к. п. д.

Индексные пропеллерные характеристики ПЛТ определяют в стационарных режимах, созданных изменением величины открытия НА при фиксированных значениях угла разворота лопастей РК и статического напора турбины. Но при изменении величины открытия НА (при каждом фиксированном угле разворота лопастей) скорость потока воды на выходе из РК будет изменяться и по величине, и по направлению (из-за вращения РК). Турбулентный поток воды, ударяясь о стенки отсасывающей трубы, будет создавать вибрацию отсасывающей трубы и других деталей ГА. Отраженная от стенок струя воды, перемещаясь с завихрениями, уменьшает реальное проходное сечение отсасывающей трубы. Поэтому при увеличении открытия НА расход воды и мощность турбины будут вначале увеличиваться до своих максимальных значений, а затем начнут уменьшаться из-за опережающего роста гидравлических потерь. В результате максимальное значение мощности ПЛТ будет получено при направлении потока воды на выходе из РК, отличающимся от направления «нормальный выход», а вибрация деталей ГА при этом увеличится. Кроме того, возникающие турбулентные завихрения потока воды в отсасывающей трубе будут создавать зоны разряжения давления и, поэтому, будут увеличивать вероятность возникновения кавитации.

В способе адаптивного управления активной мощностью ГА с ПЛТ [8] оптимальную КЗ определяют абсолютным методом, но вместо к. п. д. турбины (1) используют *мощностную характеристику* турбины – зависимость мощности турбины от величины открытия НА $a(t_j)$, угла разворота лопастей РК $\varphi(t_j)$ и напора [3]:

$$\begin{aligned} P_m(t_j) &= \rho \cdot g \cdot Q(t_j) \cdot H(t_j) \cdot \eta_m(t_j) = \\ &= f(a(t_j), \varphi(t_j), H_c(t_j)). \end{aligned} \quad (4)$$

Мощностную характеристику и оптимальную КЗ можно получить экспериментально и аналитическим методом. При использовании экспериментального метода точки искомой комбинаторной зависи-

мости образуют из значений углов разворота лопастей и величин открытия НА, обеспечивающих максимальные значения частных мощностных характеристик (*зависимости мощности турбины от угла разворота лопастей при фиксированных значениях величины открытия НА и статического напора*). Частные мощностные характеристики определяют экспериментально в процессе натурных энергетических испытаний *варьированием угла разворота лопастей РК*.

Очевидно, что оптимальная КЗ, обеспечивающая максимальные значения к. п. д. турбины (1), обеспечивает (при тех же значениях статического напора и величины открытия НА) и максимальные значения мощности турбины (4). А комбинаторная зависимость, обеспечивающая максимальную мощность турбины (4), при тех же значениях статического напора и величины открытия НА обеспечивает и максимальные значения к. п. д. (т.е. является оптимальной).

Но в предлагаемом варианте абсолютного метода определения оптимальной КЗ *не нужно измерять расход воды*. Кроме того, оптимальную КЗ определяют не с помощью огибающей пропеллерных характеристик, а более точным прямым способом – по точкам, в которых частные мощностные характеристики принимают максимальные значения. Именно такой способ формирования направления потока воды «нормальный выход» из РК предусматривает теория ПЛТ [1]. Но с помощью кулачкового механизма разворота лопастей такой способ определения КЗ в процессе натурных энергетических испытаний реализовать нельзя. С помощью современных (штатных) технических средств автоматизации предлагаемый абсолютный метод определения комбинаторной зависимости можно легко осуществить.

В аналитическом методе дополнительно используют основное энергетическое уравнение ПЛТ [1]. В результате получают следующую форму записи уравнения мощностной характеристики (4) описывающего зависимость мощности турбины от расхода, угла открытия НА и угла разворота лопастей РК)

$$\begin{aligned} P_m(t_j) &= \frac{\rho \cdot u}{F_0} \cdot Q(t_j)^2 \cdot \left[\frac{D_0}{D_p} \cdot \operatorname{ctg}(\alpha(t_j) + \alpha_0) - \right. \\ &\quad \left. - \frac{L}{D_p} \cdot \cos(\alpha(t_j) + \alpha_0) + \operatorname{ctg}(\varphi(t_j) + \beta_p) \right], \end{aligned} \quad (5)$$

где u – окружная скорость на входных кромках лопастей РК;

F_0 – площадь поперечного сечения водовода на уровне входных кромок лопастей РК;

D_0 и D_p – наружный диаметр входных кромок лопастей РК и диаметр расчетного сечения РК;

$\alpha(t)$ и α_0 – угол открытия НА и угол установки лопаток при закрытом НА;

L – длина хорды лопатки НА;

β_p – расчетный угол установки лопастей.

Кроме того, в математическую модель турбины включают дифференциальное уравнение, описывающее процесс турбулентного течения воды в подводящем водоводе:

$$T \frac{dQ(t)}{dt} + Q(t) = H_1(t) \cdot \alpha(t) \sum_{i=1}^m b_i \cdot f_i(\alpha(t), \varphi(t)) + \psi(t), \quad (6)$$

где T – постоянная времени;

$H_1(t)$ – разность уровней верхнего бьефа и входных кромок лопастей РК;

$f_i(\alpha(t), \varphi(t))$ – В-сплайны, используемые для описания зависимости расхода воды от угла открытия НА и угла разворота лопастей;

$\psi(t)$ – возмущающее воздействие, обусловленное турбулентными пульсациями давления.

Система уравнений (5), (6) составлена в форме уравнений модели в пространстве состояний информационно-измерительной системы, которая управляема по входам $\psi(t)$ и $\varphi(t)$. Поэтому эту модель можно применять (например, с помощью принципа максимума) для определения оптимальных оценок расхода и угла разворота лопастей, обращающих в минимум соответствующие функционалы обобщенной работы в любых режимах работы турбины (в том числе, и при реализации ГРАМ) [8].

2. Экспериментальные исследования

Показатели эффективности и исходные данные. Показатели эффективности штатной САУ (индексный к.п.д. и расход воды) прямым измерениям не доступны. Поэтому эффективность сравниваемых методов определения КЗ и алгоритмов управления оценивалась по величинам активной мощности генератора и вибрации основных узлов турбины гидроагрегатов, реализующих эти методы и алгоритмы в процессе выполнения натурных энергетических испытаний.

Использовались результаты натурных энергетических испытаний 4-х гидроагрегатов Волжской ГЭС при средних напорах 18.3; 21.6; 22.8; 23.8 и 24,3 м [5 – 7].

Основные результаты исследований. Испытания выполняли с применением штатной САУ и

ручного управления. При этом измеряли значения статического напора, перепада давления, активной мощности, открытия НА, угла разворота лопастей РК, биение вала в окрестности генераторного подшипника, вибрацию диска подпятника и крышки турбины. Измеренные значения этих переменных были использованы для вычисления расчетных значений расхода воды и индексного к.п.д.; частных пропеллерных характеристик (ПХ); построения огибающей частных ПХ и определения КЗ приближенным индексным и предлагаемым абсолютным методами.

Было установлено, что динамическая погрешность регулирования активной мощности с помощью штатной САУ достигает 10000 кВт (см. рис. 1).

С помощью экспериментального варианта предлагаемого абсолютного метода при выполнении энергетических испытаний (ручным управлением) были созданы режимы работы ПЛТ с углами разворота лопастей РК, отличающимися на 2÷6 градусов от углов разворота лопастей, формируемых штатными КЗ при одинаковых величинах открытия НА (рис. 2).

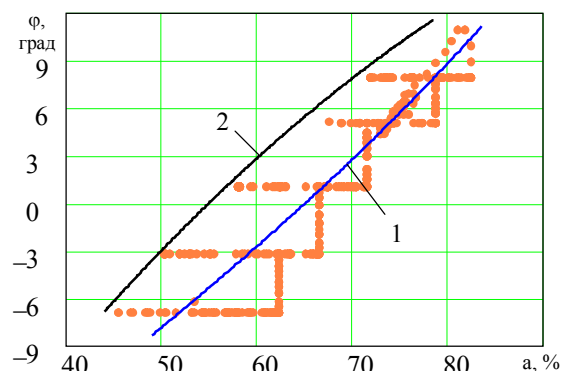


Рис. 2. Комбинаторные зависимости ГА № 9: 1 – КЗ штатной САУ; 2 – КЗ адаптивной САУ

Датчики САУ и системы мониторинга вибраций зафиксировали в этих режимах увеличение (по сравнению со штатной САУ) активной мощности ГА № 9 на 8000÷14000 кВт (рис. 3).

Кроме того, в указанных режимах было зафиксировано уменьшение вертикальной вибрации крышки турбины на 18÷30% (рис. 4), а вибрации диска подпятника на – 7÷12% (рис. 5).

КЗ штатных САУ совпадают (в пределах точности их определения) с уточненными КЗ, полученными ОАО «Фирма ОРГРЭС» [5 – 7].

С помощью предлагаемого метода были получены оптимальные КЗ 4-х ГА при разных напорах. Они отличаются от штатных КЗ на 3÷7 градусов по углу разворота лопастей РК, уменьшают гидравлические потери мощности в турбине на

5000÷14000 кВт и уменьшают вибрацию на 10÷30%. Поэтому САУ, реализующие эти КЗ будут уменьшать вероятность возникновения кавитации и увеличивать ресурс ГА.

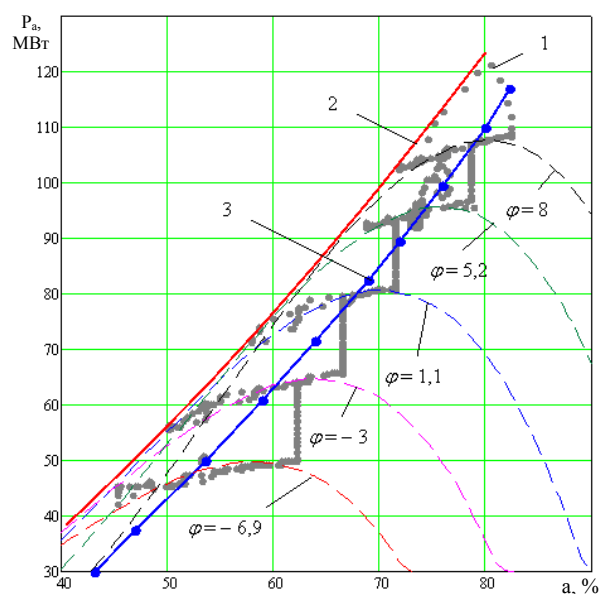


Рис. 3. Зависимость активной мощности ГА № 9 от величины открытия НА при фиксированных углах разворота лопастей РК:

1 – экспериментальные точки при ручном управлении; 2 – штатная САУ; 3 – адаптивная САУ

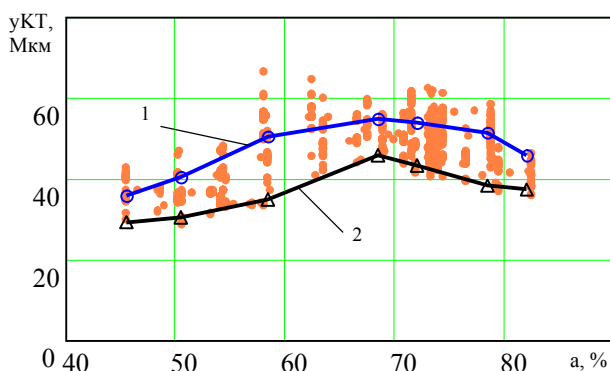


Рис. 4. Вертикальная вибрация крышки турбины ГА № 9:

1 – математическое ожидание вибрации, созданной штатной САУ; 2 – математическое ожидание вибрации в режимах с максимальной мощностью

Заключение

Таким образом, в САУ турбины, работающей под управлением ГРАМ и участвующей в автоматическом вторичном регулировании, следует применять комбинаторные зависимости, полученные с помощью предлагаемого абсолютного метода. При использовании аналитического варианта этого ме-

тода можно, кроме того, определять и расход воды через турбину.

Но оптимальную КЗ каждой турбины, обеспечивающую максимальный к. п. д. при действующем статическом напоре, можно получить и экспериментально в процессе выполнения натурных энергетических испытаний. Для этого при каждом фиксированном значении величины открытия НА варьированием угла разворота лопастей РК нужно создавать режимы работы с максимальной активной мощностью генератора и минимальной вибрацией основных узлов ГА.

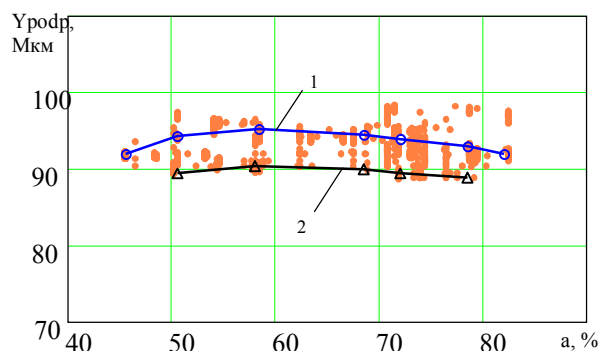


Рис. 5. Вибрация диска подпятника ГА № 9:

1 – математическое ожидание вибрации, созданное штатной САУ; 2 – математическое ожидание вибрации в режимах с максимальной мощностью

Литература

1. Кривченко, Г. И. Гидравлические машины: Турбины и насосы [Текст] / Г. И. Кривченко. – М. : Энергия, 1978. – 320 с.
2. Методические указания по проведению натурных испытаний гидротурбинных агрегатов при вводе их в эксплуатацию на ГЭС: РД 153-34.2-31.302-2001. – Дата введения: 2001-12-01. – М. : ОАО РАО «ЕЭС России», 2001. – 30 с.
3. Методики оценки технического состояния основного оборудования гидроэлектростанций: СТО 17330282.27.140.00-2006. – Дата введения: 2006-08-01. – М. : ОАО РАО «ЕЭС России», 2006. – 120 с.
4. Линник, А. В. Современный уровень и основные направления развития гидротурбостроения в Украине [Текст] / А. В. Линник, В. Д. Хаитов // Проблемы машиностроения. – 2010. – Т. 13, № 1. – С. 11-18.
5. Технический отчет по натурным энергетическим испытаниям гидроагрегата № 9 Волжской ГЭС [Текст]. – М.: Фирма ОРГРЭС, 2010. – 23 с.
6. Технический отчет по натурным энергетическим испытаниям гидроагрегата № 11 Волжской ГЭС [Текст]. – М.: Фирма ОРГРЭС, 2010 – 23 с.

7. Технический отчет по натурным энергетическим испытаниям гидроагрегатов № 3 и № 4 Волжской ГЭС [Текст]. – М.: Фирма ОРГРЭС, 2011 – 69 с.

8. Пат. 2468246 Российская федерация, МПК F03B 15/16. Способ адаптивного управления активной мощностью гидроагрегата с поворотной лопастной турбиной [Текст] / А. С. Гольцов,

С. А. Гольцов, А. В. Клименко: Заявитель и патентообладатель Волжский политехнический институт (филиал) Волгоградского государственного технического университета А. С. Гольцов, С. А. Гольцов, А. В. Клименко. – № 2009146911/06; заявл. 16.12.2009; опубл. 27.11.2012, Бюл. № 33.

Поступила в редакцию 18.10.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

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

АНАЛІЗ АЛГОРИТМІВ КЕРУВАННЯ ПОТУЖНІСТЮ ТА МЕТОДІВ ВИЗНАЧЕННЯ КОМБІНАТОРНОЇ ЗАЛЕЖНОСТІ ПОВОРОТНО-ЛОПАТНОЇ ГІДРОТУРБИНИ

А. С. Гольцов, Д. Ф. Симбірський

У штатних системах автоматичного керування використовують індексний метод визначення комбіаторної залежності, що розроблений для механічної системи автоматичного керування кулачковим механізмом розгортання лопатей робочого колеса турбіни. Підчас натурних енергетичних випробувань гідроагрегатів Волжської ГЕС за допомогою ручного керування був реалізований алгоритм адаптивного керування активною потужністю. Він забезпечує максимальну потужність турбіни та був одержаний шляхом вибору кута розвороту лопатей робочого колеса при фіксованих значеннях величини спрямовуючого апарату. При змінах навантаження в діапазоні 30000 ÷ 120000 кВт алгоритм адаптивного керування забезпечує збільшення активної потужності на 5000 ÷ 14000 кВт за одночасним зменшенні вібрації на 10 ÷ 30%.

Ключові слова: поворотно-лопатеві гідротурбіна, адаптивна система управління, комбінаторна залежність, індексний коефіцієнт корисної дії.

ANALYSIS OF THE POWER CONTROL ALGORITHM AND METHOD OF COMBINATORIAL DEPENDENCE OF KAPLAN TURBINE

A. S. Goltsov, D. F. Simbirsky

It is mentioned that in-service automatic control systems is used an index method for determining of the combinatorial dependence designed for the automatic control of the mechanical system with a cam mechanism of the blades turn the turbine wheel. During the tests of the hydraulic units in the Volga hydroelectric power station, executed in real conditions, using manual control algorithm was implemented an adaptive control of active power. It provides a maximum power of the turbine and was obtained by varying the angle of rotation of the impeller blade at fixed values of opening the guide vanes. When the load in the range of 30000 ÷ 120000 kW adaptive control algorithm has provided an increase in the active power by 5000 ÷ 14000 kW, while reducing vibration by 10 ÷ 30%.

Key words: Kaplan turbine, adaptive control system, combinatorial dependence, Index efficiency.

Гольцов Анатолий Сергеевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой автоматики, электроники и вычислительной техники, Волжский политехнический институт (филиал), Волгоградский государственный технический университет, г. Волжский, Россия, e-mail: GoltsovAS@mail.ru.

Симбірський Дмитрій Федорович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции и прочности двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 533.9.07

С. А. ОГИЕНКО

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

ВЛИЯНИЕ АЗИМУТАЛЬНОЙ НЕОДНОРОДНОСТИ ПЛАЗМООБРАЗУЮЩЕГО ГАЗА НА ТРАНСПОРТИРОВКУ ЭЛЕКТРОНОВ И РАЗРЯДНЫЙ ТОК В УСКОРИТЕЛЕ С ЗАМКНУТЫМ ДРЕЙФОМ ЭЛЕКТРОНОВ

Исследования проведены, чтобы определить влияние азимутальной неоднородности плазмы на скорость транспортировки электронов (проводимость плазмы) в стационарном разряде в скрещенных электрическом и магнитном полях ускорителя. Для этого в эксперименте впервые специально создавалась азимутальная неоднородность газа в разрядной камере ускорителя на номинальном режиме работы, а как следствие, создавалась соответствующая неоднородность плазмы и измерялся разрядный ток. По изменению разрядного тока определялось изменение потока электронов с катода на анод, который в свою очередь зависит от скорости транспортировки электронов. Эксперимент проведен варьируя напряжением разряда и магнитным полем. Впервые показано, что увеличение азимутальной неоднородности газа на $\approx 8\%$ в разрядном промежутке может привести к росту разрядного тока ускорителя до $\approx 200\%$ из-за роста его электронной компоненты.

Ключевые слова: плазма, двигатель с замкнутым дрейфом электронов, скорость транспортировки электронов, аномальная проводимость плазмы.

Введение

Ускорители с замкнутым дрейфом электронов стационарного типа, которые изначально были разработаны для проведения реакций ядерного синтеза, в настоящее время широко используются в различных космических и наземных технологиях в качестве двигателя либо как источник ионов с высокими энергиями для модификации свойств поверхности изделий. Притом, что со времён первых моделей достигнут значительный прогресс в улучшении их рабочих характеристик, во многих странах продолжают интенсивно проводиться научно-технические работы по совершенствованию ускорителей с замкнутым дрейфом электронов. Среди таких исследований работы по модернизации т.н. стационарного плазменного двигателя (СПД) считаются наиболее перспективными и занимают лидирующее место. При этом требует своего решения одна из основных научных проблем – неопределённость механизма аномальной проводимости плазмы в скрещенных электрическом и магнитном полях, от которой зависят разрядный ток, мощность и КПД ускорителя, и которая является базой для его технического совершенствования.

1. Анализ существующих проблем, определение задач исследования

Для проведения технической модернизации ускорителя с замкнутым дрейфом электронов с целью

расширения диапазона его рабочих характеристик (мощности, энергии ионов, расхода газа) необходимо понимание базовых физических процессов, среди которых – транспортировка электронов через разрядный промежуток с аномально высокой скоростью, механизм которой до сих пор не определён. В настоящее время при моделировании процессов в плазме в скрещенных магнитном B и электрическом E полях для получения количественно точных результатов формально используют т.н. проводимость Бома в виде коэффициента $\mu = 1/(16 \cdot B)$, так что скорость транспортировки электронов $V_{tr} = E \cdot \mu$, при этом не оговаривая физических процессов, лежащих в её основе. Так как скорость транспортировки V_{tr} определяет разрядный ток, электрическую мощность и тяговый КПД ускорителя, то возможность управлять скоростью V_{tr} позволит расширить диапазон рабочих характеристик ускорителя путём его технической модернизации. На основе анализа результатов исследований в России и Израиле [1, 2] автором была выдвинута гипотеза об определяющей роли азимутальной неоднородности плазмы и о её причине – азимутальной неоднородности плазмообразующего газа в разрядном промежутке на скорость переноса электронов и, т.о., на разрядный ток. Чтобы проверить это предположение, в настоящих исследованиях поставлена задача – определить влияние азимутальной неоднородности распределения газа в разрядном промежутке ускорителя типа СПД на величину разрядного тока, варьируя магнитным полем и напряжением разряда.

2. Подготовка оборудования к проведению эксперимента

Эксперимент был проведен, чтобы подтвердить предположение о значительном влиянии азимутальной неоднородности распределения концентрации ионов в потоке плазмы двигателя на проводимость электронов и величину разрядного тока СПД.

Чтобы создать азимутальную неоднородность концентрации ионов в плазме в ходе эксперимента искусственно создавалась азимутальная неоднородность концентрации газа вблизи поверхности анода-газораспределителя (далее - анод). При этом полагалось, что при условии эффективной ионизации газа в узкой зоне ионизации (более 95 %, что характерно для СПД) относительная неоднородность концентрации ионов будет соответствовать относительной неоднородности газа в этой зоне, с учётом выравнивания неоднородности газа по мере его течения от места ввода (из анода) к зоне ионизации в разрядной камере (РК). На этом этапе исследований полагалось, что при поступлении газа в РК через анод не создаётся азимутальной неоднородности в его распределении в РК. Полагалось также, что после зажигания разряда соотношение потоков газа через анод и дополнительные подводы не изменяется, поскольку оба газопровода нагреваются до одинаковой температуры и режим течения газа в них не меняется, а перепад давления - постоянный.

Для создания контролируемой неоднородности газа предусмотрены два дополнительных подвода газа через трубопроводы с внутренним диаметром $\Phi_{\text{вн}}=3$ мм (см. рис. 1) в РК, а также система капилляров ($\Phi_{\text{вн}}=0,3$ мм) для распределения общего расхода газа между анодом и дополнительными подводами. Полагалось, что сопротивление течению газа пропорционально 4 степени диаметра трубопровода и поэтому основное сопротивление течению газа создают капилляры (K0, K1, K2 и K3), диаметр которых примерно в 10 раз меньше диаметра трубопроводов. Варьируя (дискретно, клапанами КЛ0...КЛ3) соотношение длин капилляров (L_0, L_1, L_2, L_3 см. табл. 1) в двух трубопроводах, будем перераспределять расход газа обратно пропорционально суммарной длине капилляров - $L_0/L_1 \sim \dot{m}_1/\dot{m}_0$, $L_0/(L_1+L_2) \sim \dot{m}_{12}/\dot{m}_0$, $L_0/(L_1+L_2+L_3) \sim \dot{m}_{123}/\dot{m}_0$, где $\dot{m}_{123}$ - расход газа через подключённые последовательно капилляры K1, K2 и K3, $\dot{m}_0$ - расход через капилляр K0 и т.п.

Определим распределение потока газа $\dot{m}_{\text{рк}}$ поступающего из ресивера в РК на два потока в эксперименте 2 (табл. 1): поток $\dot{m}_0$ через газопровод, подводящий газ в РК через анод и поток $\dot{m}_1$ через газопровод, предназначенный для дополнительного подвода газа в РК - для создания неоднородности. Тогда $\dot{m}_{\text{рк}} = \dot{m}_0 + \dot{m}_1$. Обозначим постоянный перепад

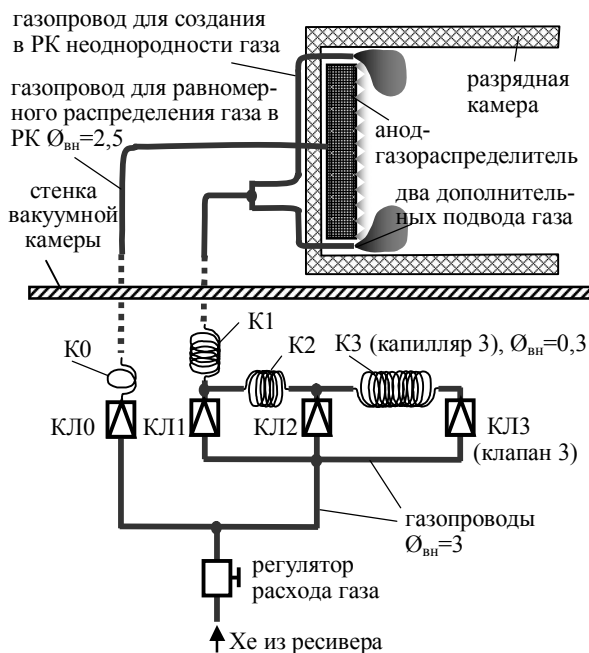


Рис. 1. Схема подвода и распределения газа в разрядную камеру СПД

давлений на входе и выходе капилляров 0 и 1 как $\Delta P = P_{\text{вх}} - P_{\text{вых}}$ при открытых клапанах КЛ0, КЛ1 и закрытых КЛ2 и КЛ3. Сопротивление течению газа через капилляры 0 и 1 обозначим R_0 и R_1 соответственно и учтём, что $R_0 \sim L_0 \sim 5$, $R_1 \sim L_1 \sim 25$ и $R_1 = R_0 \cdot 5$. Тогда расходы $\dot{m}_0 = \Delta P / R_0$ и $\dot{m}_1 = \Delta P / R_1$ и суммарный расход $\dot{m}_{\text{рк}} = \Delta P / R_0 + \Delta P / R_1 = \Delta P / R_0 \cdot (1 + 1/5)$. Отсюда сопротивление течению $R_0 = \Delta P / \dot{m}_{\text{рк}} \cdot 1,2$, а расход $\dot{m}_0 = \Delta P / R_0 = \dot{m}_{\text{рк}} / 1,2$ и $\dot{m}_1 = \Delta P / R_1 = \dot{m}_{\text{рк}} / 6$ (табл. 1). Аналогично рассчитаны расходы в экспериментах 3, 4.

Результаты замеров суммарного расхода газа через РК ($\dot{m}_{\text{рк}}$) - через анод и два дополнительных подвода (через набор капилляров) приведены в табл. 1, где: абсолютные и относительные значения соответствуют расходу газа, когда разряд не горит; относительные - см. эксперименты 1, 2, 3, 4, где $\dot{m}_{\text{рк}} = \dot{m}_{\text{рКа}}$, $\dot{m}_{\text{рк}}/1,2$ и $\dot{m}_{\text{рк}} = \dot{m}_{\text{рКа}} \cdot 1,04 \dots \dot{m}_{\text{рк}}/21$ и $\dot{m}_{\text{рк}} = \dot{m}_{\text{рКа}} \cdot 1,01$ соответствуют расходам, принятым для анализа результатов эксперимента с работающим двигателем.

Используя результаты экспериментов 1, 4, 5 и 6 проведен следующий анализ. На основе сравнения результатов 1 и 5 экспериментов, сделан вывод о том, что „подсоединение„ дополнительных $\Delta L = L_1 - L_0 = 25 - 5 = 20$ мм капилляра в 5 эксперименте, где $L_1 = 25$ мм (по сравнению с 1 экспериментом, где $L_0 = 5$ мм) привело к снижению расхода на $\Delta \dot{m}_{\text{рк}} = \dot{m}_{\text{рк}} - 1,14 = 1,31 - 1,14 = 0,17$ (мг/с). Полагается, что каждый миллиметр капилляра снижает расход на величину $\Delta \dot{m}_{\text{рк}} / \Delta L = 0,17 / 20$ (мг/с/мм), а каждые 5 мм - на величину $\Delta \dot{m}_{\text{рк}} / \Delta L \cdot 5 = 0,17 / 20 \cdot 5 \approx 0,04$ (мг/с). Тогда при отсутствии дросселирующего капилляра K0 расход

Таблица 1

Создание азимутальной неоднородности $\epsilon_{\text{на}}$ распределения газа в РК ускорителя

N эксперимента	Расходы газа через анод-газораспределитель (анод) и два дополнительных ввода в РК, мг/с				Измеренный полный расход газа через РК, $\dot{m}_{\text{РК}}$, мг/с	Неоднородность газа в РК $\epsilon_{\text{на}} = \Delta n_a / n_a \cdot 100\%$
	через анод, капилляр 0 ($L_0=5$ мм)	через капилляр 1 ($L_1=25$ мм)	через капилляр 2 ($L_2=25$ мм)	через капилляр 3 ($L_3=50$ мм)		
1	$\dot{m}_{\text{РК}}$	0	0	0	$\dot{m}_{\text{РКА}}=1,31$	0
2	$\dot{m}_{\text{РК}}/1,2$	$\dot{m}_{\text{РК}}/6$	0	0	$\dot{m}_{\text{РКА}} \cdot 1,04$	8,5
3	$\dot{m}_{\text{РК}}/1,1$	$\dot{m}_{\text{РК}}/11$	$\dot{m}_{\text{РК}}/11$	0	$\dot{m}_{\text{РКА}} \cdot 1,03$	4,5
4	$\dot{m}_{\text{РК}}/1,05$	$\dot{m}_{\text{РК}}/21$	$\dot{m}_{\text{РК}}/21$	$\dot{m}_{\text{РК}}/21$	$\dot{m}_{\text{РКА}} \cdot 1,01$	2,4
5	0	1,14	0	0	1,14	Разряд не зажигался
6	0	0,97	0,97	0	0,97	
7	0	0,56	0,56	0,56	0,56	

газа через регулятор расхода был бы $\dot{m}_{\text{РР}} = \dot{m}_{\text{РК}} + \Delta \dot{m}_{\text{РК}} / \Delta L \cdot 5 = 1,35$ (мг/с), а расход в 6 и 4 экспериментах был бы $\dot{m}_{\text{РР}} - (25+25)/5 \cdot 0,04 = 0,95$ (мг/с), тогда как определено в эксперименте – 0,97 мг/с, ожидаемый расход в 7 и 5 экспериментах $\dot{m}_{\text{РР}} - (25+25+50)/5 \cdot 0,04 = 0,55$ (мг/с), тогда как расход, определённый в эксперименте – 0,56 мг/с. Т.о., величина относительная погрешности задания расхода $(0,97-0,95)/0,95 \cdot 100\% \approx 2\%$, что в целом указывает на удовлетворительную степень точности замеров расхода газа и распределения газа между двумя газопроводами при вводе его в РК.

Относительная азимутальная неоднородность концентрации газа $\Delta n_a / n_a$ вблизи поверхности анода-газораспределителя (анода) в месте дополнительного подвода газа в РК (через один из двух дополнительных подводов газа) определяется как $\epsilon_{\text{на}} = \Delta n_a / n_a = (\dot{m}_{\text{РК}}/6 \cdot 1/2) / (\dot{m}_{\text{РК}}) = 0,085$ в эксперименте 2 и, аналогично, в 3 и 4 экспериментах (см. табл. 1).

3. Проведение эксперимента, результаты

Чтобы подтвердить предположение о значительном влиянии азимутальной неоднородности распределения концентрации ионов в потоке плазмы СПД на проводимость электронов и величину разрядного тока проведен эксперимент с использованием двигателя типоразмера М-70 (производитель – один из мировых лидеров – фирма „Факел“, Россия) в следующих условиях и последовательности.

Вакуумная камера откачивалась до остаточного давления $3 \cdot 10^{-5}$ тор, зажигался разряд, двигатель выводился на режим работы близкий к номинальному (расход газа через РК $\dot{m}_{\text{РКН}} = 2,16$ мг/с и 0,42 мг/с через катод, напряжение $U_d = 300$ В, ток разряда $I_d = 2,3 \dots 2,4$ А, магнитная индукция $B_r = 15$ мТл при токе через соленоид $I_c = 2,2$ А, ток через кипер катода

$\approx 0,1$ А) и прогревался в течение 15 минут для стабилизации разрядного тока при давлении $2,2 \cdot 10^{-4}$ тор. Далее эксперимент проводился при давлении в диапазоне $2,2 \cdot 10^{-4} \dots 1,5 \cdot 10^{-4}$ тор.

Измерения проводились при постоянном массовом расходе газа через катод 0,42 мг/с и постоянном расходе через РК – $\dot{m}_{\text{РК}} = \dot{m}_{\text{РКН}} = 2,16$ мг/с при различных дискретных значениях: разрядного напряжения, тока соленоида, расхода Хе через дополнительные подводы в РК в следующей последовательности. 1. Задавался расход Хе через РК $\dot{m}_{\text{РК}} = \dot{m}_{\text{РКН}} = 2,16$ мг/с. 2. Задавался расход Хе через дополнительные подводы в РК – один из трёх – $\dot{m}_{\text{РК}}/6$, $\dot{m}_{\text{РК}}/11$ и $\dot{m}_{\text{РК}}/21$ (табл. 1, эксперименты 2, 3 и 4). 3. Устанавливался ток соленоида (от 3,0 до 1,5 А), чтобы создать индукцию магнитного поля на срединной поверхности РК двигателя величиной 20, 15 и 10 мТл. 4. Менялось разрядное напряжение последовательно от 320 В до 160 В при одном значении тока соленоида и определялся разрядный ток. Измерения повторялись при следующем значении тока соленоида, и т.д. до конца диапазон. После этого менялся расход Хе через дополнительные подводы (при постоянном расходе газа через РК) и цикл измерений повторялся. Результаты измерений представлены на рис. 2, 3 и 4.

В эксперименте автором использованы системы электропитания, подвода и измерения расхода газа к ускорителю стенда СВ-10К, разработанные ранее с.н.с. каф.401 ХАИ В.И. Белоконов.

Заключение

На основе анализа результатов эксперимента сделаны следующие выводы.

1. Увеличение азимутальной неоднородности распределения газа $\epsilon_{\text{на}}$ приводит к неоднородности

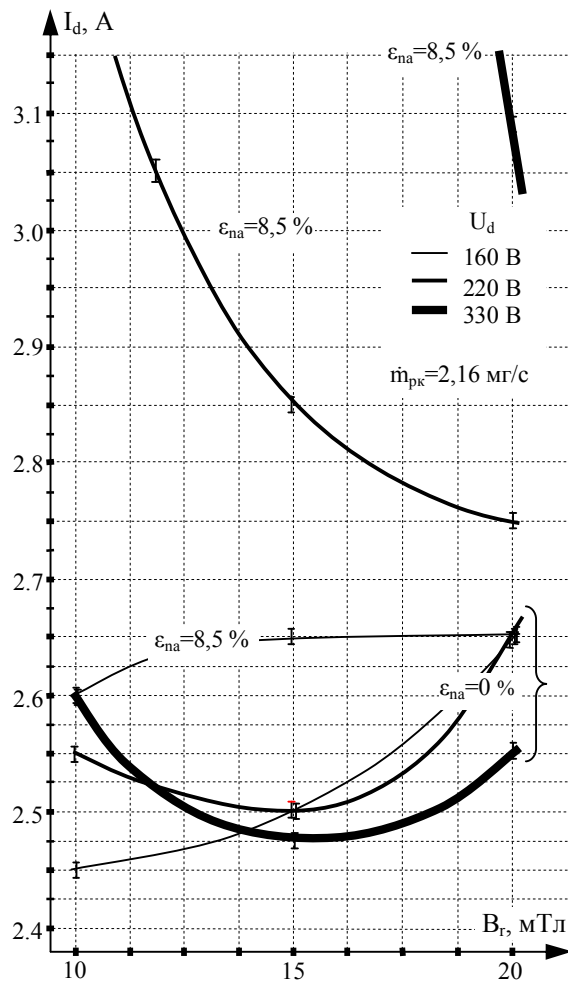


Рис. 2. Зависимость тока разряда I_d от магнитного поля B_r при различных напряжениях разряда U_d и неоднородностях ϵ_{na} газа в РК

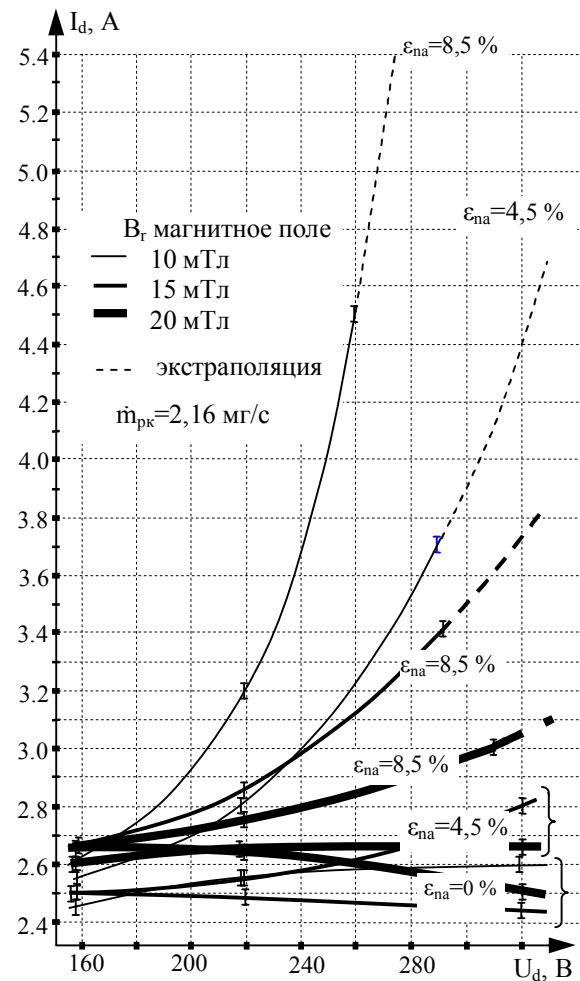


Рис. 3. Вольт-амперная характеристика ХД при различных созданных азимутальных неоднородностях ϵ_{na} в распределении газа в РК

ионов в потоке плазмы, что в свою очередь ведёт к росту проводимости плазмы и к увеличению разрядного тока I_d (рис. 3) во всём диапазоне значений напряжения разряда U_d и магнитного поля B_r .

2. Зависимости разрядного тока $I_d(B_r)$ имеют характерный минимум, который при увеличении неоднородности ϵ_{na} смещается в сторону больших напряжения разряда U_d и индукции магнитного поля B_r (рис. 2).

3. В разрядном токе I_d доли электронного тока с катода I_{e0} в разрядную камеру и ионного тока I_i из разрядной камеры, показанные на рис. 4, определены при условии, что на режимах работы двигателя, близких к расчётному по напряжению и расходу газа, когда максимум $\approx 95\%$ атомов Хе в разрядной камере однократно ионизируются и покидают её в виде компенсированного по заряду тока ионов I_i . Поэтому регистрируемое в эксперименте увеличение разрядного тока I_d при этих условиях определяется, преимущественно, ростом электронного тока I_{e0} с катода в разрядную камеру.

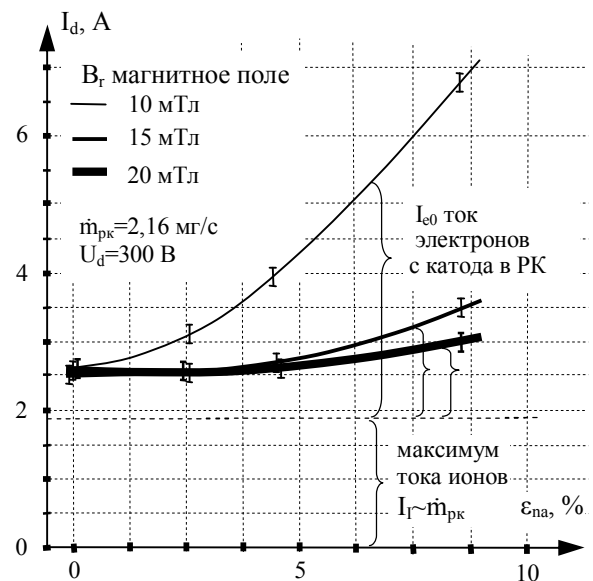


Рис. 4. Зависимость тока разряда I_d от специально созданной неоднородности ϵ_{na} газа в РК при различной индукции поля B_r

4. Следует заметить, что даже при нулевом значении специально созданной неоднородности газа $\varepsilon_{na}=0$ (рис. 4), вследствие неоднородности подачи газа через анод, а также неточности изготовления и сборки элементов конструкции двигателя газ распределяется в азимутальном направлении разрядной камеры неоднородно – 3...3,5 % у анода – как было рассчитано ранее.

В дальнейшем предполагается провести аналогичные экспериментальные исследования на режиме работы двигателя с пониженным расходом плазмообразующего газа через разрядную камеру и, используя экспериментальные результаты, определить аналитическую зависимость для аномальной скорости транспортировки электронов от параметров разряда в электрическом и магнитном полях.

Поступила в редакцию 26.09.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, главный научн. сотр. кафедры “Ракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов” А. И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВПЛИВ АЗИМУТАЛЬНОЇ НЕОДНОРІДНОСТІ ПЛАЗМОУТВОРЮЮЧОГО ГАЗУ НА ТРАНСПОРТУВАННЯ ЕЛЕКТРОНІВ ТА РОЗРЯДНИЙ СТРУМ У ПРИСКОРЮВАЧІ ІЗ ЗАМКНЕНИМ ДРЕЙФОМ ЕЛЕКТРОНІВ

С. А. Огієнко

Дослідження проведено, щоб визначити вплив азимутальної неоднорідності плазми на швидкість транспортування електронів (провідність плазми) у стаціонарному розряді у схрещених електричному та магнітному полях прискорювача. Для цього в експерименті вперше навмисно створювалась азимутальна неоднорідність газу у розрядній камері прискорювача на номінальному режимі роботи, а як наслідок, створювалась відповідна неоднорідність плазми та вимірювався розрядний струм. За зміною розрядного струму визначалась зміна потоку електронів з катоду на анод, який у свою чергу залежить від швидкості транспортування електронів. Експеримент проведено при варіюванні напругою розряду та магнітним полем. Вперше показано, що зростання азимутальної неоднорідності газу на $\approx 8\%$ у розрядному проширці може призвести до росту розрядного струму до $\approx 200\%$ внаслідок росту його електронної компоненти.

Ключові слова: плазма, двигун із замкненим дрейфом електронів, швидкість транспортування електронів, аномальна провідність плазми.

INFLUENCE OF AZIMUTHAL HETEROGENEITY OF PLASMA MAKING GAS TO THE ELECTRON TRANSPORTATION AND DISCHARGE CURRENT IN THE ACCELERATOR WITH CIRCULAR ELECTRON DRIFT

S. A. Oghienko

Researches are carried out to determine influence of azimuthal plasma heterogeneity to the electron transportation velocity (plasma conductivity) in the stationary discharge in crossed electric and magnetic fields of the accelerator. For this purpose for the first time azimuthal gas heterogeneity in the discharge chamber of the accelerator operating in a nominal mode and, as consequence, corresponding plasma heterogeneity was specially created in experiment and the discharge current was measured. Basing on the discharge current changing it was determined the changing of electron flow from the cathode to the anode, which in turn depends on electron transportation velocity. Experiment is carried out by varying a discharge voltage and a magnetic field. For the first time it was shown that the increasing of azimuthal gas heterogeneity $\approx 8\%$ in a discharge interval can lead to the increasing of accelerator discharge current up to $\approx 200\%$ because of its electronic component increasing.

Key words: plasma, thruster with circular drift of electron, velocity of electron transportation, anomalous plasma conductivity

Огієнко Серей Анатольевич – канд. техн. наук, старший научн. сотр. кафедры “Ракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов”, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: oghienko@yahoo.com.

Литература

1. Jacupov, A. The possibility of near anode process controlling for perspective SPT models [Text] / A. Jacupov, S. Khartov, L. Latyshev // Proc. of the Int. Electric Propulsion Conf., - Moscow (Russia). 1995. – 12 p. (Paper № 1995-48).
2. Study and diagnostics of the effect of length variation in Hall Thrusters [Text] / J. Ashkenasy, Y. Raitsws, G. Appelbaum, M. Guelman // Proc. of the Int. Electric Propulsion Conf., - Moscow (Russia). 1995. – 8 p. (Paper № 1995-29).

УДК 531.3

С. А. ДАВЫДОВ, Н. В. АБРАМЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ТРУБОПРОВОДОВ ВЕРХНИХ СТУПЕНЕЙ НА ЗАКИПАНИЕ КРИОГЕННОГО ТОПЛИВА ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

В статье рассмотрена задача оптимизации стартовой массы разгонных блоков, работающих на криогенном топливе, за счет минимизации давления газовой подушки наддува баков путем анализа конструктивных особенностей трубопроводов подачи топлива. Для решения поставленной задачи была разработана обобщенная математическая модель влияния конструктивных особенностей трубопроводов верхних ступеней на температуру кипения криогенного топлива в этом трубопроводе. Представленная математическая модель может быть использована при проектировании перспективных разгонных блоков, работающих на энергетически выгодных компонентах топлива.

Ключевые слова: криогенное топливо, разгонный блок, трубопровод.

Введение

Большинство известных ракет-носителей (РН) одноразового использования выполнено по трехступенчатой схеме: две маршевых ступени, которые выводят полезный груз на опорную орбиту, и разгонный блок (или верхняя ступень), который предназначен для перемещения полезного груза с опорной орбиты на целевую орбиту или направления их на отлетные и межпланетные траектории. Для выполнения этого разгонный блок (РБ) должен иметь возможность выполнять один или несколько маневров, связанных с изменением скорости полета, для чего в каждом случае предполагается включение маршевого двигателя. Между этими включениями следуют продолжительные (до нескольких часов) участки пассивного полета по переходным орбитам или траекториям. Таким образом, любой РБ должен иметь маршевый двигатель многократного включения, а также дополнительную реактивную систему или двигательную установку, обеспечивающую ориентацию и стабилизацию движения РБ с космического аппарата и создание условий для запуска маршевого двигателя. При этом масса РБ должна быть минимальной [1].

Одним из важных вопросов, решаемых при выборе принципиальной схемы РБ является выбор двигателя и компонентов топлива. Маршевый двигатель РБ может быть как жидкостным, так и твердотопливным. Жидкостные реактивные двигатели (ЖРД) имеют ряд преимуществ перед твердотопливными ракетными двигателями (ТТРД), особенно по точности достижения расчетного значения им-

пульса, возможности многократного включения и выключения двигателя. С другой стороны они более сложные, более дорогие, требуют более тщательной проработки вопросов обеспечения теплового режима топливных емкостей, особенно при применении низкипящих и криогенных компонентов топлива [1].

Постановка задачи исследования

Жидкие топлива делят на одно-, двух- и трехкомпонентные. Современные двигатели чаще используют двухкомпонентные топлива, в составе которых есть окислитель и горючее. Такое топливо сравнительно безопасное в эксплуатации, имеет широкий спектр отработанных компонентов. К трехкомпонентным принадлежат топлива, содержащие окислитель, горючее и компонент с малой молекулярной массой, как правило, тоже топливо, например, жидкий водород, метан и т.д. Применение третьего компонента увеличивает удельный импульс двигателя, но усложняет его конструкцию и ухудшает массовые характеристики конструкции. Однокомпонентные топлива обеспечивают небольшой удельный импульс, их преимущества заключаются в простоте конструкции двигательной установки, повышенной безопасности носителя. Двухкомпонентные топлива классифицируют по окислителю, так как именно он зачастую определяет особенности топливной пары. По этому признаку различают кислородные, азотно-кислотные, азоттетроксидные, пероксидводородные и фторные топлива. По интервалам температур, в пределах которого

компоненты находятся в жидком состоянии, топлива делят на высококипящие и низкокипящие. Высококипящими называют те топлива, которые в условиях эксплуатации имеют температуру кипения превышающую 298 К (25°C), их хранят без расходов на выпаривание. Низкокипящие компоненты топлива в условиях стандартного давления имеют температуру кипения меньшую 298 К. Среди низкокипящих топлив выделяют группу криогенных топлив, температура кипения которых меньше 120 К. Такие компоненты невозможно хранить в жидком состоянии без применения специальных мер. К этой группе топлив относятся имеющие в своем составе жидкий кислород, водород, фтор и метан. Последние 40 лет чаще применяют топливо кислород + керосин (рис. 1) [1, 2].

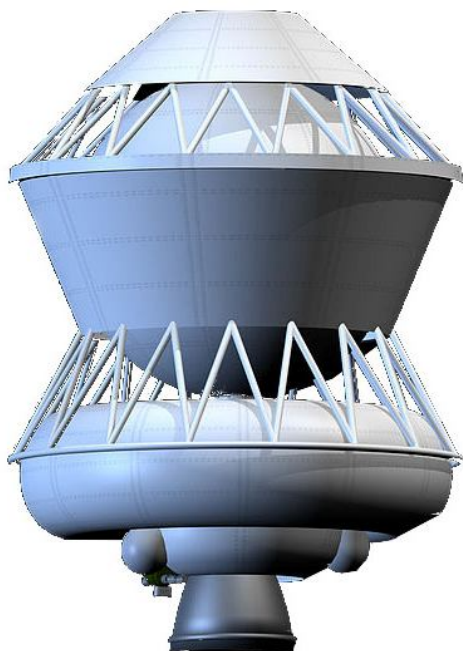


Рис. 1. Разгонный блок ДМ на криогенных компонентах топлива кислород + керосин

Это топливо обеспечивает относительно высокий удельный импульс тяги, нетоксичное, его хорошо освоено. Более эффективно топливо кислород + водород. Оно обеспечивает самый высокий удельный импульс. В то же время водород взрывоопасен, хранить и транспортировать его можно только в жидком состоянии при очень низких температурах, близких к абсолютному нулю (минус 273°C). И это представляет очень серьезную проблему [2].

Также перспективными парами являются кислород + метан и применение разгонного блока с двигательной установкой на этих компонентах (рис. 2), обеспечивает повышение энергетической

эффективности носителя (РН «Союз») в ~1,5 раза по сравнению со штатным РБ «Фрегат-СБ».

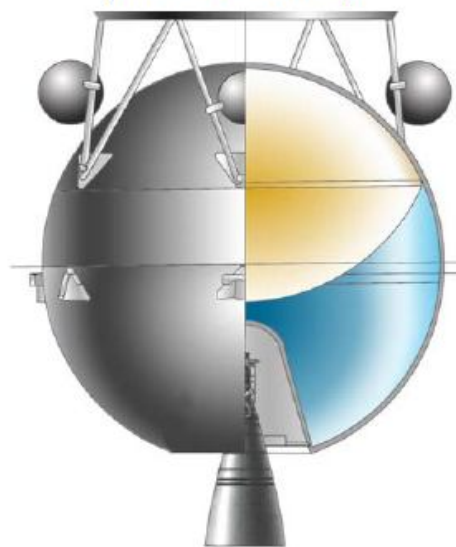


Рис. 2. Разгонный блок на компонентах топлива кислород + метан для РН «Союз»

В каждом случае, применение криогенных компонентов топлива на борту РБ предусматривает использование подушки наддува высокого давления в баке от 4 до 8 атм, с целью повышения температуры кипения этого топлива. При проектировании топливного отсека по критерию оптимизации минимальной массы необходимо снижать внутреннее давление в отсеке до минимального для уменьшения толщины стенки бака, а с другой стороны, снижая давление, снижается и температура кипения топлива. Кроме того, при решении данной задачи в сторону минимизации внутрибакового давления, возникает проблема подачи топлива к двигательной установке (ДУ). Т.е. при прохождении криогенного компонента топлива по трактам пневмогидросистемы питания, которая содержит различные конструктивные элементы, такие как: заборное устройство, система фильтрации топлива, сужения, расширения, изгибы трубопроводов, элементы автоматики (пускоотсечной клапан) и т.д. (рис. 3), ведет к местным сопротивлениям потоку и понижению давления, что, в свою очередь, может привести к закипанию топлива при более низком давлении [1].

Общая длина трубопроводов на верхних ступенях может достигать 2 – 5 метров, что тоже ведет к потере давления на трение по трубопроводу. Пускоотсечные клапаны также являются своего рода расходными шайбами и создают дополнительное местное сопротивление потока. Таким образом, при расчете потерь давления потока криогенного топлива по трубопроводу, и зная величину и место приложе-

ния тепловых потоков от агрегатов и систем РБ, можно определить участок, на котором произойдет закипание этого топлива.

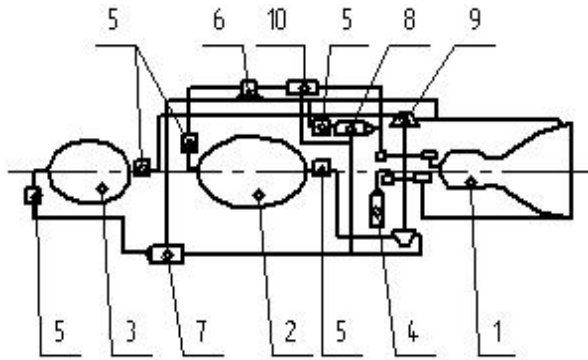


Рис. 3. Схема насосной системы подачи топлива: 1 – камера ДУ; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 4 – пиростартер; 5 – пускоотсечной клапан; 6 – газовый редуктор давления; 7 – жидкостной газогенератор; 8 – жидкостной газогенератор; 9 – турбонасосный агрегат; 10 – смеситель

Численный метод моделирования движения потока жидкости по сливной магистрали

В общем случае расчетная схема потерь давления в трубопроводе представлена на рис. 4.

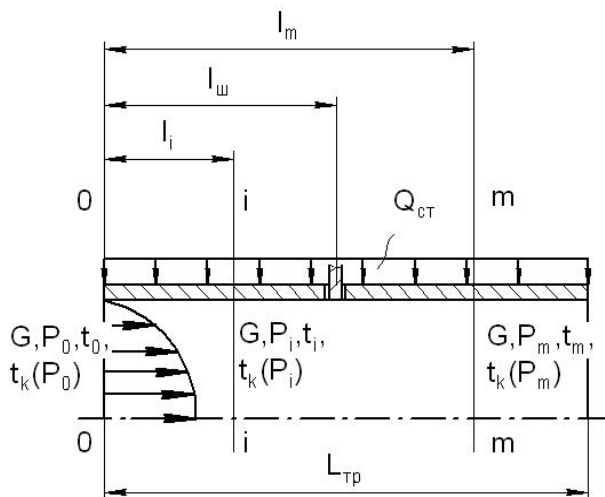


Рис. 4. Расчетная схема потерь давления в трубопроводе

На каждом i -ом участке трубопровода давление будет падать, а температура кипения топлива будет расти. Для определения участка трубопровода, на котором давление будет критическим, вначале запишем уравнение Бернулли [3]:

$$P_{i-1} + \frac{\rho \cdot V_{i-1}^2}{2} = P_i + \frac{\rho \cdot V_i^2}{2} + \Delta P_{\text{тр}}, \quad (1)$$

где P_i и P_{i-1} – давление на i -ом и $(i-1)$ -ом участке трубопровода соответственно, Па;
 ρ – плотность топлива, кг/м³;

V_{i-1} и V_i – скорость потока на i -ом и $(i-1)$ -ом участке трубопровода соответственно, м/с;

$\Delta P_{\text{тр}}$ – потери давления по трубопроводу, в зависимости от его конструктивного исполнения, Па.

Если предположить, что на всех участках трубопровода поперечное сечение не меняется, то скорость потока постоянна и давление на i -ом участке будет равно:

$$P_i = P_{i-1} - \Delta P_{\text{тр}}, \quad (2)$$

$$\Delta P_{\text{тр}} = \lambda_{\text{гидр}} \cdot \frac{\Delta l}{D} \cdot \frac{\rho V_i^2}{2} + \xi \cdot \frac{\rho \cdot V_i^2}{2}, \quad (3)$$

где $\Delta l = l_i - l_{i-1}$ – шаг по трубопроводу, м;

ξ – коэффициент гидравлического сопротивления шайбы, $\xi = 0.12$;

D – диаметр трубопровода, м;

$\lambda_{\text{гидр}}$ – коэффициент гидравлического сопротивления на трение.

Далее необходимо записать условие, при котором топливо может закипеть [2]. Для этого составим уравнение теплового баланса.

$$dQ_{\text{ст}} = dQ_{\text{ж}}, \quad (4)$$

где $dQ_{\text{ст}}$ – элементарный поток количества тепла, который воспринимает стенка трубопровода от агрегатов и приборов РБ, Дж;

$dQ_{\text{ж}}$ – элементарное количество тепла, получаемое топливом от стенки трубопровода, Дж.

$$dQ_{\text{ж}} = c dm (t_2 - t_1), \quad (5)$$

где c – удельная теплоёмкость топлива, Дж/кг·К;

dm – элементарная масса топлива, которая получила элементарное количество тепла от стенки трубопровода, кг;

t_1 – температура топлива на первом участке, К;

t_k – температура топлива на втором участке или температура топлива после нагрева от стенки трубопровода, К.

Элементарный поток количества тепла, который воспринимает стенка трубопровода от агрегатов и приборов РБ, можно записать в следующем виде:

$$dQ_{\text{ст}} = \int_0^{\tau} \int_F \lambda \frac{\partial t_{\text{ст}}}{\partial \delta} dF d\tau = \lambda \frac{\partial t_{\text{ст}}}{\partial \delta} dF \cdot \tau, \quad (6)$$

где $dF = \pi \cdot D \Delta l$ – элементарная площадь трубопровода, через которую передается тепловой поток, м^2 ;

δ – толщина стенки трубопровода, м;

λ – коэффициент теплопроводности материала, из которого изготовлен трубопровод, $\text{Дж/м} \cdot \text{К} \cdot \text{с}$;

τ – время воздействия тепла на участок трубопровода, с;

$t_{\text{ст}}$ – температура стенки трубопровода, К.

Если представить шаг по трубопроводу как $\Delta l = V \cdot d\tau$, а элементарную массу топлива как $dm = G d\tau$ и подставив в уравнения (5) и (6) в (4), поделив при этом на $d\tau$, получим:

$$\lambda \cdot \frac{t_{\text{ст}} - t_2}{\delta} \cdot \pi \cdot D \cdot dl = c \cdot G \cdot (t_2 - t_1). \quad (7)$$

Из уравнения (7) можно вывести условие незакипания топлива на i -ом участке:

$$\lambda \cdot (t_{\text{ст}} - t_i) \cdot l_i \cdot \pi \cdot D \geq \delta \cdot c \cdot G \cdot (t_i - t_k(P_i)). \quad (8)$$

Анализ результатов численных расчетов

Данная задача решалась для РБ ДМ на криогенных компонентах топлива кислород + керосин [1].

В качестве исходных данных принимались следующие значения [1, 3, 4]:

- топливо – «жидкий кислород»;
- температура стенки трубопровода – $+20^\circ\text{C}$;
- начальная температура топлива – -200°C ;
- материал трубопровода – АМг6;
- расход топлива – 20 кг/с;
- давление в баке – 7 атм;
- диаметр трубопровода – 50, 100 и 200 мм;
- длина трубопровода – 1 м;
- трубопровод содержит клапан (расходную шайбу) на расстоянии от заборного устройства – 500 мм.

Результаты расчетов представлены на рис. 5, 6.

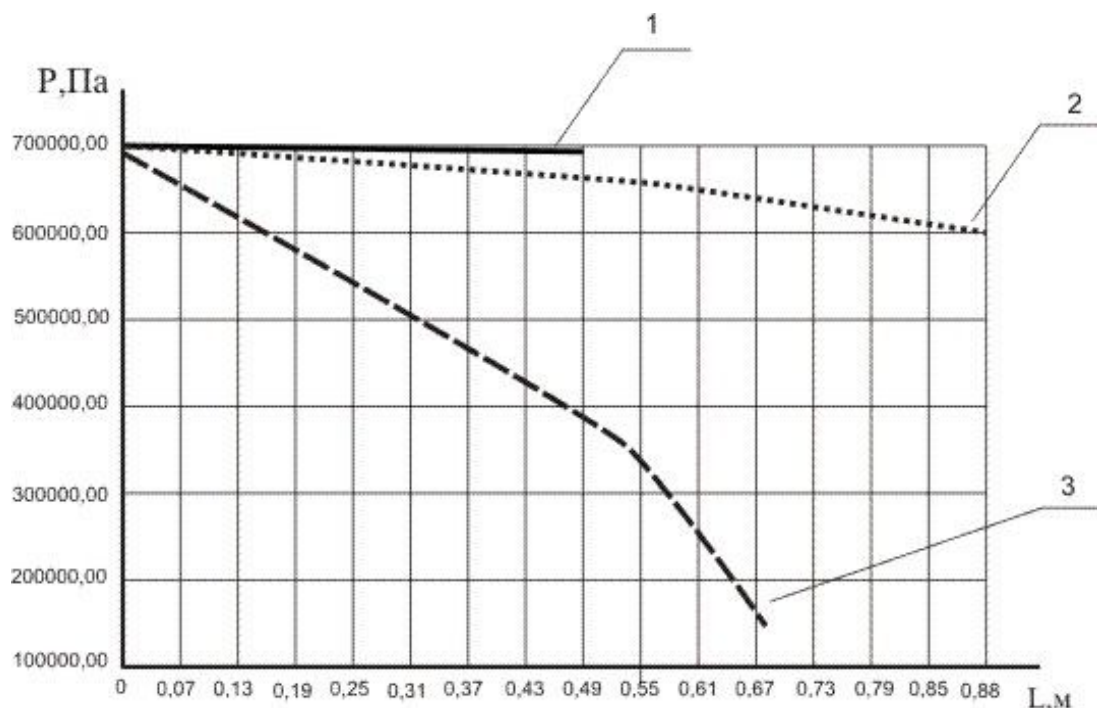


Рис. 5. Падение давления потока жидкого кислорода по трубопроводу длиной 1 метр различного диаметра:
1 – для диаметра трубопровода 0,2 м; 2 – для диаметра трубопровода 0,1 м;
3 – для диаметра трубопровода 0,05 м

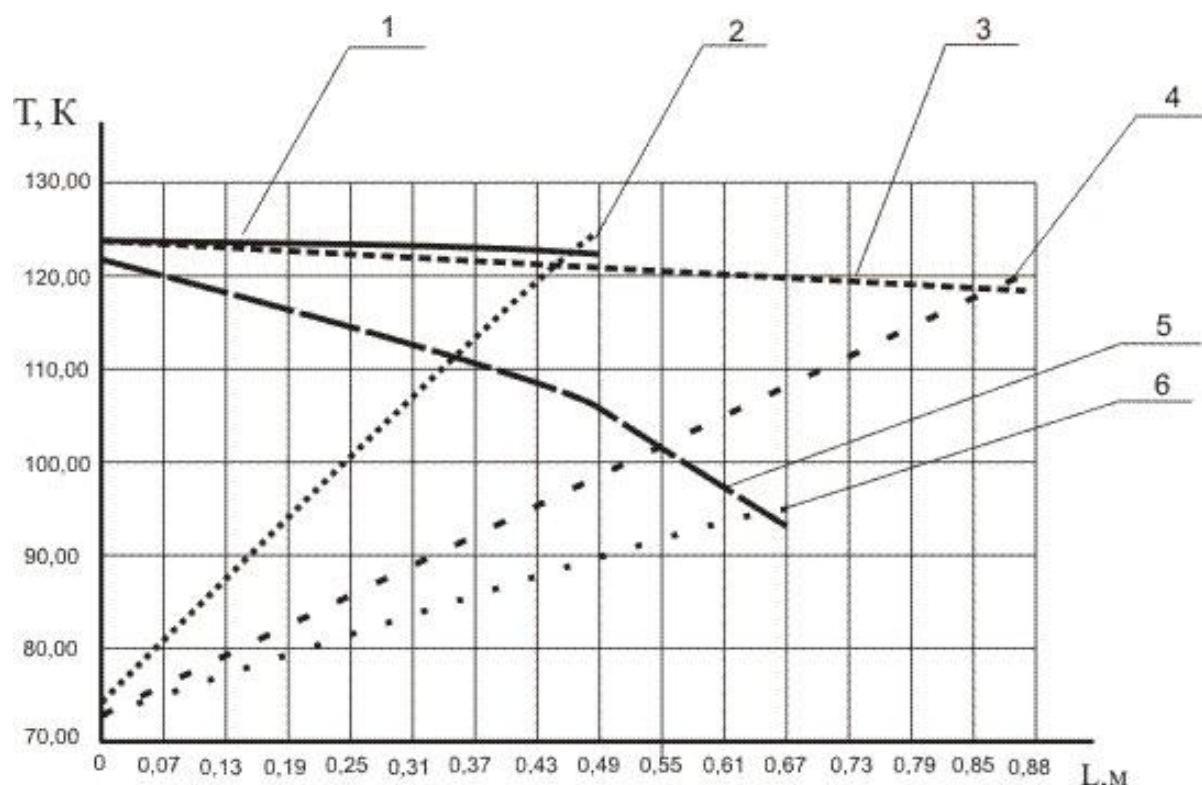


Рис. 6. Изменение температуры потока (T) жидкого кислорода и температуры кипения (T_k) по трубопроводу длиной 1 метр различного диаметра:

- 1 – график температуры кипения топлива для диаметра трубопровода 0,2 м;
- 2 – график температуры потока топлива для диаметра трубопровода 0,2 м;
- 3 – график температуры кипения топлива для диаметра трубопровода 0,1 м;
- 4 – график температуры потока топлива для диаметра трубопровода 0,1 м;
- 5 – график температуры кипения топлива для диаметра трубопровода 0,05 м;
- 6 – график температуры потока топлива для диаметра трубопровода 0,05 м;

По результатам расчетов видно, что при падении давления потока жидкого кислорода по трубопроводу, за счет местных сопротивлений и трения, повышается температура кипения, а также сам поток топлива также нагревается от стенки трубопровода. Когда две температуры (температура кипения кислорода T_k и температура потока T топлива) совпадают (рис. 6), то происходит местное кипение топлива, что может привести к нарушению работы двигателя РБ.

Места «переломов» на графиках (рис. 5 и 6) соответствуют местным сопротивлениям потока топлива (в данном случае это расходная шайба или клапан), что ведет к существенному повышению температуры кипения топлива.

Заключение

При выборе конструктивно-компоновочной схемы разгонных блоков, работающих на криогенных компонентах топлива, которые являются наиболее энергетически выгодными, необходимо учи-

тывать вероятность закипания компонентов топлива в гидротрактах с учетом падения давления по последнему. Повышение давления газовой подушки наддува в баке приводит к утолщению стенки бака и тем самым увеличивает массу всего РБ. Анализ конструктивных особенностей трубопроводов (вход в трубопровод – заборное устройство; гидроклапаны; перегибы и т.д.) дает возможность оптимизировать давление газовой подушки бака и тем самым снизить стартовую массу РБ.

Литература

1. Линник, А. К. Особливості проектно-конструкторської розробки верхніх ступенів [Текст] : навч. посібник / А. К. Линник. – Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровський національний ун-т, 2007. – 94 с.
2. Моисеев, Н. Н. Динамика тела с полостями, содержащими жидкость [Текст] / Н. Н. Моисеев, В. В. Румянцев. – М.: Издательство «Наука» Главная редакция физико-математической литературы, 1965. – 440 с.

3. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических аппаратов [Текст] : монография / В. В. Багров, А. В. Курпатенков, В. М. Поляев, А. Л. Синцов, В. Ф. Сухоставец. – М. : УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. – 328 с.

4. Tegar, J. R. Influence of pressure transients on the performance of capillary propellant acquisition systems [Text] / J. R. Tegar // AIAA paper. – № 597. – 1976. – 8 p.

Поступила в редакцию 27.11.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор кафедры «Технологии производства летательных аппаратов», А. Ф. Санин, Днепровский национальный университет им. О. Гончара, Днепрпетровск.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВПЛИВУ КОНСТРУКТИВНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ ТРУБОПРОВІДІВ ВЕРХНІХ СТУПЕНІВ НА ЗАКИПАННЯ КРІОГЕННОГО ПАЛИВА ПРИ ЗАПУСКУ РУХОВОЇ УСТАНОВКИ

С. О. Давидов, Н. В. Абраменко

У статті розглянуто задачу оптимізації стартової маси дорозгінних блоків, що працюють на кріогенному паливі, за рахунок мінімізації тиску газової подушки наддуву баків шляхом аналізу конструктивних особливостей трубопроводів подачі палива. Для вирішення поставленого завдання було розроблено узагальнену математичну модель впливу конструктивних особливостей трубопроводів верхніх ступенів на температуру кипіння кріогенного палива цього трубопроводу. Представлена математична модель може бути використана при проектуванні перспективних дорозгінних блоків, що працюють на енергетично вигідних компонентах палива.

Ключові слова: кріогенне паливо, дорозгінний блок, трубопровід.

MATHEMATICAL MODEL OF PIPELINE FEATURES CONSTRUCTIVE UPPER STAGE ON BOILING OF CRYOGENIC FUEL WHEN PROPULSION SYSTEM STARTUP

S. O. Davidov, N. V. Abramenko

The article considers the problem of optimizing the initial mass boosters working on cryogenic fuel, by minimizing the pressure of the gas cushion tank pressurization by analyzing the structural features of the fuel line. To solve this problem would be developed generalized mathematical model of the impact of design features pipelines upper stages at the boiling point of the cryogenic fuel in this pipeline. Representation of the mathematical model can be used in the design of prospective boosters working on energetically favorable propellants.

Key words: cryogenic fuel, booster, pipeline.

Давыдов Сергей Александрович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Проектирование и конструкции ЛА», Днепровский национальный университет им. О. Гончара, Днепрпетровск, Украина

Абраменко Наталья Владимировна – инженер I категории лаборатории гидрогазодинамики, Днепрпетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепрпетровск, Украина, natalia.dnu@gmail.com.

УДК 621.515

М. Ю. ШЕЛКОВСКИЙ

“Зоря”-“Машипроект” ГП НПКГ, Украина

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТОК С “УПРАВЛЯЕМОЙ” ДИФFUЗОРНОСТЬЮ

В данной работе предложены новые зависимости для определения угла отставания и коэффициента потерь в дозвуковых компрессорных решетках профилей с “управляемой” диффузорностью. Характерной их особенностью являлась S-образная форма средней линии. Получение таких зависимостей выполнялось по результатам испытаний нескольких многоступенчатых компрессоров, а также расчетов трехмерного вязкого течения в их проточной части с помощью программного комплекса ANSYS CFX. Рассмотрены основные результаты определения характеристик компрессорных решеток различной геометрии с “управляемой” диффузорностью, приведены коэффициенты детерминации полученных зависимостей.

Ключевые слова: компрессор, управляемая диффузорность, средняя линия, угол отставания, коэффициент потерь.

Введение

Повышение эффективности многоступенчатых осевых компрессоров на сегодняшний день выполняется путем совершенствования структуры течения в их проточной части, на основе расчетных и экспериментальных исследований [1]. Для достижения высоких значений КПД ступеней приходится учитывать практически все источники потерь. Трудность моделирования реальных течений на стендах, высокая стоимость экспериментов и сложность измерений приводят к широкому распространению методов и моделей расчета трехмерного вязкого течения при решении прямой и обратной задачи. Вместе с тем, при пространственном профилировании лопаточных венцов изменяются их характеристики, что требует учета на этапе проектирования.

Наряду с использованием трехмерных подходов, при проектировании лопаточных венцов широко применяются двумерные и квазитрехмерные методы расчета течения на основе большого количества статистических данных, основным преимуществом которых является ускоренное получение решения. Необходимым элементом расчетов при этом являются полуэмпирические зависимости для определения основных параметров (угол поворота потока, коэффициенты потерь полного давления, качество профиля), полученные, как правило, в результате продувок элементарных плоских решеток в аэродинамических трубах, при заданных числах M и Re [2]. Обобщения этих экспериментов можно найти в работах Хоуэлла [3], Бунимовича [4], Комарова [5] и др. Основными характеристиками решеток профилей

на поверхностях тока S_1 , являются зависимости углов отставания и коэффициентов потерь от геометрических и аэродинамических переменных [1-5].

1. Постановка задачи

Для определения угла отставания потока на выходе из решетки профилей осевого компрессора широко используют соотношения, приведенные в работах [1-5] и др. Вместе с тем, большинство существующих соотношений полуэмпирические, основанные на данных продувок изолированных стационарных плоских решеток, без учета характера потока перед лопаточными венцами. Поэтому, используемые обычно статистические данные по двумерным решеткам профилей, требуют уточнения при 3D-моделировании. Неясной остается возможность применения подобных зависимостей для компрессорных решеток с пространственным профилированием лопаточных венцов рабочих колес (РК) и направляющих аппаратов (НА) с “управляемой” диффузорностью межлопаточных каналов, S-образным профилированием лопаток [6]. Расширение списка переменных и границ изменения их диапазона может быть получено в натурных экспериментах.

При проектировании лопаточных венцов компрессоров используются различные коэффициенты, характеризующие гидравлическое сопротивление течения в диффузорных каналах на различных режимах обтекания [2]. Установленная Либляйном связь между параметром относительной нагрузки - фактором диффузорности, параметрами пограничного слоя на выходной кромке профиля и профиль-

ными потерями [7] широко применяется при проектировании компрессоров. Расширение диапазона ее применимости получают с учетом сжимаемости потока при высоких числах M , изменения площади трубок тока на входе и выходе из венца, при произвольной форме профиля, изменении режима работы. Однако неясной остается возможность применения существующих соотношений для лопаточных венцов с “управляемой” диффузорностью, в частности S-образным профилированием лопаток [6].

В связи с тем, что течение в компрессоре более сложное, чем в изолированном венце - трехмерное, вязкое, нестационарное и т.д. [1], для повышения точности оценок углов отставания требуется учет потерь, связанных с эффектами взаимодействия сечений по высоте лопатки, а также нестационарностью из-за наличия следов в набегающем потоке за лопатками предыдущих лопаточных венцов. Предполагаемым приемом учета пространственной формы потока могут быть исследования (экспериментальные и расчетные) в системе многоступенчатого компрессора.

2. Решение задачи

Соотношения по величинам потерь и углов отставания потока получали в результате обобщения данных, полученных по замерам в межвенцовых зазорах в ходе испытаний нескольких многоступенчатых компрессоров [8-10], лопаточные венцы которых спрофилированы по методике “управляемой” диффузорности [6] и отличаются S-образностью профилей. Обработку результатов эксперимента выполняли в широком диапазоне углов атаки на входе в решетки РК (НА), на различных радиусах. Относительная погрешность определения массового расхода воздуха при испытаниях составляла $\delta G = \pm 0,8\%$; степени повышения давления $\delta \pi^* = \pm 1,0\%$; КПД компрессоров: $\delta \eta^*_{ад} = \pm 1,0\%$.

Газодинамические параметры по высоте лопаточных венцов определяли последовательным итерационным приближением для каждого сечения методом балансировок, описанным в работах [8, 9]. Значения оптимальных углов атаки определяли по минимуму коэффициента потерь характеристик $\delta = f(i)$, $\xi = f(i)$ для различных сечений по высоте лопаточных венцов. При получении данных зависимостей, кроме результатов обработки экспериментальных данных, также использовали результаты CFD-расчетов по трехмерной вязкой задаче ANSYS CFX (выбор численной схемы, густоты сеточного разбиения, модели турбулентности рассмотрены в работах [9, 11]).

Для определения углов отставания потока $\delta_{РК}$

($\delta_{НА}$) в дозвуковых решетках РК и НА при оптимальном угле атаки использовали следующие зависимости [12]:

$$\delta_{РК} = K_{\phi} K_{\delta c} \delta_{10 \text{ РК}} + \frac{m_{РК} \cdot K_{\delta f \text{ РК}}}{(b/t)_{РК}^{\mu_{РК}}} \theta_{РК} \cdot \bar{\delta} - 0,5, \quad (1)$$

$$\delta_{НА} = K_{\phi} K_{\delta c} \delta_{10 \text{ НА}} + \frac{m_{НА} \cdot K_{\delta f \text{ НА}}}{(b/t)_{НА}^{\mu_{НА}}} \theta_{НА} - 0,5, \quad (2)$$

где b/t - густота решетки, θ - угол изгиба профиля РК (НА). Поправочный коэффициент $\bar{\delta}$ определяли по величине относительного втулочного диаметра на входе в РК ($\bar{d}$) и отношению осевых составляющих скоростей перед и за РК [13]:

$$\bar{\delta} = \begin{cases} \frac{1,655 \cdot (\bar{d} - 0,4)}{\frac{C_{2a}}{C_{1a}} - 0,45} - 2,86 \cdot \bar{d} + 2,145, & \text{при } 0,4 < \bar{d} < 0,75, \\ \frac{0,58}{\frac{C_{2a}}{C_{1a}} - 0,45} & \text{при } \bar{d} \geq 0,75. \end{cases} \quad (3)$$

Величины $\delta_{10 \text{ РК}}$, $\delta_{10 \text{ НА}}$ определяли по зависимостям, приведенным в работе [2]. Величину $\mu_{РК}$ определяли по соотношению [12]:

$$\mu_{РК} = 1,35 \cdot \left(\frac{\beta_1}{100} \right)^3 - 3,125 \cdot \left(\frac{\beta_1}{100} \right)^2 + 2,646 \cdot \left(\frac{\beta_1}{100} \right) + 0,135, \quad (4)$$

где β_1 - угол потока на входе в решетку РК.

Коэффициент $K_{\delta f \text{ РК}}$ учитывает влияние расположения максимальной вогнутости средней линии профиля:

$$K_{\delta f \text{ РК}} = 1 + \frac{0,23}{0,41 - 0,002 \cdot \beta_2} \cdot [(2 \cdot \bar{X}_{f \text{ РК}})^2 - 1], \quad (5)$$

где β_2 - угол потока на входе из решетки РК.

Величины $\mu_{НА}$, $K_{\delta f \text{ НА}}$ вычисляли по зависимостям (4)-(5), с соответствующей заменой β_1 (β_2) на α_3 (α_4). Коэффициент $K_{\phi} = 1$ (принимали), а коэффициент $K_{\delta c}$ определяли по относительной максимальной толщине профилей РК (НА) [12]:

$$K_{\delta_c} = 142 \cdot \bar{C}_{\max}^3 + 9,34 \cdot \bar{C}_{\max}^2 + 7,646 \cdot \bar{C}_{\max}. \quad (6)$$

Для определения коэффициентов m_{PK} (m_{HA}) были установлены новые соотношения:

$$m_{PK} = m_{sPK} \cdot (1 + \bar{P}_s)^2 + [3,48 \cdot 10^{-6} \cdot (\theta_{PK})^3 - 7,35 \cdot 10^{-4} \cdot (\theta_{PK})^2 + 0,0485 \cdot \theta_{PK} - 0,886], \quad (7)$$

где $\bar{P}_s$ - параметр S-образности [14],

$$m_{sPK} = 1,2 \cdot 10^{-4} \cdot (\beta_1)^2 - 0,0197 \cdot (\beta_1) + 0,68. \quad (8)$$

Величины m_{HA} , m_{sHA} вычисляли по зависимостям (7)-(8), с соответствующей заменой θ_{PK} и β_1 на θ_{HA} и α_3 . Зависимость коэффициента m_s от угла потока на входе показана на рис. 1.

Оптимальные углы атаки на входе в решетки РК и НА определяли по соотношениям [11]:

$$i_{0PK} = (K_\phi \cdot K_{i.c.PK} \cdot i_{10.PK} + \theta_{PK} \cdot n_{PK} \cdot K_{i.f.PK} - 1), \quad (9)$$

$$i_{0HA} = (K_\phi \cdot K_{i.c.HA} \cdot i_{10.HA} + \theta_{HA} \cdot n_{HA} \cdot K_{i.f.HA} - 1). \quad (10)$$

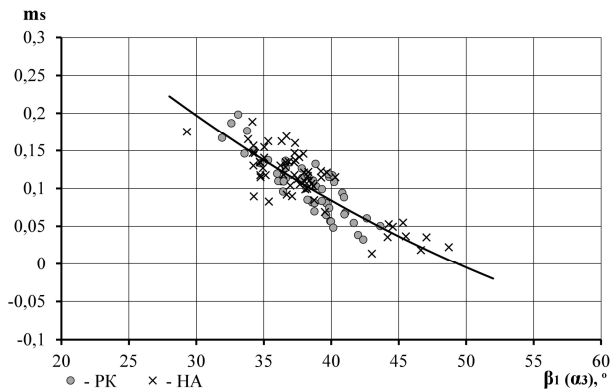


Рис. 1. Зависимость коэффициента m_s от угла потока на входе в решетку РК (НА)

Коэффициент $K_\phi = 1$ (принимали), величина $i_{10.PK}$ соответствует неизогнутому профилю [2], а значения $K_{i.c.}$, $K_{i.f.}$ определяли для РК и НА по зависимостям [11]:

$$K_{i.c.} = 18,217 \cdot \bar{C}_{\max} - 81,6861 \cdot \bar{C}_{\max}^2 - 237,3737 \cdot \bar{C}_{\max}^3 + 2320,075 \cdot \bar{C}_{\max}^4, \quad (11)$$

$$K_{i.f.} = 1 + 1,6 \cdot [(\bar{X}_f) - 0,5]. \quad (12)$$

В результате обработки экспериментальных

данных получены новые соотношения для определения оптимальных углов атаки (рис. 2):

$$n_{PK} = 4,8 \cdot 10^{-4} \cdot (\beta_1)^2 - 0,07 \cdot \beta_1 + 1,68, \quad (13)$$

$$n_{HA} = 4,8 \cdot 10^{-4} \cdot (\alpha_3)^2 - 0,07 \cdot \alpha_3 + 1,68. \quad (14)$$

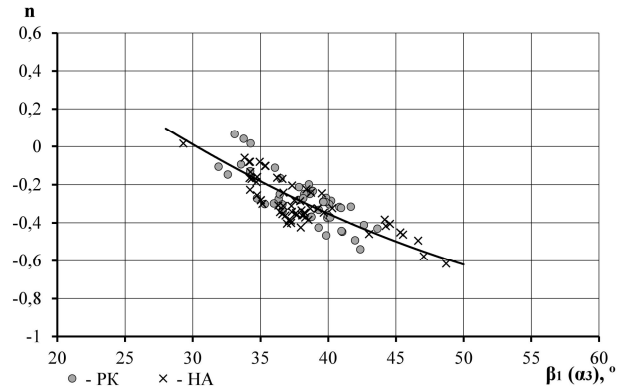


Рис. 2. Зависимость коэффициента n от угла потока на входе в решетку РК (НА)

Вместе с тем, было установлено, что значения коэффициента n коррелируются с произведением $(D^{0,6} \cdot \bar{X}_f)$, где D - фактор диффузорности решетки РК (НА) [2] (рис. 3):

$$n = 7,784 \cdot (D^{0,6} \cdot \bar{X}_f)^2 + 0,705 \cdot (D^{0,6} \cdot \bar{X}_f) - 0,99. \quad (15)$$

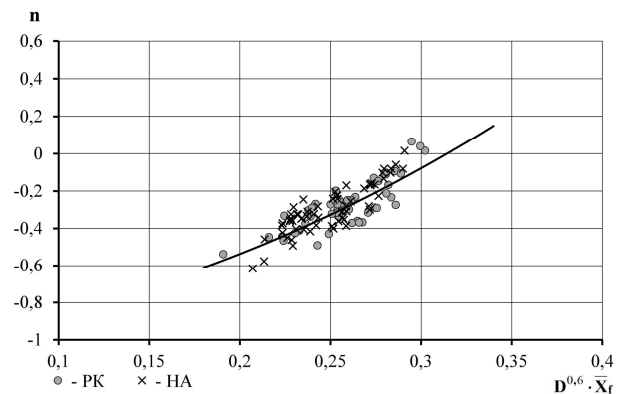


Рис. 3. Зависимость коэффициента n от параметра $(D^{0,6} \cdot \bar{X}_f)$ РК (НА)

Степень близости установленных аппроксимаций и экспериментальных данных оценивали коэффициентом детерминации R^2 . Его значения для зависимостей, представленных на рис. 1-3, составляют $R^2 = (0,8 \div 0,9)$, что свидетельствует о высокой точности подбора уравнений регрессии. Адекватность полученных моделей была подтверждена критериями Стьюдента и Фишера.

Сопоставление характеристик лопаточных вен-

цов классического и S-образного профилирования упрощенно выполняли с использованием соотношений, приведенных в работе [2], при $b/t = 1$. Из анализа полученных результатов следует, что оптимальный угол атаки при S-образном профилировании, по сравнению с классическим, смещается в область меньших величин:

$$i = i_0 + 1,85 \cdot n \cdot \theta, \quad (16)$$

где i_0 – оптимальный угол атаки в решетке пластин; θ – угол изгиба профиля; n – коэффициент, характеризующий влияние угла изгиба на оптимальный угол атаки при классическом профилировании [2].

Выражение для угла отставания при оптимальном угле атаки в S-образной решетке профилей при $b/t = 1$ будет иметь вид:

$$\delta = \delta_0 + 0,4 \cdot (1 + K_\theta) \cdot m \cdot \theta, \quad (17)$$

где δ_0 – оптимальный угол отставания в решетке пластин; θ – угол изгиба профиля; m – коэффициент, характеризующий влияние угла изгиба на угол отставания при классическом профилировании, а величина K_θ определяется по зависимости:

$$K_\theta = 0,00004 \cdot (\theta - 25)^3 - 0,004 \cdot (\theta - 25)^2 + 0,1336 \cdot (\theta - 25). \quad (18)$$

Таким образом, угол отставания потока при S-образном профилировании меньше, чем при классическом. При этом с понижением угла изгиба решетки разница между указанными углами увеличивается.

Характеристики компрессорных решеток РК и НА с S-образной формой средней линии при нерасчетных условиях оценивали с помощью обобщенной безразмерной характеристики Хоуэлла [3]. На рис. 4 показаны зависимости параметра $\Delta\beta / \Delta\beta_{\text{ном}}$ от $(i - i_{\text{ном}}) / \Delta\beta_{\text{ном}}$ (где $\Delta\beta$ – угол поворота потока; $\Delta\beta_{\text{ном}}$ – номинальный угол поворота потока, i – угол атаки; $i_{\text{ном}}$ – угол атаки, обеспечивающий $\Delta\beta_{\text{ном}}$) для решеток профилей с S-образной и со стандартной формой средней линии (в виде дуги окружности либо дуги гиперболы). Как видно, нерасчетные характеристики решеток профилей с различной формой средней линии (в т.ч. S-образной) мало отличаются между собой. В диапазоне характеристик $\Delta\beta < \Delta\beta_{\text{ном}}$ угол отставания потока мало зависит от угла атаки.

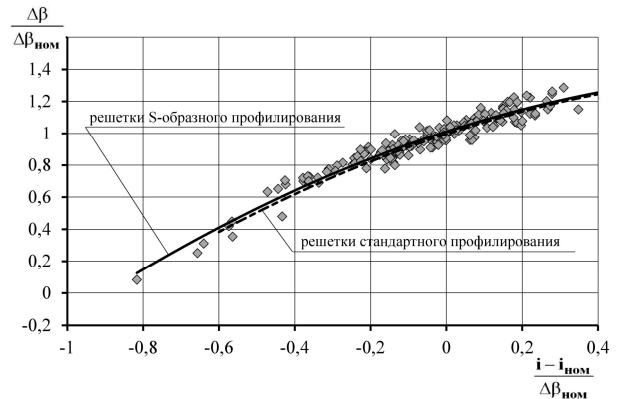


Рис. 4. Нерасчетные характеристики решеток профилей с различной формой средней линии

Зависимости коэффициента суммарных потерь в решетках профилей РК и НА с “управляемой” диффузорностью при оптимальных углах атаки приведены на рис.5 по параметрам $\zeta \frac{\sin \beta_1}{2 \cdot b/t}$ (для РК) и

$\zeta \frac{\sin \alpha_3}{2 \cdot b/t}$ (для НА) для сечений по высоте проточной

части $\bar{h} = (0,3 \div 0,7)$. Сопоставление полученных результатов с данными обобщений [2] (установленных при исследовании одноступенчатых осевых компрессоров стандартного профилирования) пока-

зывает, что уровень величин $\zeta \frac{\sin \beta_1}{2 \cdot b/t}$ ($\zeta \frac{\sin \alpha_3}{2 \cdot b/t}$) в

решетках профилей многоступенчатых компрессоров, спроектированных методом “управляемой” диффузорности ниже, чем в решетках стандартного профилирования [2]. При этом в данном случае учтены все составляющие потерь, в т.ч. потери, связанные с нестационарностью течения.

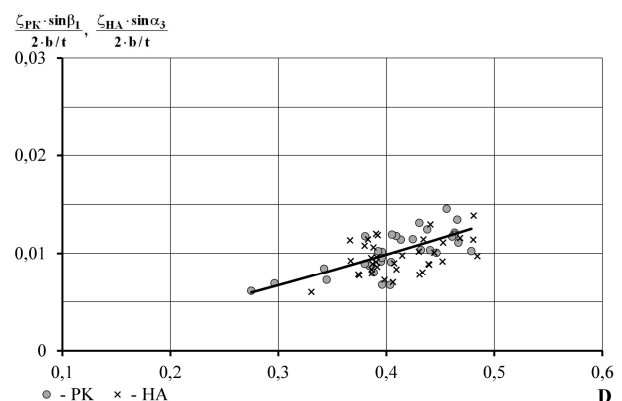


Рис. 5. Экспериментальные зависимости величин

$\zeta \frac{\sin \beta_1}{2 \cdot b/t}$ и $\zeta \frac{\sin \alpha_3}{2 \cdot b/t}$ от фактора диффузорности решеток профилей РК и НА

Характеристика, приведенная на рис. 5 для РК, может быть представлена в виде зависимости, спра-

ведливой для диапазона $M \leq 0,75$, $D = (0,2 \div 0,5)$:

$$\zeta_{PK} \frac{\sin \beta_1}{2 \cdot b/t} = 0,0422 \cdot D^2 + 0,0046 \cdot D + 0,001, \quad (19)$$

и аналогичной зависимостью для НА, с соответствующей заменой β_1 на α_3 .

Заключение

Впервые получены зависимости для определения углов отставания потока и коэффициентов потерь в дозвуковых компрессорных решетках профилей с S-образной формой средней линии, по результатам испытаний многоступенчатых компрессоров.

Выявлено влияние угла изгиба профиля, угла входа потока, степени S-образности на угол отставания потока в S-образных решетках профилей РК и НА. Угол отставания потока при S-образном профилировании меньше, чем при классическом, с понижением угла изгиба решетки разница между указанными углами увеличивается.

Установлены новые зависимости для определения влияния угла входа потока, относительного прогиба средней линии, степени диффузорности на оптимальный угол атаки в S-образных решетках профилей РК и НА. Оптимальный угол атаки при S-образном профилировании, по сравнению с классическим, смещается в область меньших значений.

Показана справедливость обобщенной безразмерной нерасчетной характеристики Хоуэлла для решеток S-образных профилей.

Полученные новые соотношения в дальнейшем целесообразно использовать при решении прямых и обратных задач компрессорных решеток с пространственным профилированием лопаточных венцов.

Литература

1. Кампти, Н. *Аэродинамика компрессоров [Текст]: пер. с англ. / Н. Кампти.* – М. : Мир, 2000. – 688 с.
2. Холцевников, К. В. *Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст] / К. В. Холцевников, О. Н. Емин, В. Т. Митрохин.* – М. : Машиностроение, 1986. – 432 с.
3. Диксон, С. Л. *Механика жидкости и газов. Термодинамика турбомашин [Текст] / С. Л. Диксон.* – М. : Машиностроение, 1986. – 214 с.
4. Бунимович, А. И. *Обобщение результатов исследования плоских компрессорных решеток при дозвуковой скорости [Текст] / А. И. Бунимович,*

А. А. Святогоров // Лопаточные машины и струйные аппараты. Вып. 2 – М. : Машиностроение. – 1967. – С. 36-66.

5. Комаров, А. П. *Исследование плоских компрессорных решеток [Текст] / А. П. Комаров // Лопаточные машины и струйные аппараты. – Вып. 2 – М. : Машиностроение, 1967. – С. 67-110.*

6. *Исследование компрессорных решеток с управляемой формой средней линии профиля [Текст] / В. С. Бекнев, С. Е. Василенко, М. Ю. Сорокалетов, Р. З. Тумашев, М. А. Шаровский // Теплоэнергетика. - 1997. - № 4. - С. 38-42.*

7. Lieblein, S. *Loss and Stall Analysis of Compressor cascade [Text] / S Lieblein. // Transaction of the ASME, Journal of Enginiring for power. - Vol. 81. – 1959. - № 3. – P. 387-400.*

8. Шаровский, М. А. *Характеристики многоступенчатого компрессора со специальным профилированием лопаточных венцов [Текст] / М. А. Шаровский, Е. А. Токарева, М. Ю. Шелковский // Вестник двигателестроения. – 2007. - № 3. – С. 56-61.*

9. *Расчетно-экспериментальное исследование осецентрибежного компрессора со специальным профилированием лопаточных венцов [Текст] / М. А. Шаровский, М. Ю. Шелковский, Е. А. Токарева, А. В. Ивченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – №9 (76). – С. 34-40.*

10. Спицын, В. Е. *Компрессор со специальным профилированием лопаточных венцов [Текст] / В. Е. Спицын, М. А. Шаровский, М. Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 7(54). – С. 90-94.*

11. Шелковский, М. Ю. *Верификация программного комплекса ANSYS CFX для численного анализа трехмерного вязкого течения в компрессоре [Текст] / М. Ю. Шелковский // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – № 3/10 (57). – С. 60-65.*

12. *Модуль газодинамического расчета осевого компрессора по средним параметрам ступеней для системы автоматизированного проектирования [Текст] / В. М. Микиртичан, В. С. Сазонова, В. Н. Тюленев, М. В. Хайт. – М. : Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова ЦИАМ. – 1978. – 255 с.*

13. Комиссаров, Г. А. *Методика газодинамического расчета осевого компрессора [Текст] / Г. А. Комиссаров, В. М. Микиртичан, М. В. Хайт. - М. : Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова ЦИАМ. - 1961. – 132 с.*

14. Шелковский, М. Ю. *Параметрическое исследование газодинамических характеристик компрессорных решеток [Текст] / М. Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – №7 (94). – С. 95-106.*

Поступила в редакцию 9.12.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой турбин С. И. Сербин, Национальный университет кораблестроения им. Адмирала Макарова, г. Николаев.

ГАЗОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕСОРНИХ ГРАТ ІЗ "КЕРОВАНОЮ" ДИФУЗОРНІСТЮ

М. Ю. Шелковський

У даній роботі запропоновано нові залежності для визначення кута відставання і коефіцієнта втрат в дозвукових компресорних гратах профілів з "керованою" дифузорністю. Характерною їх особливістю була S-образна форма середньої лінії. Здобуття таких залежностей виконувалося за результатами випробувань декількох багатоступінчастих компресорів, а також розрахунків тривимірної в'язкої течії в їх проточній частині за допомогою програмного комплексу ANSYS CFX. Розглянуто основні результати визначення характеристик компресорних грат різної геометрії з "керованою" дифузорністю, приведено коефіцієнти детермінації отриманих залежностей.

Ключові слова: компресор, керована дифузорність, середня лінія, кут відставання, коефіцієнт втрат.

GASDYNAMIC CHARACTERISTICS OF COMPRESSOR VANES WITH CONTROLLED DIFFUSION AIRFOILS

M. Y. Shelkovsky

New dependences for determination of deviation angle and loss coefficient in the subsonic compressor vanes with controlled diffusion airfoils are offered in this work. S-shape middle line was their characteristic feature. The receipt of such dependences was executed on results of the tests of a few multi-stage compressors, and also calculations of three-dimensional viscid flow in their flow-path by a program complex ANSYS CFX. The basic results of characteristics determination of different geometry compressor vanes with controlled diffusion airfoils are considered, the coefficients of determination of the got dependences are resulted.

Key words: compressor, controlled diffusion, middle line, deviation angle, loss coefficient.

Шелковський Михайл Юрьевич - інженер 1 категорії сектора газодинаміки отдела компресорів ЦНІОКР «Зоря»-«Машпроект», г. Николаев, Україна, e-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua.

УДК: 504.058

Р. А. БИЛОНЕНКО

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

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Проведен анализ современного состояния, развития и классификации топливных элементов. Выделены их основные преимущества, недостатки, конструктивные особенности, а также показаны перспективные типы электрохимических генераторов. Особое внимание уделено прямому получению электроэнергии в твердооксидных высокотемпературных топливных ячейках, выбору топлива и способов его подачи в топливный элемент. Перечислены ключевые проблемы при конструировании топливных элементов разных типов. На основе топливных элементов создаются новые источники электрической и тепловой энергии, обладающие такими особенностями как высокая эффективность, бесшумность, надежность работы и экологическая чистота.

Ключевые слова: водород, топливный элемент, катализатор, электрохимический генератор, энергоустановка.

Введение

Энергия – это источник жизни современного общества и экономики. На сегодня население нашей планеты превышает 7 млрд. людей и стремительно увеличивается, а с ним и потребление энергии. Рост нужд удовлетворяется, в первую очередь, за счет резервов ископаемого топлива (нефть, газ, уголь), сжигание которого ведет к образованию газов, загрязняющих биосферу.

В настоящее время ухудшение биосферы перешло все допустимые границы: усиление парникового эффекта, глобальное потепление и деградация климата; разрушение озонового слоя, возникновение озоновых дыр; кислотные дожди; деградация и уменьшение площадей продуктивной почвы. На протяжении последних десятилетий эта ситуация является предметом огромной тревоги ведущих представителей мирового научного и культурного сообществ [1].

В условиях растущего спроса на энергетические ресурсы, истощение ископаемых видов топлива и роста загрязнений окружающей среды в большинстве стран мира взят курс на водородную энергетику и топливные элементы.

1. Развитие топливных ячеек.

Первым конструктором топливного элемента не был человек. Как определили биохимики, биологический водородно-кислородный топливный элемент (ТЭ) есть в каждой живой клетке. В живом организме источником энергии выступает пища. В

пищеварительной системе она разлагается на мономеры, которые в результате химических превращений дают водород. Кислород поступает в кровь через легкие, соединяется с гемоглобином и транспортируется ко всем тканям организма. Процесс соединения водорода с кислородом есть основой биоэнергетики организма.

Таким образом, все созданное природой есть целенаправленным, и работает с максимальным коэффициентом полезного действия (КПД). ТЭ относится к химическим источникам тока, осуществляющие прямое преобразование энергии топлива в электрическую энергию, минуя малоэффективные, идущие с большими потерями, процессы горения [2].

Сама идея топливной ячейки принадлежит британскому судье сэру Уильяму Гроуву (William Grove), который в 1839 году разработал первый образец водородно-кислородной "ячейки Гроува", исследования проводились на уровне физического эксперимента, имеющего демонстрационный характер. У. Гроув доказал, что погружение двух платиновых электродов в обогащенный водородом и кислородом раствор может стать коммерчески выгодным источником электрической энергии. Его оригинальная топливно-ячеистая батарея с платиновыми электродами в пробирках, погруженных в раствор серной кислоты, изображена на рис. 1 [3].

В 1889 г. Мундом и Лангером впервые был использован термин «топливный элемент» для батареи с платиновыми электродами мощностью 1,5 Вт с КПД 50 % [4]. В 1899 г. известный ученый Вальтер Нернст изобрел так называемые «массы Нернста» –

смеси на основе диоксида циркония, которые, по сути, являются циркониевой керамикой. Тогда же были изобретены, а также изготавливались лампы с нитями накаливания с циркониевым соединением, которые до появления в них ионной проводимости подогревались металлическими нагревателями [3].

В 1937 г. профессор Ф. Бэкон начал работы над своим топливным элементом. К концу 1950-х гг. он разработал стек из 40 топливных ячеек, имеющий мощность 5 кВт. Этот блок мог быть применен для обеспечения энергией сварочного аппарата или грузоподъемника [5]. Щелочную топливную батарею ученый запатентовал в 1959 г.

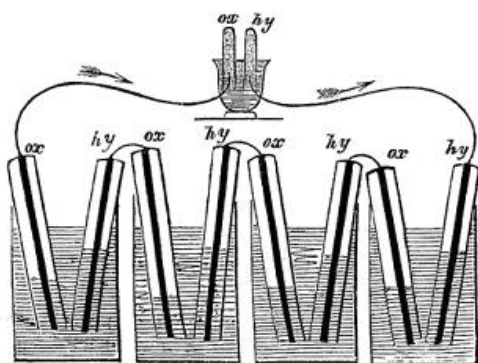


Рис. 1. Батарея топливных элементов, сконструированная Уильямом Гроувом в 1839 г.: оx – кислород; hу – водород. Стрелка указывает направление тока

Исторически в мире широко известны, по крайней мере, пять типов ТЭ. Они отличаются ионопроводящей средой и находятся на разных стадиях коммерциализации. ТЭ относятся к категории наукоемких производств, состоящих из целой гаммы различных приборов и устройств. Их классифицируют по рабочей температуре: на низкотемпературные (60 – 100 °С), среднетемпературные (100 – 550 °С) и высокотемпературные (выше 550 °С). По типу электролита: щелочной, с ионной (протонообменной) мембраной, фосфорнокислый, расплавленный карбонат, твердооксидный, а также ТЭ с твердым топливом [3].

2. Щелочные топливные элементы (ЩТЭ)

Начиная с 1960-х годов ЩТЭ, основанные на работах американского ученого Ф.Т. Бэкона 1930-х годов, обеспечивали энергией космический корабль Apollo [6]. К 1952 году работа над разработкой и испытанием блока щелочных топливных элементов мощностью до 5 кВт, работающей на чистом водороде и кислороде, была завершена. Топливный элемент, разработанный Бэконом, заправлялся 45 %

раствором щелочи (KOH) и работал при температуре от 200 до 240 °С. Для предотвращения кипения электролита давление поддерживалось от 40 до 55 атм. При таких относительно высоких температурах и давлении были получены неплохие энергетические показатели: плотность тока – 800 мА/см² при напряжении на ячейке 0,78 В. Анод имел двухслойную структуру с пористыми никелевыми электродами с максимальным диаметром пор 16 мкм со стороны электролита и 30 мкм со стороны газа. Катод также имел двухслойную пористую структуру из оксида никеля. Трехфазная граница (электролит-электрод-газ) создавалась разницей давления газа, т. к. политетрафторэтилена (ПТФЭ) для создания гидрофобного электрода, работающего при высокой температуре, в то время еще не существовало [6].

Космические ЩТЭ были адаптированы как наземные, стационарные энергоустановки (ЭУ) с использованием воздуха в качестве окислителя в начале 1970-х годов. Важнейшим недостатком таких ЩТЭ является наличие CO₂ в воздухе, который приводит к карбонизации электролита. На протяжении 1970-х годов инженеры понижали рабочее давление ЩТЭ и применяли газоочистители (известь, гашенная раствором едкого натра) газа для сведения к минимуму содержания CO₂ в воздухе [6].

В настоящее время применяют ЩТЭ с циркуляцией электролита и газоочистителями с натровой известью, что позволяет уменьшить карбонизацию электролита и отводить избыток тепла от ячейки ТЭ. Система циркуляции электролита имеет ряд преимуществ: 1) исключено пересыхание ячеек; 2) электролит играет роль охлаждающей жидкости; 3) примеси (карбонаты) в электролите могут быть легко удалены; 4) градиент концентраций ионов OH⁻ значительно уменьшен и 5) циркуляция электролита предотвращает накоплению пузырьков газа в ячейке.

Конструкция водородно-кислородного ТЭ, работающего при повышенном давлении и средних значениях температуры, показана на рис. 2. Электроды ТЭ изготовлены из пористого никеля в виде двухслойных дисков толщиной 4 мм. Слой 1, прилегающий к электролиту, имеет поры диаметром около 16 мкм, а слой 2, прилегающий к газовому пространству, – около 30 мкм.

В качестве электролита используют 27 %-й раствор KOH. Циркуляция электролита вдоль электрода позволяет снизить концентрационную поляризацию. Во время работы слой 1 полностью пропитывается электролитом, а в слое 2 подаваемый под высоким давлением газ, вытесняет электролит из пор этого слоя, вследствие чего внутри электрода создается граница электролит-электрод-газ, где и происходит электрохимический процесс.

Электрохимический генератор (ЭХГ) работает в диапазоне температур 150 ... 240 °С и давлении $(30 \dots 75) \times 10^5$ Па. Плотность тока достигает 1000 мА/см².

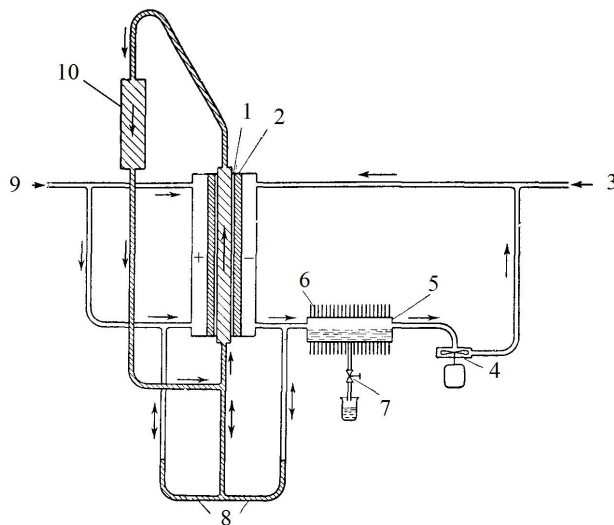
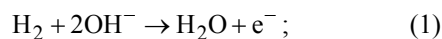


Рис. 2. Щелочной водородно-кислородный ТЭ с циркуляцией электролита [7]:

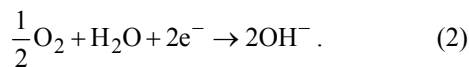
1 – электродный слой с порами $d = 16$ мкм; 2 – электродный слой с порами $d = 30$ мкм; 3 – подвод кислорода; 4 – насос; 5 – конденсатор водяного пара; 6 – охлаждающие ребра конденсатора; 7 – вентиль для спуска конденсата; 8 – дифференциальный манометр; 9 – подвод водорода; 10 – резервуар для электролита

Электродные реакции приведены в формулах (1) и (2):

реакция на аноде:

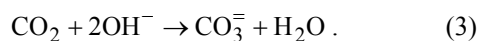


реакция на катоде:



Носителем заряда в электролите является ион гидроксид OH^- .

Углекислый газ является одной из главных примесей, которая значительно ухудшает работу ЩТЭ без циркуляции электролита. Негативное воздействие CO_2 является результатом реакции с OH^- по формуле (3), оказывающее следующее влияние: 1) уменьшение концентрации OH^- ; 2) увеличение вязкости электролита, что приводит к снижению диффузии и плотности тока; 3) осаждение солей карбоната в пористом электроде, уменьшая массоперенос; 4) снижение адсорбции кислорода.



ТЭ с циркуляцией электролита также подвер-

жен влиянию CO_2 , хоть и в меньшей степени.

Современные ЩТЭ имеют газодиффузные углеродные электроды с пластическим связующим (ПТФЭ) с никелевым токоотводом внутри (Ni-сетка). Количество благородных металлов уменьшено до менее чем 0,5 мг/см². Рабочая температура около 75 °С при растворе 9N KOH, газы подаются при давлении окружающей среды. Ресурс работы составляет ~5000 часов при КПД ~ 60 %.

Достоинства: высокий КПД; низкая стоимость компонентов; реакция на катоде в щелочном электролите происходит быстрее, что приводит к высоким характеристикам.

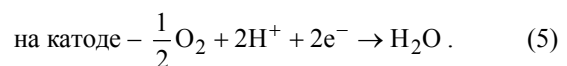
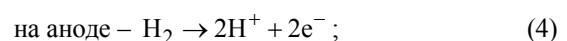
Недостатки: карбонизация электролита (при использовании воздуха как окислителя), малый ресурс работы, требовательный к чистоте водорода, наличие благородных металлов в качестве катализатора.

3. Фосфорно-кислые топливные элементы (ФКТЭ)

ФКТЭ вырабатывают теплоту или электроэнергию с КПД свыше 50 %. Рабочие температуры ФКТЭ находятся в пределах 90 ... 250 °С, работают на техническом водороде. Электролитом является фосфорная кислота, которая заполняет пористые углеродные электроды.

На основе таких ТЭ созданы и испытаны энергоустановки мощностью от 12 кВт до 11 МВт. Ресурс работы ТЭ достигает 40000 ч. Значительные разработки, наработанные в Японии, США и России. В США вырабатывают коммерческие установки мощностью 200 кВт, в Японии – мощностью 50, 100 и 1000 кВт. Первая электростанция мощностью 4,8 МВт была смонтирована в Японии и испытана в 1983 – 1985 гг., в 1991 г. – станция мощностью 11 МВт. КПД составлял 38 ... 41 % (по электроэнергии) и 80 ... 82 % (суммарный по электроэнергии и использованной теплоте). В России разработка ЭУ на основе ТЭ с фосфорно-кислым электролитом началась в 1991 г. на основе конверсий в НВО "Энергия", МЭИ, на Уральском электротехническом комбинате и в других организациях. Подготовлены концептуальные проекты ЭУ мощностью 5, 10, 20, 100, 200 и 1000 кВт разного назначения [8].

Основные реакции в ФКТЭ представлены формулами (4) и (5):



Реакции в установке поддерживаются платиновым катализатором. Температура в установке со-

ставляет 200 °С, концентрация кислоты – 100 % H_3PO_4 . Давление в ФКТЭ превышает 8 атм. для установки мощностью 11 МВт. В 60-х годах прошлого столетия применялись пористые гидрофобные электроды с ПТФЭ, обработанные Pt ($\sim 9 \text{ мг/см}^2$).

Главным достижением технологии производства ФКТЭ (1960 г.) было создание углеродных электродов. Обработывая электроды Pt, с высокой площадью поглотительной поверхности (пористостью) дало возможность уменьшить затрату Pt без потерь электрических свойств. Тем не менее коррозия углерода и Pt (растворение) является проблемой для элементов с напряжением $\sim 0,8 \text{ В}$, поскольку уменьшается плотность тока.

Пористые электроды, которые используют в ФКТЭ, состоят из смеси катализаторов, углерода и полимера (обычно ПТФЭ 30 ... 50 %) в качестве связующего вещества [8].

Коррозийная стабильность анода достигается высокотемпературной обработкой (2700 °С), коррозионный поток уменьшается на два порядка при напряжении 0,8 В в 97 %-м H_3PO_4 при температуре 190 °С и давлении 4,8 атм.

На рис. 3 приведена схема блока ФКТЭ с биполярной пластиной.

Все биполярные аноды довольно коррозионностойкие, проектируются они для работы в течение 40000 часов в ФКТЭ, но остаются сравнительно дорогими для производства.

Непроницаемый анод состоит из двух частей, каждая из которых соединена с пористым анодом (обработанный Pt). Пористая структура оказывает содействие быстрому проникновению газа. Это также используют для пополнения кислоты, которая испаряется в результате работы. ФКТЭ, оснащенный системой удаления примесей, которые возникают в процессе работы элементов.

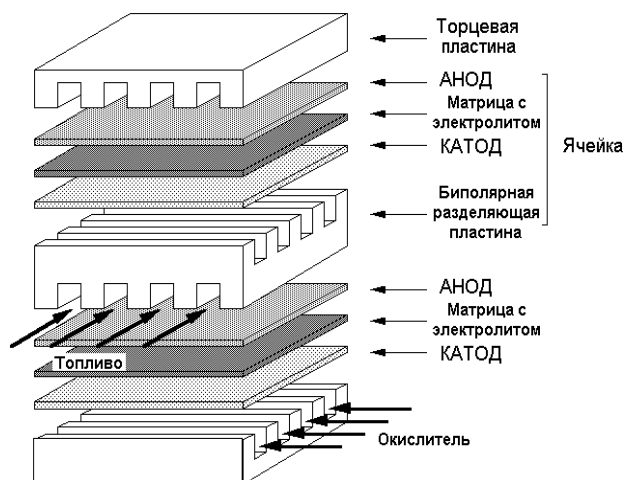


Рис. 3. Схема ФКТЭ с биполярной пластиной

Теплота, образованная в процессе преобразования энергии, удаляется через канал, расположенный в элементе (в канале находится вода, газ или воздух).

Достоинства: возможность использования как топлива технического водорода, ресурс работы, высокая рабочая температура, устойчивость к примесям в топливе.

Недостатки: наличие благородных металлов в качестве катализатора, коррозия электродов, длительное время старта, низкая плотность тока и энергии.

4. Топливные элементы с расплавленным карбонатом (РКТЭ)

Это высокотемпературный (600 ... 1000 °С) ТЭ. В качестве электролита применяют смесь карбонатов: $\text{LiCO}_3 + \text{Na}_2\text{CO}_3$, $\text{Li}_2\text{CO}_3 + \text{K}_2\text{CO}_3$, $\text{Li}_2\text{CO}_3 + \text{K}_2\text{CO}_3 + \text{Na}_2\text{CO}_3$. Ценным является то, что РКТЭ не нуждается в благородных металлах. Скорость реакции достигается применением в качестве катализатора никеля Рения [8, 9]. Структура РКТЭ показана на рис. 4.

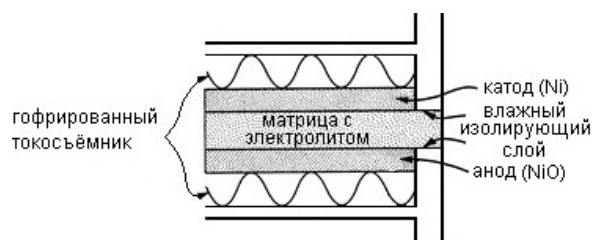
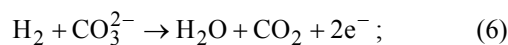


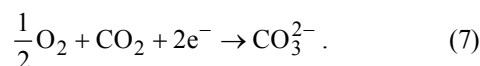
Рис. 4. Структура топливного элемента с расплавленным карбонатом

Электрохимические реакции РКТЭ описаны формулами (6) и (7):

на аноде:



на катоде:



В системе электродов РКТЭ CO_2 возникает на аноде путем окисления анодного отработанного газа, который смешан с катодным входным газом. Высокая рабочая температура в РКТЭ обеспечивает возможность повышения эффективности во всей системе тепловых мощностей. С другой стороны, повышение рабочей температуры влияет на коррозионную стабильность и активность компонентов топливного элемента, особенно в агрессивной среде расплавленного карбонатного электролита с пористой структурой в электроде [8].

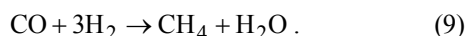
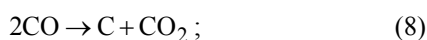
Электрическая проводимость расплавленных карбонатов достаточно высока и лежит в пределах $200 - 500 \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$. Для уменьшения скорости испарения электролита вместо тройной смеси карбонатов используют смесь $\text{Li}_2\text{CO}_3 + \text{Na}_2\text{CO}_3$ при массовой доле $\text{Na}_2\text{CO}_3 - 48 \%$ и более.

Для уменьшения испарения электролита и его коррозионной активности обычно применяют либо матричный, либо пастообразный электролит. Материалами матрицы или загустителя служат MgO , LiAlO_2 ($5 - 15 \text{ м}^2/\text{г}$) или SrTiO_3 [9].

В качестве материала анодов ТЭ обычно используется пористый никель, для повышения ресурса его стабилизируют хромом (массовая доля 10%) и медью.

Материалами катодов служат литированный оксид никеля, манганиты, например Li_2MnO_2 , легированный магнием, ферриты, например LiFeO_3 , легированные марганцем, предложены титанаты, например La_2TiO_3 , SrTiO_3 . Особенно перспективным считается LiFeO_3 с добавкой MnO_2 .

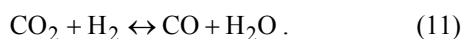
Повысить энергетические характеристики элемента можно, увеличив рабочее давление. Это приведет к росту газовой растворимости и увеличению скорости перемещения продуктов реакции. С другой стороны, увеличенное давление ведет к реакции образования углерода (8) и образования метана (9).



При среднем давлении возможно расщепление CH_4 на C и H_2 по формуле (10):



При повышении давления происходит реакция преобразования (11)



Отложения углерода в РКТЭ необходимо избегать, так как это ухудшает прохождение газа через анод. Образование метана негативно влияет на характеристики элемента, поскольку при образовании каждого моля метана потребляется три моля H_2 , что приводит к значительной потере реагента и уменьшает эффективность энергетической установки.

Прибавляют H_2O и CO_2 модифицируя топливный газ и равновесный газовый состав к тому времени, пока образование CH_4 не будет минимальным. Отложения углерода можно избежать, увеличив парциальное давление H_2O в газовом потоке. Например, при температуре 650°C в ТЭ применяют газифицированный уголь (38 % H_2 / 56 % CO / 6 % CO_2) при 10 атм.

Достоинства: возможность использования недорогих катализаторов, высокий КПД, топливная

гибкость, длительный ресурс работы.

Недостатки: коррозия электродов при высокой температуре, длительное время старта, низкая плотность энергии.

5. ТЭ с ионной (протонообменной) мембраной (ПОМТЭ)

Эти элементы работают в относительно низких температурах (до 100°C), имеют высокую плотность энергии, могут быстро изменять свою производительность, что является потенциально привлекательным для определенных мобильных и портативных устройств, а также для автомобилей.

Ячейка ПОМТЭ (рис. 5) состоит из пакета последовательно собранных мембран и электродов, сжатых через уплотнительные элементы силовыми пластинами с токосъемными элементами. На концах ячейки расположены концевые пластины (графитовые электроды) с газовыми каналами.

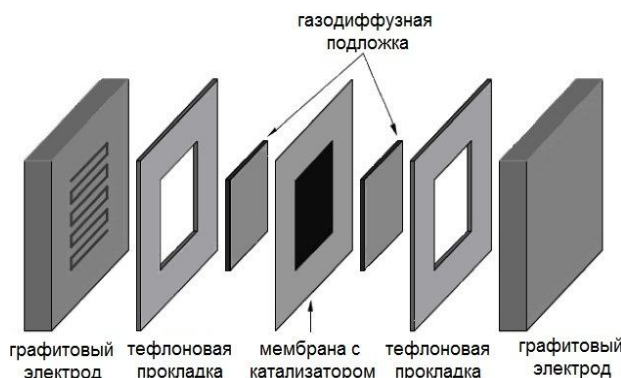


Рис. 5. Единичная ячейка ПОМТЭ

Производимые и разрабатываемые электроды, а также биполярные пластины можно разделить на две группы: электроды на основе углерода и электроды на основе металлов. У каждого из видов есть свои преимущества и недостатки. Простой и дешевой является технология штамповки из металлической фольги (например, из коррозионностойкой спецстали 316L). В силу лучшей коррозионной стойкости основное внимание уделяется разработке углеродных электродов, недостатком которых является механическая хрупкость.

Опасность коррозии биполярных пластин заключается в разрушении их поверхности, резком возрастании сопротивления и омических потерь. При коррозии металла его катионы переходят в мембрану, что приводит к ее деградации и отравлению катализатора. К таким металлам относят железо, никель, медь, обычно входящие в состав сталей [10-12].

Использование как твердого электролита ионо-

обменных мембран дает важные конструктивные и эксплуатационные преимущества: существенным образом упрощается технология изготовления электродов и всей конструкции.

К ионообменным мембранам выдвигают ряд требований, которые определяют их основные свойства: высокая ионная проводимость; отсутствие электронной проводимости, незначительная газопроницаемость; высокая механическая прочность и стойкость к деформациям.

На сегодняшний день в основном применяют два типа мембран: гетерогенные на основе полистирола и гомогенные, изготовленные на основе фенолформальдегидной смолы. В связи с тем, что механические свойства мембраны снижаются с увеличением ионной проводимости, для укрепления мембраны для ее механического основания используют неэлектропроводящую синтетическую ткань.

Ионообменная мембрана имеет толщину от 0,3 до 0,9 мм. Основная часть электродной поверхности находится в непосредственном контакте с мембраной. Контакт электрода с мембраной определяет внутреннее сопротивление ТЭ. В корпусе есть каналы для подачи топлива и окислителя в активную зону. Как катализатор в водородно-кислородном ТЭ используют платину и палладий, который позволяет получить плотность тока 300 ... 500 мА/см², максимальное падение напряжения при этом составляет 30 % [8].

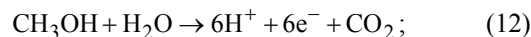
В настоящее время наиболее распространенной мембраной является перфторированная ионообменная мембрана Nafion, разработанная компанией DuPont в 1966 г. Почти все доступные мембраны для ТЭ являются мембранами Nafion. Материалы на основе таких полимеров высокотехнологичны, и на них удается получать довольно высокие характеристики при рабочих температурах 90 °С. Однако, собственная протонная проводимость мембран крайне мала, и эффективный протонный перенос в них определяется наличием адсорбированной из атмосферы влаги. Поэтому в ТЭ мембраны должны работать в условиях постоянного увлажнения и гидростатирования, что требует введения дополнительных устройств и увеличивает стоимость ЭХГ [13]. Мембраны типа Nafion имеют длительный срок службы до 50000 ч.

Стоит также отметить, что при использовании водорода с примесями СО (полученного в процессе риформинга) существует проблема отравления платины, что влияет на энергетические характеристики топливного элемента.

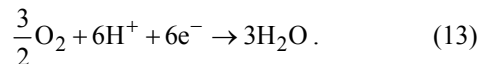
Вместо водорода могут быть использованы и другие виды топлива, например углеводородные, тем не менее, энергетические показатели при этом будут значительно ниже, чем в случае использова-

ния водорода. Таким элементом является ТЭ с прямым преобразованием метанола (Direct Methanol Fuel Cells – DMFC). Принцип работы метанольного ПОМТЭ показан на рис. 6. Электродные реакции приведены в формулах (12) и (13):

на аноде:



на катоде:



В качестве катализатора на аноде чаще всего применяют Pt и Ru, на катоде – Pt.

Пассивные метанольные ПОМТЭ работают без насосов: окислителем выступает воздух при атмосферном давлении, топливо (метанол) поступает через фитиль посредством капиллярных сил.

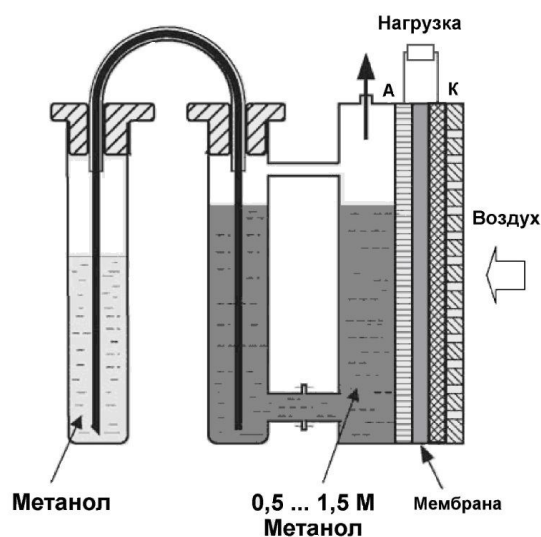


Рис. 6. Метанольный ПОМТЭ с пассивной системой подачи топлива [14]

В последнее время метанольный ТЭ привлекает все больше внимания из-за своих преимуществ: нет потребности в сложной системе охлаждения; плотность энергии с жидким топливом, особенно в высоких концентрациях (>10 М), сопоставима с плотностью энергии литий-ионных аккумуляторов; простота хранения и доставки топлива. Таким образом, ПОМТЭ с прямым преобразованием метанола, кажется, является идеальным источником энергии для портативных устройств. Однако, несколько проблем возникло с разработкой микро ТЭ, работающих на метаноле: молекулы метанола могут диффундировать через мембраны Nafion в катодное пространство; низкая плотность тока в миниатюрных ТЭ; накопление воды в катодной области пассивных систем (идеально было бы использовать воду, как продукт реакции, для разбавления метанола); низкий КПД ~

30%. Лучшие из современных технологий элементов питания в силу химических ограничений допускают усовершенствование всего на 15–25%, поэтому ТЭ представляются единственными более эффективными источниками питания для портативных устройств [14–15].

Достоинства: использования как топлива водорода или метанола, длительный ресурс работы, упрощена технология изготовления ТЭ, быстрый старт, низкая рабочая температура, твердый электролит.

Недостатки: использование дорогих катализаторов, чувствителен к примесям в топливе, низкопотенциальное тепло нельзя использовать, токсичность метанола.

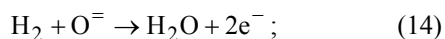
6. Твердооксидные топливные элементы (ТОТЭ)

ТОТЭ применяют в стационарных энергоустановках мощностью более 1 кВт. Эти установки отличаются высокой рабочей температурой – до 1000 °С. Электролитом в ТОТЭ выступает твердый керамический материал с высокой рабочей температурой, которая способствует ионной проводимости с недорогими материалами. ТОТЭ имеет энергетические характеристики с КПД в пределах 55 ... 70 %.

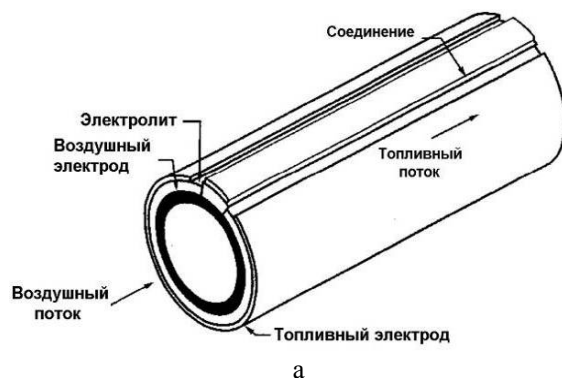
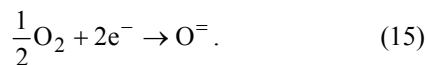
ТЭ этого типа развиваются в двух направлениях (рис. 7): трубчатые элементы (рис. 7, а) разработали в компании Siemens Westinghouse (1950 г.) и плоские пластины (рис. 7, б) – в компании Allied Signal (США).

Электрохимические реакции, происходящие в ТОТЭ, работающих на H_2 и O_2 , базируются на уравнениях (14), (15) и (16) [8]:

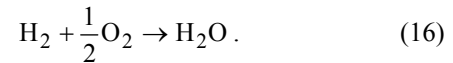
на аноде



на катоде



Общая реакция связана уравнением



Монооксид СО и углеводороды так же, как метан (CH_4), могут быть применены в виде топлива в этих ТЭ. Возможно, что водный газ включает в себя СО ($CO + H_2O \rightarrow H_2 + CO_2$) и паровое преобразование CH_4 ($CH_4 + H_2O \rightarrow 3H_2 + CO$) имеют место при высокой температуре, при которой легко окисляются на аноде. Основное окисление СО в таких топливных элементах также хорошо установлено. Водород производится из водного газа при наличии метана.

В ТОТЭ электролитом выступает твердая окись металла, обычно это ZrO стабилизированная Y_2O_3 . Ячейка работает при температуре 600 ... 1000 °С, при которой возникает ионная проводимость кислорода. Анод, как правило, изготавливают из металлокерамики $Ni-ZrO$, катод – $LaMnO_3$ допированный Sr . Высокая рабочая температура ТОТЭ устанавливает жесткие требования к электродным материалам. Развитие подходящих недорогих материалов и изготовление керамических структур – теперь ключевые проблемы, стоящие перед ТОТЭ.

В мире, преимущественно в США, уже работает свыше 150 станций (больших и малых: от 2 кВт – для туристов, 20 кВт – для электромобилей, до 600 МВт – для целых городов).

Автономные циркониевые генераторы можно установить прямо в доме на водонагревной емкости вместо, например, дизеля. Отапливать можно газом или каким-либо органическим топливом. По информации правительственных организаций США, циркониевая электроэнергия на 20 ... 30 % дешевле обычной [6, 8].

Компания Siemens Westinghouse в конце 1998 г. применила технологию на основе металл-хлорида, который в виде пара подавали с одной стороны трубы, а O_2/H_2O – с другой стороны. Газ окружающей среды с обеих сторон действует в виде двух гальванических пар, как показано в уравнениях (17) – (19):

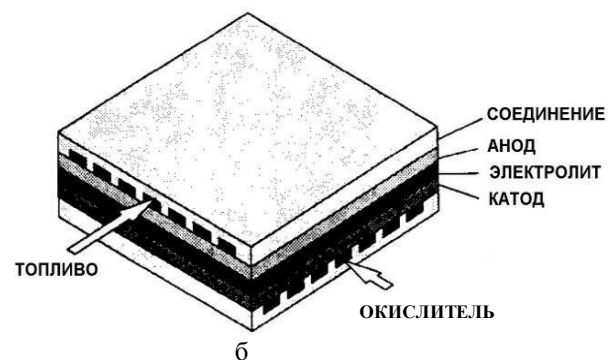
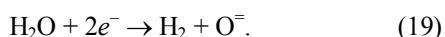
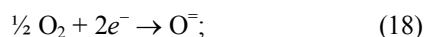
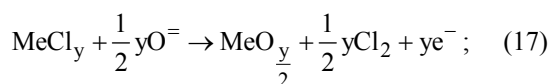


Рис. 7. Твердооксидный топливный элемент:
а – трубчатый; б – плоский



Анод состоит из металла Ni, Y_2O_3 и стабилизированного каркаса из ZrO_2 . Последний служит для торможения агломерата технологии металла и для обеспечения термического расширения коэффициента сопоставления для материалов элемента. Анодная структура производится с пористостью от 20 до 40 % для приспособления переноса масс реагента и продукта газов. Добавка лантана соли манганитовой кислоты является более общим применением для материала катода. Подобно аноду, катод имеет пористую структуру, что способствует быстрому переносу масс реагента и продукта газов.

Твердый оксид электролита должен быть пористым, что позволяет газу проходить из одной части электролитного слоя в другой. Электролиты с циркониевым основанием являются подходящими для ТОТЭ, потому что они улучшают электронную и ионную проводимость. Рабочая температура около 1000 °С необходима для ионной проводимости твердого электролита $0,02 \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{см}^{-1}$. Анод, сделанный из никеля, имеет высокую электрическую проводимость. Однако коэффициент термического расширения никеля на 50 % больше, чем керамического электролита в виде катодной трубки, которая имеет дополнительное термическое напряжение. Это термическое напряжение может быть уменьшено за счет прессования керамических порошков с Ni или NiO. Большое количество Ni (для достижения высокой проводимости) и необходимое количество керамики (для лучшего согласования компонентов по термическим коэффициентам расширения) соотносится по объему Ni/YSZ : 30/70.

К твердым электролитам могут быть отнесены также β -глиноземы. Это соединение переменного состава $\text{Na}_2\text{O} \cdot n \text{Al}_2\text{O}_3$, побочного продукта при производстве стекла, где $5,5 \leq n \leq 8,5$, показало, что ионы Na^+ в нем не теряют подвижности и при комнатной температуре. На этой основе может быть создан топливный элемент. В 1968 г. в США была создана натрий-серная аккумуляторная батарея рекордной мощности. Электродами в этой необычной батарее служат расплавленные металлический натрий и сера, а разделяет их твердый электролит – β -глинозем (рис. 8).

Ионы натрия движутся через глинозем к сере, образуя сульфиды. По внешней же цепи перемещаются электроны. Батарея имеет такой запас электрической энергии, что электромобиль может проехать расстояние до 600 км. Вместе с тем у натрий-

серного аккумулятора есть недостаток. Для его работы натрий и сера должны быть в расплавленном состоянии, а для этого необходимо постоянно поддерживать температуру около 300 °С, что существенно затрудняет эксплуатацию аккумулятора.

Представляет интерес еще один твердый электролит, состоящий из эквимольной смеси LiI и Al_2O_3 . Эти вещества не взаимодействуют друг с другом. К тому же оксид алюминия, как известно, является изолятором. Механическое смешение LiI и Al_2O_3 привело к возрастанию электропроводности йодида лития на несколько порядков.

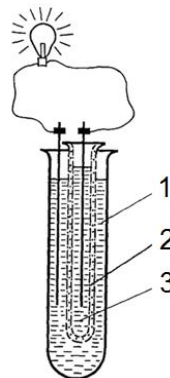


Рис. 8. Схема натрий-серного электрического элемента: 1 – расплавленный натрий (анод);

2 – расплавленная сера (катод);

3 – твердый электролит $\text{Na}_2\text{O} \cdot n \text{Al}_2\text{O}_3$ – β -глинозем

Уже сегодня успешно работают станции с мощностью 100 кВт, демонстрируя стабильность и надежность, присущие керамическим конструкциям. При рабочей температуре 800 – 1000 °С в ТОТЭ применяют более гибкий выбор топлива. Регулируя давление воздуха и топлива, легко изменить требования к нагрузке. К тому же эти ячейки для эффективной работы не требуют платины.

Достоинства: использования как топлива водорода и углеводородов, длительный ресурс работы, высокая рабочая температура позволяет получить высокий суммарный КПД, нет необходимости в катализаторах платиновой группы.

Недостатки: разный коэффициент теплового расширения компонентов ТОТЭ приводит к повреждениям в режиме «старт-стоп».

7. ЭХГ с твердым топливом

ЭХГ с твердым топливом в виде металлов имеют высокие удельные энергетические характеристики. Примером может служить амальгамный натриево-кислородный ЭХГ (рис. 9).

Основными элементами генератора есть натриевый амальгамный анод, и кислородный катод в водном растворе щелочи натрия. Амальгаму натрия

с ртутью готовят в отдельном от ЭХГ устройстве для амальгирования 1. Жидкая амальгама вводится в ЭХГ, где стекает по вертикальной стальной пластине 3, образуя тонкую пленку по всей поверхности электрода. Между пленкой амальгамы и пористым кислородным диффузным электродом 4 в противоположном направлении протекает вода, необходимая для стабилизации заданного значения концентрации электролита. Ртуть с ЭХГ насосом 6 подается назад в амальгаматор, куда вводят новые порции натрия. Щелочь, которая образуется в результате электрохимической реакции, отводят из устройства.

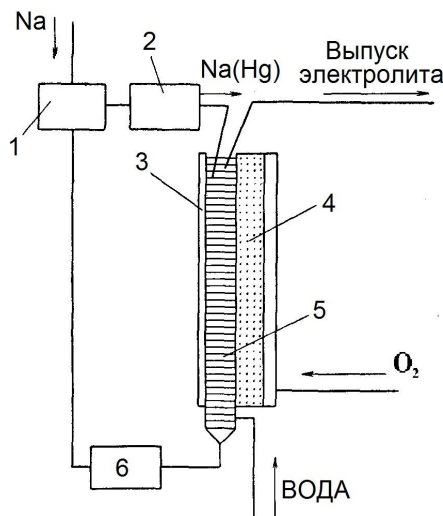


Рис. 9. Амальгамный натриево-кислородный ЭХГ:
1 – амальгаматор; 2 – теплообменный аппарат;
3 – металлический анод с пленкой амальгамы;
4 – диффузный кислородный электрод (катод);
5 – электролит; 6 – насос

Сравнительно с водородно-кислородными ЭХГ амальгамный натриево-кислородный тип генератора имеет ряд преимуществ: позволяет получить высокое напряжение; работает при низшей температуре и давлении; потребляет меньше кислорода. Недостатками такого ЭХГ есть высокая стоимость топлива, токсичность ртути, сложность вспомогательного оборудования и системы обеспечения.

При работе амальгамного натриево-кислородного ЭХГ при напряжении 1,55 В была получена плотность тока 1075 мА/см². Расход натрия составлял $1,6 \cdot 10^{-7}$ кг/Дж при расходе кислорода $5,6 \cdot 10^{-8}$ кг/Дж. Расход воды для поддержки заданного значения концентрации электролита – $1,6 \cdot 10^{-6}$ л/Дж. Удельная масса электроэнергетического комплекса мощностью 10 кВт без учета запасов топлива составляла 57 кг/кВт.

В ЭХГ как окислитель можно использовать воздух, в этом случае плотность тока нагрузки пада-

ет до 23 мА/см². В ЭХГ как топливо используют ряд металлов, например, галлий, натрий, цинк, алюминий и т.п. Особенностью таких ЭХГ есть то, что топливный электрод тратится в процессе работы ЭХГ и в связи с этим требует периодической замены или непрерывного пополнения.

Применение натрия как топлива для ЭХГ предусматривает электрохимическое окисление натрия согласно уравнению (20)



Потенциал натрия при 25 °С равняется –2,714 В, а амальгама натрия –1,957 В. Зависимость изменения потенциала электрода (в вольтах) от концентрации натрия в амальгаме определяется соотношением (21) [8]:

$$\varphi_0 = -1,957 + 0,059 \lg \frac{a_{\text{Na}^+}}{a_{\text{Na}}}, \quad (21)$$

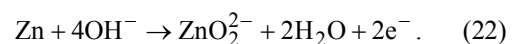
где a_{Na^+} – активность ионов Na в водном растворе;
 a_{Na} – активность их в амальгаме.

В связи с тем, что угольные и графитовые частицы сильно влияют на амальгаму и раскладывают ее, наиболее преобладающими являются металлические электроды.

Процесс окисления натрия в электрохимической системе Na – NaX – Na(Hg) основанный на использовании разности в энергиях натрия и амальгамы натрия и может протекать как при низких, так и при повышенных температурах. В этом случае уже нельзя применять водный электролит, необходимы более стойкие типы электролитов. Так, для высоких температур используют расплав с 76 % гидроксида натрия, 10 % борида натрия и 14 % йодида натрия. Для работы при температуре ниже 100 °С электролитом может служить раствор йодида натрия в этиламинe. Значение ЭДС в этом случае находится в диапазоне 0,8 ... 0,9 В.

Использование цинка как топлива в химическом источнике электроэнергии основано на электрохимическом окислении цинка.

Для непрерывной подачи цинка к топливному электроду необходимо применять амальгаму цинка. При электрохимическом окислении цинка невозможно полное использование топлива, поскольку цинк переходит в раствор в виде гидроксида цинка (22):



Потенциал токообразующей реакции равняется 1,216 В.

По своей плотности, значениям отрицательного потенциала и электрохимической активности алюминий превосходит такие металлы, как цинк, маг-

ний и др. Использование алюминия в ЭХГ в последнее время есть трудным потому, что в щелочных электролитах происходит сильная коррозия алюминия, которая определяет незначительный выход по току. Коррозия может быть значительно снижена путем введения легированных примесей и создания специальных условий работы для ЭХГ, например температурных.

Конструкция ЭХГ с твердым топливом объясняется рисунками, где на рис. 10 представлены принципиальная схема (рис. 10, а) и структура электродов элементарного источника тока (рис. 10, б) [16, 17].

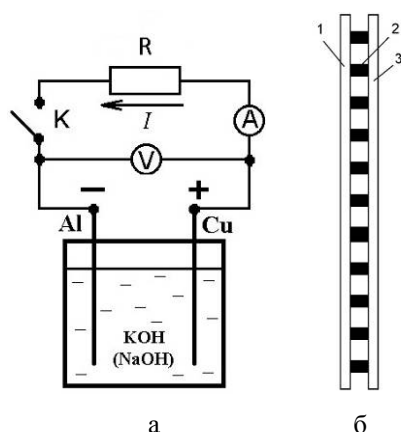
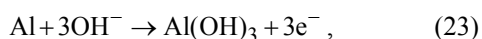


Рис. 10. Принципиальная схема (а) и структура электродов элементарного источника (б) ЭХГ:

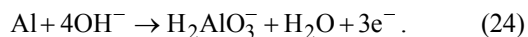
- 1 – алюминиевый или цинковый электрод;
- 2 – диэлектрическая прокладка;
- 3 – электрод

В щелочных растворах при нормальной концентрации алюминий реагирует согласно реакции (23)



которой отвечает потенциал электрода $\varphi_0 = -2,31$ В.

В сильноконцентрированных щелочных растворах реакция электрохимического окисления алюминия проходит с образованием алюмината (24):



Процесс коррозии алюминия значительно увеличивается при повышении температуры и уменьшается при увеличении плотности тока. Так, при 65 °С и плотности тока 300 мА/см² достигается почти 100 %-е электрохимическое преобразование алюминия в электрическую энергию.

Выводы

На основе проведенного анализа публикаций по современным разработкам топливных элементов

можно сделать вывод, что основными сферами использования ТЭ являются малые стационарные ЭУ и автомобилестроение. Коммерчески выгодным решением для ЭУ большой мощности является комбинирование высокотемпературных ТЭ, работающих на природном газе, с газотурбинными установками. Блок высокотемпературного ТЭ заменяет камеру сгорания газотурбинного двигателя. В результате такого гибридного подхода КПД ЭУ при низкой теплоте сгорания топлива может достигать ~60 %.

Для кратковременного генерирования электроэнергии и теплоты удачным может стать комбинирование низкотемпературного водородно-кислородного ПОМТЭ с ЭХГ щелочного типа, в котором топливом выступает твердый расходный алюминиевый электрод. Водород генерируется непосредственно в ЭХГ путем окисления алюминиевого электрода. Таким образом, это позволит избежать опасного хранения водорода для ПОМТЭ и улучшить энергетические характеристики комбинированной ЭУ. Данное предложение возможно для аварийных систем, небольших мобильных устройств с малой потребляемой мощностью.

Литература

1. Гольцов, В. А. После Вернадского: синергизм биосферы и виртуальность водородной цивилизации [Текст] / В. А. Гольцов, Л. Ф. Гольцова // *Альтернативная энергетика и экология*. – 2013. – № 2. – С. 10 – 27.
2. Кузминський, Є. В. Паливні елементи. І. Сучасний стан розроблення [Текст] / Є. В. Кузминський, К. О. Щурська, І. А. Самаруха // *Відновлювана енергетика*. – 2013. – № 1. – С. 90-96.
3. Яковлев, А. И. Анализ топливных элементов на основе твердооксидных электролитов на пути дальнейшего развития водородной энергетики в Украине [Текст] / А. И. Яковлев, А. Р. Щекин // *Альтернативная энергетика и экология*. – 2013. – № 3. – С. 45 – 60.
4. Лидоренко, Н. С. Электрохимические генераторы [Текст] / Н. С. Лидоренко, Г. Ф. Мучник. – М.: Энергоиздат, 1982. – 448 с.
5. Bagotsky, V. S. Fuel Cells: Problems and Solutions [Текст] / V. S. Bagotsky. – Hoboken: Wiley, 2009. – 320 p.
6. Fuel Cell Handbook [Текст] / J. H. Hirschenhofer, D. B. Stauffer, R. R. Engleman, M. G. Klett. – Seven Edition. – Federal Energy Technology Center, US. Department of Energy. – Morgantown, 2004. – 427 p.
7. Юсти, Э. Топливные элементы [Текст]: пер. с нем. / Э. Юсти, А. Вензель; под. ред. А. В. Лыкова и В. С. Багоцкого. – М.: Изд-во «Мир», 1964. – 480 с.

8. Кривцова, В. И. Невичерпа енергія. У 4 т. Т. 4. Вітроводнева енергетика [Текст]: підручник для вузів / В.И. Кривцова, О.М. Олейников, О.І. Яковлев. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2010. – 579 с.
9. Коровин, Н. В. Топливные элементы и электрохимические энергоустановки [Текст] / Н. В. Коровин. – М.: Изд-во МЭИ, 2005. – 280 с.
10. Материалы для биполярных пластин топливных элементов на основе протонпроводящих мембран [Текст] / Ю.А. Добровольский [и др.]. // Рос. хим. ж. – 2006. – Т. L, №6. – С. 83 – 94.
11. Протонообменные мембраны для водородно-воздушных топливных элементов [Текст] / Ю. А. Добровольский [и др.] // Рос. хим. ж. – 2006. – Т. L, №6. – С. 95 – 104.
12. Протонообменные мембраны для низкотемпературных электрохимических устройств [Текст] / Ю. А. Добровольский [и др.] // Альтернативная энергетика и экология. – 2009. – № 8 (76). – С. 112 – 132.
13. Springer, T. E. Polymer Electrolyte Fuel Cell Model [Текст] / T. E. Springer, T. A. Zawodzinski, S. J. Gottesfeld // Electrochem. Soc. – 1991. – Vol. 138, № 8. – P. 2334 – 2342.
14. Walter, S. Rapid prototyping of planar direct methanol fuel cells [Text] / S. Walter, M. Gijs, M. Shen // Department of Microengineering. Master project. – 2009. – 54 p.
15. Гринберг, В. А. Микротопливные элементы: современное состояние и перспективы развития (обзор) [Текст] / В. А. Гринберг, А. М. Скундин // Электрохимия. – 2010. – Т.46, № 9, – С. 1027 – 1043.
16. Яковлев, О. І. Створення паливних елементів і на їх основі електрохімічних генераторів [Текст] / О. І. Яковлев // Гідроенергетика України. – 2008. – № 4. – С. 28–35.
17. Яковлев, А. И. Производство водорода из энергоёмких веществ [Текст] / А. И. Яковлев, Р. А. Билоненко // Альтернативная энергетика и экология. – 2013. – № 2. – С. 35 – 41.

Поступила в редакцию 28.11.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

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

СУЧАСНИЙ СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ПАЛИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ

Р. О. Білоненко

Виконано аналіз сучасного стану, розвитку і класифікації паливних елементів. Виділено їх основні переваги, недоліки, конструктивні особливості, а також показано перспективні типи електрохімічних генераторів. Особливу увагу відведено прямому отриманню електроенергії в твердооксидних високотемпературних паливних комірках, вибору палива і способів його подавання в паливний елемент. Перераховано ключові проблеми при конструюванні паливних елементів різного типу. На основі паливних елементів створюються нові джерела електричної та теплової енергії, що мають такі істотні властивості як висока ефективність, безшумність, надійність роботи та екологічність.

Ключові слова: водень, паливний елемент, каталізатор, електрохімічний генератор, энергоустановка.

STATE OF THE ART AND PROSPECTS ADVANCEMENT OF FUEL CELLS

R. A. Bilonenko

Analysis of the state-of-the-art, development and classification of fuel cells was done. Critical advantages, disadvantages, design features was allocate them, and also perspective types of electrochemical generators was shown. The special attention was given to direct conditioning of the electric power in solid oxide high-temperature fuel cells, the choice of fuel and methods of giving them to the fuel cell. The key problems at design of different types of fuel cells were list. On the basis of fuel cells the new sources of electric and thermal energy possess such features as high efficiency, quietness, reliable performance and ecological compatibility was created.

Key words: hydrogen, fuel cell, catalyst, electrochemical generator, power plant.

Билоненко Роман Александрович – аспирант кафедры ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: bra15@mail.ru.

УДК 629.7.036.5

Ю. А. МИТИКОВ, Р. М. ПЕТРЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Украина

УТИЛИЗАЦИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ ФАКЕЛА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ НАГРЕВА БАЛЛОНОВ С ГЕЛИЕМ СИСТЕМЫ НАДДУВА БАКОВ

Проведено математическое моделирование параметров газобаллонной системы наддува топливных баков двигательной установки ракеты-носителя. Дизайн системы: баллоны размещены в специальной емкости в хвостовом отсеке. Перед стартом из емкости полностью сливают криогенный теплоноситель. В донной защите и нижнем днище емкости (возможно совмещение) выполнены вставки из материала, пропускающего инфракрасное излучение к баллонам. Рассмотрены и более эффективные варианты размещения баллонов. Решалась задача теплопередачи через стенку к газу. Определены полнота опорожнения баллонов, температуры конструкции и гелия в баллонах. Проведено сравнение параметров системы с классической схемой расположения баллонов на I ступени ракеты-носителя. Показана эффективность предложенного способа нагрева баллонов на примере I ступени носителя среднего класса (~ 45 кг полезной нагрузки).

Ключевые слова: баллоны в специальной емкости, хвостовой отсек, тепловое излучение от факела двигателя, теплопередача, нагрев гелия в баллоне.

Введение

В настоящее время заметно растет коммерциализация космоса. Космическая отрасль становится одним из приоритетных направлений деятельности в большинстве стран мира. Спутники более пятидесяти государств по состоянию на 2013 год летают во Вселенной. Уже десять стран и Европейское космическое агентство сегодня самостоятельно запускают свои объекты в космос. В связи с этим существенно увеличивается конкуренция на рынке предоставления пусковых услуг. Очевидно, что побеждать в этой борьбе будет тот, кто обеспечит меньшую цену выведения 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту при общепринятой надежности. В ракетно-космической технике пересматриваются подходы, сложившиеся в этой отрасли в период стремления государств выхода в космос любой ценой.

Не удивительно, что сегодня заметно возрастает актуальность работ, направленных на оптимизацию параметров систем носителей, на нахождение наиболее эффективных схемных решений. Уместно отметить в этой связи, что конечная масса систем наддува (СН), которые являются предметом дальнейших исследований, может достигать 7% конечной массы ступени [1], и тут, несмотря на большую историю применения гелиевых газобаллонных систем, есть ещё ряд вопросов, нуждающихся в современном решении.

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами

В настоящее время в качестве топлива жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) современных ракет-носителей (РН) наибольшее распространение нашли, особенно для I ступеней, жидкий кислород и углеводородное горючее типа керосин (Т-1, РГ-1, метан, синтин). Достаточно интенсивно исследуются и перспективные горючие - ацетам, биотоплива, спирто-аммиачные растворы и др. [2].

Для наддува топливных баков двигательных установок (ДУ) большинства современных носителей повсеместно используются гелиевые газобаллонные системы [3, 4]. Они, несмотря на существенную массу и усложнение конструкции ракеты, стартового комплекса и испытательной базы, имеют и ряд положительных сторон. Гелий обладает наибольшей после водорода работоспособностью, не конденсируется в баках, технологии работы с ним на всех этапах отлажены.

При использовании в качестве теплоносителя в теплообменниках современных ЖРД (РД-171М, РД-180, РД-191) окислительного генераторного газа (его температура существенно ограничена стойкостью материалов) гелий на входе в баки имеет весьма умеренную температуру [5]. Это исключает проблемы нагрева верхнего слоя топлива от газа наддува в современных баках (нетеплоизолированных

несущих цилиндрических) и перегрева их верхних алюминиевых днищ.

При отсутствии принципиальных проблем гелиевые системы несложны в проектировании, что способствует их использованию при разработке ракет-носителей в сжатые сроки и ограниченном финансировании. Привлекательны они и для ракетчиков тех стран, которые делают первые шаги в освоении космического пространства

Учитывая, что космические комплексы находятся в эксплуатации 30 – 50 лет («Союз-2» – более 50 лет, «Зенит» – уже 28 лет), проблема модернизации гелиевых газобаллонных СН сегодня является весьма актуальной научно-технической задачей. В настоящее время интенсивно ведутся работы как по изысканию принципиально новых эффективных способов наддува топливных баков ДУ, так и по модернизации существующих газобаллонных [6 – 8].

Формулирование целей статьи

Рассмотрим классическую схему горячей гелиевой газобаллонной СН баков двигательной установки РН, использующей компоненты топлива жидкий кислород и углеводородное горючее типа керосин. Такие схемы наддува реализованы в ДУ РН «Зенит», «Маяк», «Ангара», «Русь-М», Atlas-III, Atlas-V, Falcon-9, KSLV-1 и др. Дизайн такой системы применительно к баку горючего приведен на рис. 1.

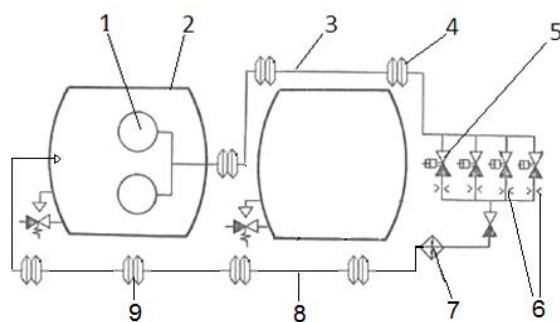


Рис. 1. Принципиальная «классическая» схема горячей газобаллонной СН бака окислителя:

1 – баллоны с гелием; 2 – бак с жидким кислородом; 3, 8 – трубопроводы; 4, 9 – температурные компенсаторы; 5 – элементы автоматики (электропневматические клапана (ЭПК)); 6 – жиклеры; 7 – теплообменник ДУ

Как видно из приведенного рис. 1, баллоны с гелием 1 размещены в верхнем баке окислителя 2. «Холодным» трубопроводом наддува 3 они соединены через ряд параллельно расположенных ЭПК 5 с одинаковыми жиклерами 6 (для исключения пере-

пута) с теплообменником 7 ДУ, расположенным в хвостовом отсеке РН. Далее нагретый подогретый гелий вводится по «горячему» трубопроводу 8 с температурными компенсаторами 9 в верхнюю точку бака окислителя 2.

В силу размещения баллонов с гелием в баке окислителя (верхний бак) реализуется большая длина (масса) магистралей подачи гелия в хвостовой отсек к теплообменнику ДУ и далее назад в верхнюю точку бака. С целью поддержания практически постоянного давления газа в баке по времени полета логика работы СН приводит к необходимости последовательного подключения ЭПК с жиклерами. Все это с неизбежностью приводит к большому гидросопротивлению трактов наддува (с учетом теплообменника) и, соответственно, к повышенному остаточному давлению гелия в баллонах (до 3МПа, например, в СН I ступени РН «Энергия»).

На рис. 2 приведены параметры гелия в баллонах «классической» газобаллонной СН по времени работы ДУ. Как видно из приведенного графика, температура газа в баллонах к концу работы ДУ падает до 60–70К. Такая низкая конечная температура газа в баллонах в совокупности с заметным конечным давлением гелия в баллонах приводит его к заметной остаточной массе (до 35% от начальной массы гелия!) [4].

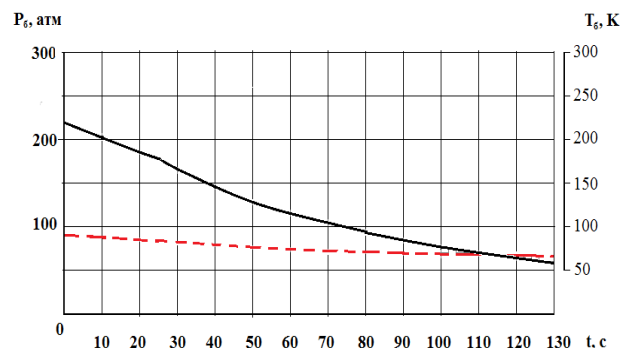


Рис. 2. Изменение параметров гелия в баллонах по времени работы горячей СН (рис. 1):
— — давление гелия в баллонах;
----- — температура гелия в баллонах

Целью проведенных работ являлось математическое моделирование параметров горячей газобаллонной СН принципиально нового дизайна, который позволял бы запасти на момент старта носителя в том же объеме баллона большую массу гелия, а к моменту выключения СН – практически полностью опорожнить баллоны. Как следует из уравнения Клапейрона – Менделеева, путь для достижения поставленной цели существует только один – при предстартовой подготовке разместить баллоны в

среде с более низкой криогенной температурой, зарядить баллоны гелием до требуемого давления, перед самым запуском ДУ теплоноситель слить, а баллоны (соответственно, и газ внутри них) в полете интенсивно нагревать [10].

В работе использованы методы термодинамики тел переменной массы, теплопередачи, теории теплофизических свойств веществ.

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов

На рис. 3 представлена одна из таких возможных схем [9, 10], в которой реализована предложенная идея. Как видно из приведенной схемы, баллоны 8 с гелием размещены в хвостовом отсеке 4 в специальной емкости 3. Емкость снабжена системами заправки-слива 15, 16 жидким азотом, дренажа 6. Нижнее днище части емкости 3 и донная защита 5 напротив баллонов 8 (соосно с донной защитой 5) снабжено вставками 17 из материала, который пропускает тепловое излучение. Вставки 17 емкости и донной защиты 5 могут быть и совмещены. Такое техническое решение несколько усложняет конструкцию, но зато увеличивает тепловой поток к баллонам в два раза.

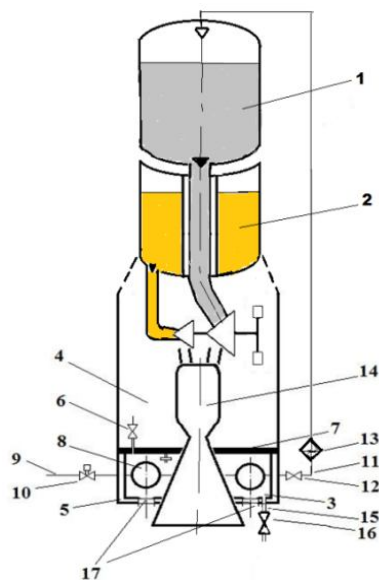


Рис. 3. Дизайн СН с утилизацией тепла факела ЖРД [10]

Схема работы моделируемой системы следующая. Одновременно с заправкой компонентами топлива баков 1, 2 заправляется криогенным теплоносителем (например, переохлажденным азотом) специальная емкость 3 с баллонами 8, которая расположена в хвостовом отсеке 4 над донной защитой 5.

Далее заправляются сжатым гелием баллоны 8. Перед самым запуском ДУ 14 криогенный теплоноситель сливается из специальной емкости 3. При работе двигателя тепловой поток от факела через специальные вставки 17 проходит к баллонам 8 с гелием. Температура гелия в них повышается, остаточная масса в баллонах может быть сведена к минимуму.

Материалы, пропускающие видимый свет, известны давно. В первую очередь, это обычное стекло. Также известны материалы, пропускающие инфракрасное излучение, несущее больше половины тепловой энергии [7]. Таким, например, является стекло-марблит (содержит до 15% окиси марганца), а также стекло, в состав которого введено большое количество окиси свинца. Марблит поглощает (до 94%) видимый свет, но остается прозрачным для инфракрасных лучей. Марблитовое стекло достаточно технологично. Оно может выдуваться, пресовываться, прокатываться, поддается шлифовке как обычное стекло.

Как известно, для защиты агрегатов двигателя от излучения факела существует донная защита. Она представляет собой достаточно сложную конструкцию, где используется керамическая теплоизоляция (например, волокнистый титан) с высоким коэффициентом отражения, асбестовое волокно и связующие вещества (например, коллоидная двуокись кремния). Изоляция донной защиты, например, I ступени РН «Сатурн-5», работает при уровне удельного теплового потока 65 ккал/(м²сек)! Это большое количество тепла, которое, насколько нам известно, до сих пор, никоим образом не использовалось для нужд носителя.

В данном исследовании приведенная выше величина удельного теплового потока принята в качестве расчетной. Причины для этого следующие. Указанное значение удельного теплового потока от факела можно рассматривать как минимальное, т.к. ЖРД F-1 работает по схеме без дожигания восстановительного генераторного газа. Этот газ после турбины сбрасывается тангенциально в закритическую часть сопла. Сажа, которая содержится в продуктах сгорания керосин-кислород при температуре 1100K ($\geq 5\%$), в значительной мере экранирует факел ЖРД.

В качестве базовой для математического моделирования была использована методика [12] расчета внутрибаковых процессов при сверххолодном наддуве бака с углеводородным горючим с учетом опорожнения баллонов, заправленных реальным газом. Расход гелия из баллона (в тестовом примере 11 баллонов объемом по 132 л каждый, начальное давление гелия 220×10^5 Па) проводился по известной зависимости для реального газа с учетом изменения

коэффициента сжимаемости гелия и гидросопротивления тракта наддува:

$$\dot{G} = \frac{f m \mu q(\lambda) p}{\sqrt{z R T [1 + m^2 q^2(\lambda) \xi_{\Sigma}]}}$$

где f – приведенная площадь проходного сечения всего тракта наддува;

m – газодинамическая функция (для гелия $m = 2,28$);

μ – коэффициент расхода системы;

$q(\lambda)$ – газодинамическая функция;

p – текущее давление газа в баллонах;

z – текущий коэффициент сжимаемости газа;

R – газовая постоянная гелия;

T – текущая температура гелия в баллонах;

ξ_{Σ} – приведенный коэффициент гидравлического сопротивления всего тракта наддува;

Тепловой поток в стенку баллона:

$$\dot{Q}_w = F_w \alpha_w (T_n - T_w) + \dot{Q}_f,$$

где F_w – площадь поверхности баллонов;

α_w – коэффициент теплоотдачи от окружающей среды (пары азота) к стенке баллонов (до выхода из атмосферы);

T_n – температура среды, окружающей баллоны;

T_w – температура стенки баллонов;

$\dot{Q}_f$ – тепловой поток от факела ЖРД.

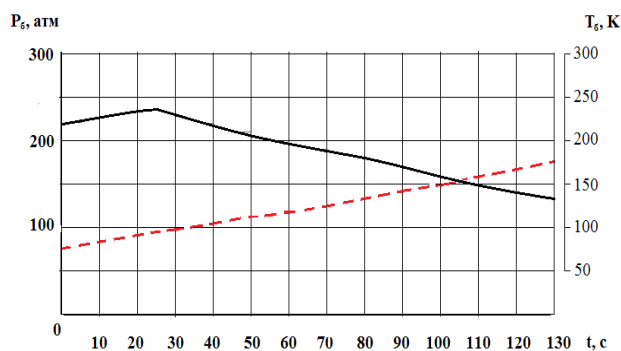


Рис. 4. Изменение параметров гелия в баллонах при подводе тепла от факела через две марблитовые вставки

Результаты моделирования параметров газа в баллонах при подводе тепла через две марблитовые вставки показывают, что конечная температура гелия в баллонах при прочих равных условиях, возрастает по сравнению с «классической» схемой более чем в ~ 3 раза. При этом даже возникает опасность повышения давления гелия в баллонах (~ 25 с)

выше допустимого (с учетом возросшей температуры конструкции).

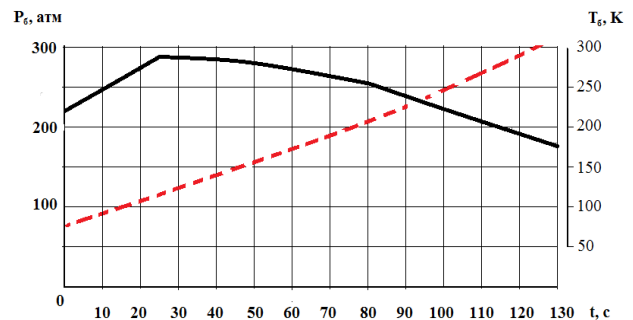


Рис. 5. Изменение параметров гелия в баллонах при подводе тепла от факела через одну марблитовую вставку

При подводе тепла к баллонам с гелием через одну марблитовую вставку конечная температура газа в баллонах повышается более чем в $\sim 5,5$ раза (рис. 5). Парировать опасный рост давления газа в баллонах первые несколько десятков секунд можно, например, проведением предпускового наддува из баллонов полетного наддува, что уменьшит исходное давление газа в баллонах на момент появления факела ЖРД.

Как видно из рис. 6, при уменьшении числа баллонов (с 11 до 6) конечная температура гелия в них еще несколько повышается. В баллонах остается не более 2 - 3% начального веса гелия (против 30 - 35% в «классической» схеме). При этом конечное давление гелия в баллонах ($\sim 50 \times 10^5$ Па) позволяет рассчитывать на его возможное снижение.

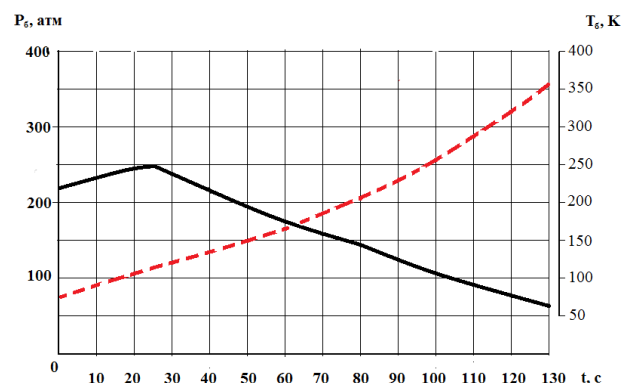


Рис. 6. Изменение параметров гелия в уменьшенном числе баллонов (6 штук) СН при подводе тепла от факела через одну марблитовую вставку

Сравнение предложенного варианта системы с реализованными в настоящее время на большинстве РН газобаллонными системами [4] показывает следующее. Для двухступенчатого носителя среднего класса только на одной I ступени переход на СН

баковокислителя и горючего с подогревом баллонов за счет утилизации излучения факела позволяет увеличить массу полезной загрузки на ~ 45 кг (без учета снижения массы бака окислителя). При этом уменьшается количество баллонов со сжатым гелием (на ~45%). Также может быть исключена из пневмогидравлической системы РН система предпускового наддува топливных баков.

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении

Проведено математическое моделирование параметров газобаллонной гелиевой системы наддува нового дизайна. Суть предложенной системы заключается в следующем. Баллоны со сжатым гелием размещены не в верхнем баке с жидким кислородом, а в хвостовом отсеке носителя в специальной емкости. Данная емкость на этапе предстартовой подготовки заправляется максимально холодным теплоносителем (например, переохлажденным азотом, или эжектируется), после чего баллоны заряжаются гелием. Перед самым запуском двигательной установки теплоноситель сливают, а к баллонам подводят тепловой поток от факела ЖРД через специальные вставки (например, марблитовые) в донной защите и днище специальной емкости. За счет существенного повышения конечной температуры гелия в баллонах (до ~550%) заметно увеличивается выработка газа из баллонов.

Анализ результатов моделирования показывает, что можно добиться (с учетом снижения гидросопротивления системы при более коротких трассах наддува) величины остаточной массы гелия в баллонах на уровне 2÷3% от начальной заправки (против 30-35% при «классической» схеме размещения баллонов). Суммарный тепловой поток к баллонам оказывает заметное влияние на температуру гелия в них. Величина теплового потока от факела ЖРД к баллонам поддается регулированию изменением площади вставок, пропускающих излучение.

Для двухступенчатого носителя среднего класса только на одной I ступени переход на СН баков окислителя и горючего с подогревом баллонов за счет утилизации излучения факела позволяет увеличить массу полезной загрузки на ~ 45 кг. При этом потребное количество баллонов со сжатым гелием существенно уменьшается (на ~ 45%).

Дальнейшие работы по изучению характеристик предложенной системы целесообразно продолжить в направлении оптимизации параметров системы, по определению реакции материалов баллонов на резкий градиент температуры.

Литература

1. Беляев, Н. М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н. М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 366 с.
2. Воскобойников, Д. В. Анализ энергетических характеристик топливной пары «жидкий кислород и спирто-аммиачный раствор» в самовытеснительных системах подачи ЖРДМТ [Текст] / Д. В. Воскобойников, А. М. Грушенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 9. – С. 72 – 75.
3. Ring, E. Rocket Propellant and Pressurization Systems [Text] / E. Ring. – Englewood Cliffs, N. J. : Prentice-Hall, 1964. – 310 p.
4. Митиков, Ю. А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю. А. Митиков // *Космическая техника. Ракетное вооружение*. – 2012. – Вып. 1. – С. 179 – 185.
5. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов [Текст] / Ю. А. Митиков, В. А. Антонов, М. Л. Волошин, А. И. Логвиненко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 3 (90). – С. 87 – 90.
6. Моделирование параметров системы наддува кислородом бака с керосином [Текст] / Ю. А. Митиков, М. В. Андриевский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 1(98). – С. 85 – 89.
7. Генераторный наддув бака с РГ-1 ракеты-носителя [Текст] / Ю. А. Митиков // *Восточно-европейский журнал передовых технологий*. – 2012. – № 4/8 (58). – С. 6 – 9.
8. Комбинированный наддув бака с углеводородным горючим – сверххолодная и высокотемпературная подсистемы [Текст] / Ю. А. Митиков, М. В. Андриевский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 5(102). – С. 90 – 96.
9. Спосіб і система наддування паливного баку рушійної установки [Текст]: заявка № а 201309513 29.07.13 Україна: МПК В 64 D 37/00, В64D 37/06 / Мітіков Ю. О., заявл. 29.07.13.
10. Система газобаллонного наддування паливного баку рушійної установки [Текст]: заявка № а 201313034 Україна : МПК В 64 D 37/00, В64D 37/06 / Мітіков Ю. О., Петренко Р. М., заявл. 11.11.13.
11. Марблит. Лексикон [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://lexikon.ru/206>.
12. Митиков, Ю. А. Расчетно-экспериментальное исследование системы сверххолодного наддува [Текст] / Ю. А. Митиков // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. – 2012. – Т. XIII. – С. 61 – 69.
13. Кудя, С. А. Экспериментально-теоретические исследования заполнения и опорожнения баллона новой конструкции [Текст] / С. А. Кудя, А. И. Логвиненко, М. А. Татарчук // *Космическая техника. Ракетное вооружение*. – 2013. – Вып. 1. – С. 37 – 42.

14. Конструкция и характеристики ракеты-носителя Saturn-V [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://space-horizon.ru/articles/3>. – 15.11.2013.

15. Спосіб і система наддування паливного баку рушійної установки [Текст]: заявка № а 201309975 Україна: МПК В 64 D 37/00 / Мітіков Ю. О., заявл. 12.08.13.

Поступила в редакцію 15.11.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, зав. каф. Проектирования и конструкций ФТФ С. А. Давыдов, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, г. Днепропетровск.

УТИЛІЗАЦІЯ ВИПРОМІНЮВАННЯ ФАКЕЛУ РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА ДЛЯ НАГРІВУ БАЛОНІВ З ГЕЛІЄМ СИСТЕМИ НАДДУВАННЯ БАКІВ

Ю. О. Мітіков, Р. М. Петренко

Проведено математичне моделювання параметрів газобалонної системи наддування паливних баків рухової установки ракети-носія. Дизайн системи: балони розміщено в спеціальній ємності в хвостовому відсіку. Перед стартом з ємності повністю зливають кріогенний теплоносій. У донному захисті і нижньому днищі ємності (можливо суміщення) виконано вставки з матеріалу, що пропускає інфрачервоне випромінювання до балонів. Розглянуто і більш ефективні варіанти розміщення балонів. Вирішувалося завдання теплопередачі через стінку до газу. Визначено повнота спорожнення балонів, температури конструкції і гелію в балонах. Проведено порівняння параметрів системи з класичною схемою розташування балонів на I ступені ракети-носія. Показано ефективність запропонованого способу нагрівання балонів на прикладі I ступеня носія середнього класу ~ 45 кг корисного навантаження).

Ключові слова: балони наддування в спеціальній ємності, хвостовий відсік, теплове випромінювання від факелу двигуна, теплопередача, нагрів гелію в балонах.

DISPOSAL OF RADIATION LIQUID ROCKET ENGINE TORCH FOR HEATING CYLINDERS WITH HELIUM PRESSURIZATION SYSTEM TANK

Yu. A. Mitikov, R. M. Petrenko

Mathematical modeling of the gas-cylinder fuel tank pressurization system parameters for the propulsion system was held. System design: cylinders are placed in a special container in the aft compartment. The cryogenic coolant is completely drained from the tank before launch. The inserts in the bottom and the protection of the lower bottom of the tank (possibly overlapping) are made of material that transmits infrared radiation of the cylinders. More effective ways of placing gas cylinders were checked. The problem of heat transmit through the wall to the gas was being solved. The completeness of tank emptying, structure temperature and helium balloons were determined. A comparison with the parameters of the classical scheme system (arrangement of cylinders on the Stage I rocket) was held. The heating cylinders efficiency was shown using I stage carrier medium grade as an example (~ 45 kg payload mass).

Keywords: cylinders in a special container, tail section, the thermal radiation from the jet engine, heat transfer, heat helium in the tank.

Митіков Юрій Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: mitikov@yandex.ru.

Петренко Роман Михайлович – студент кафедры двигателестроения физико-технического факультета, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, г. Днепропетровск, Украина.

УДК 62-758.34/36:621.438:621.1.016.4.001.57:519.6

Е. И. КИРИЛАШ¹, В. Е. КОСТЮК¹, А. В. СМЕРНОВ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ПАО «Сумское НПО им. М. В. Фрунзе», Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ АДЕКВАТНОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ УКРЫТИЙ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК НА ТЕСТОВОЙ ЗАДАЧЕ О КОНВЕКТИВНОМ ТЕПЛООБМЕНЕ ПОПЕРЕЧНО ОБТЕКАЕМОГО ЦИЛИНДРА

С помощью трёхмерной математической модели, построенной на основе уравнений Навье – Стокса с учётом явлений излучения, гравитации и твёрдотельной теплопроводности, выполнен анализ структуры течения воздуха в укрытии промышленной газотурбинной установки. Установлено, что часть поверхности корпуса газотурбинной установки обтекается «импактно» и по характеру теплоотдачи эквивалентна поперечно обтекаемому цилиндру. Исследовано влияние моделей турбулентности и пристеночной густоты сетки на точность численного расчёта конвективного теплообмена поперечно обтекаемого изотермического цилиндра в условиях, характерных для укрытий газотурбинных установок. Обнаружено, что модель турбулентности SST $k - \omega$ наиболее адекватно описывает теплообмен.

Ключевые слова: газотурбинная установка, шумотеплоизолирующее укрытие, течение и теплообмен, численное моделирование, модель турбулентности, расчётная сетка, коэффициент теплоотдачи.

Введение

В настоящее время на компрессорных станциях в газовой промышленности широко применяются газотурбинные установки (ГТУ), в том числе авиапроизводные, в качестве привода. Для защиты персонала станций от акустических и тепловых воздействий ГТУ их часто размещают в шумотеплоизолирующих укрытиях, вентилируемых атмосферным воздухом. Механическая вентиляция разбавляет взрывоопасные примеси и удаляет из укрытия избытки тепла, тем самым обеспечивая взрывозащиту, взрывобезопасность и приемлемый для ГТУ и аппаратуры тепловой режим.

В силу особенностей компоновки воздух не может подаваться строго вдоль оси ГТУ и равномерно обтекать её поверхность. Неравномерное обтекание ГТУ вызывает изгиб её корпуса, обусловленный различием температур её поверхностей, что может снизить КПД установки из-за изменения радиальных зазоров между статором и ротором и даже привести к аварии.

Второй проблемой является локальный перегрев размещённых в укрытии навесного и отдельно стоящего оборудования, контрольно-измерительных приборов и коммуникаций вследствие неравномерного распределения температуры воздуха, омывающего корпус ГТУ, и теплового излучения её высокотемпературных участков.

С большой вероятностью может иметь место дополнительное тепловыделение, вызванное прорывами циклового воздуха из-за неплотного прилега-

ния закрытых клапанов перепуска воздуха и (или) утечками циклового воздуха и (или) выхлопных газов из-за негерметичности стыков фланцевых соединений корпусных деталей двигателя и (или) газоотводного устройства.

Наконец, из-за неравномерного обтекания ГТУ возможно образование низкоскоростных и рециркуляционных зон с высокой температурой воздуха и взрывоопасной концентрацией горючего газа в случае его утечки.

Рассмотренные выше аспекты затрудняют разработку рациональных конструкций укрытий ГТУ и эффективных систем их вентиляции с помощью традиционных простейших моделей теплового баланса [1]. С развитием методов вычислительной аэрогидродинамики появилась возможность подробного моделирования физических процессов в постановке краевых задач. Так, авторами работ [2 – 4] выполнены численные исследования отдельных аспектов, определяющих тепловое состояние укрытий ГТУ, в трёхмерной постановке. Авторами настоящей статьи предложен обобщённый подход к трёхмерному математическому моделированию теплообмена в укрытиях ГТУ в полусопряжённой постановке с учётом турбулентной вязкости, излучения и гравитации [5], с помощью которого выполнены расчёты теплового состояния укрытий ГТУ в составе силовых блоков газоперекачивающих агрегатов разработки ПАО «Сумское НПО им. М. В. Фрунзе» [6]. Однако вопросы обеспечения адекватности предложенного подхода исследованы недостаточно.

Одна из проблем обусловлена турбулентным характером течения в укрытиях ГТУ. Наиболее просто предположить, что параметры течения изменяются вокруг средних значений. Процедура осреднения обращает систему уравнений Навье – Стокса в незамкнутую систему уравнений Рейнольдса. Для её замыкания используются эмпирические модели турбулентности (МТ) различной степени сложности, ни одна из которых не является универсальной. Точность, обеспечиваемая МТ, также зависит от шага расчётной сетки в пристеночном слое ячеек, обычно характеризуемом параметром y^+ . Поэтому интересно оценить возможности ряда популярных МТ описывать течение и локальную теплоотдачу в условиях, типичных для укрытий ГТУ.

Цель настоящей работы – исследовать влияние типа МТ и пристеночной густоты сетки на адекватность численного моделирования конвективного теплообмена в условиях, характерных для укрытия промышленной ГТУ.

Известно, что локальные коэффициенты теплоотдачи поверхности существенно зависят от характера её обтекания потоком теплоносителя. На рис. 1 показаны результаты расчёта течения воздуха в укрытии промышленной ГТУ, полученные в работе [6]. Векторы скорости иллюстрируют общую структуру течения воздуха в укрытии. По углам атаки воздушного потока γ на виртуальных поверхностях, расположенных вблизи ограждающих конструкций (ОК) (в данном случае потолка) укрытия и самой

ГТУ, можно судить о характере их обтекания воздухом: «настильным» при $0 \leq \gamma < 45^\circ$ или «импактным» при $45^\circ < \gamma < 90^\circ$. Анализ показал, что подавляющая часть площади поверхности ОК укрытия (94 %) и большая часть площади поверхности корпуса ГТУ (70 %) обтекается «настильно».

Несмотря на существенное влияние естественной конвекции на распределение температуры воздуха внутри укрытия, если на первом этапе оценки адекватности моделирования теплообмена в укрытиях ГТУ абстрагироваться от движущих сил обтекания и сосредоточиться лишь на его характере (в частности, «настильном» или «импактным»), то первоначально можно ограничиться случаем вынужденной конвекции.

Для «настильно» обтекаемых участков представительным эквивалентом может служить течение и теплообмен в концентричной щели между изотермическим цилиндром (аналогом корпуса ГТУ) и охватывающей его адиабатной трубой (аналогом ОК). Очевидно, по характеру теплоотдачи часть поверхности ГТУ эквивалентна поперечно обтекаемому цилиндру.

В соответствии с приведенными выше соображениями были сформулированы и численно решены две тестовые задачи: о конвективно-радиационном стабилизированном теплообмене в концентричной щели [7] и о конвективном теплообмене поперечно обтекаемого изотермического цилиндра.

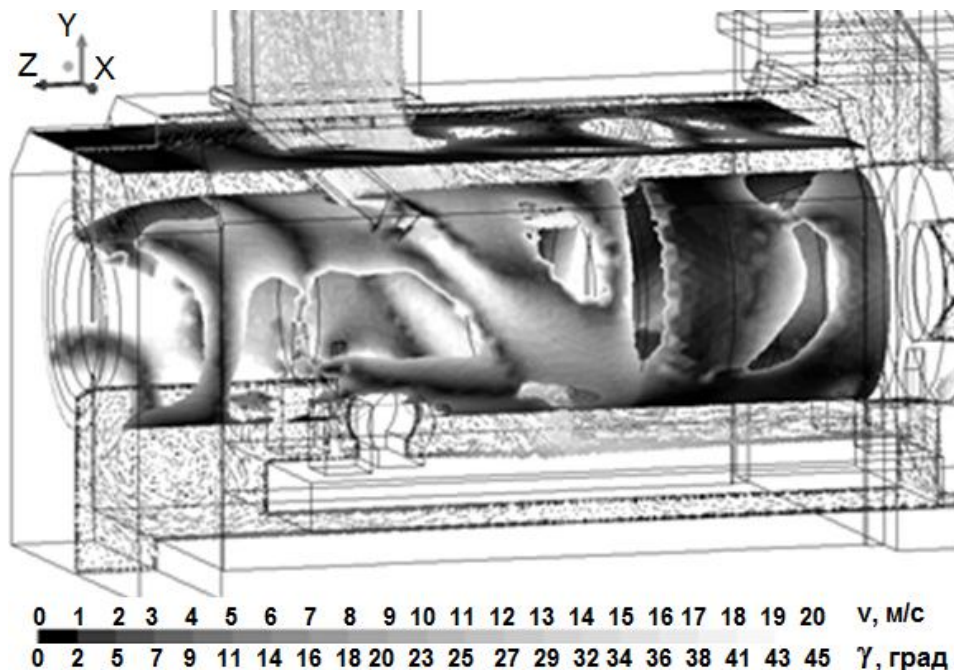
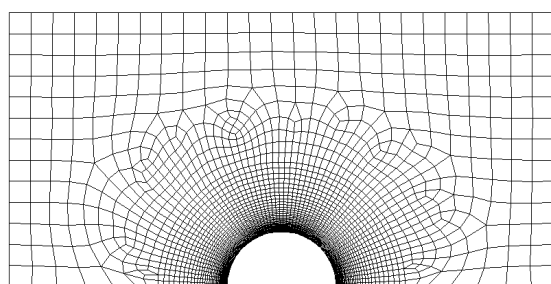


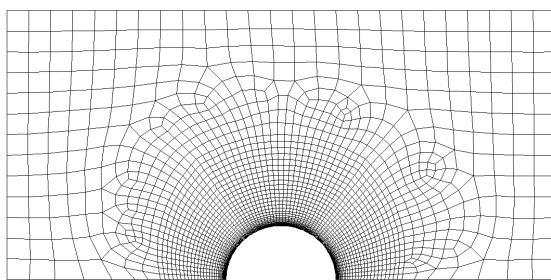
Рис. 1. Распределение углов атаки воздушного потока, меньших 45° , на плоской и цилиндрической виртуальных поверхностях, нормально отстоящих на 40 мм от потолка укрытия и на 25 мм от корпуса камеры сгорания ГТУ соответственно, на фоне векторов скорости воздуха в продольном сечении $x = \text{const}$, проходящем через ось ГТУ

1. Методика исследования

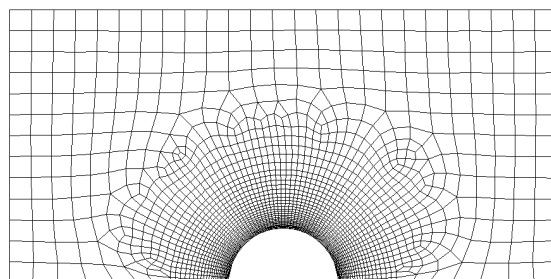
Задача о конвективном теплообмене поперечно обтекаемого цилиндра решалась в рамках обобщённого подхода [5] в двумерной постановке методом контрольного объёма с использованием одиннадцати моделей турбулентности: «стандартной» $k - \varepsilon$ Лаундера – Сполдинга (ske) [8], RNG $k - \varepsilon$ (RNG) [9], realizable $k - \varepsilon$ (rke) [10], Спаларта – Аллмараса (SA) [11], «стандартной» $k - \omega$ Вилкокса (sk ω) [12], SST $k - \omega$ Ментера (SST) [13], Transition SST (TSST) [14], $k - \varepsilon$ Abid (AB) [15], $k - \varepsilon$ Launder – Sharma (LS) [16], $k - \varepsilon$ Abe – Kondoh – Nagano (AKN) [17], $k - \varepsilon$ Chang – Hsieh – Chen (CHC) [18]. Расчёты выполнены для трёх чисел Рейнольдса: $Re = 1,03 \cdot 10^6$, $Re = 2,19 \cdot 10^5$ и $Re = 21580$. Диаметр изотермического цилиндра, температура и степень черноты его поверхности соответствовали параметрам корпуса камеры сгорания ГТУ. Влияние пристеночной густоты сетки на расчётные оценки коэффициентов теплоотдачи поперечно обтекаемого цилиндра исследовалось для $Re = 1,03 \cdot 10^6$ на трёх сетках, обеспечивавших различные значения параметра y^+ : $y^+ \leq 1$, $y^+ = 5 \dots 7$ и $y^+ = 70 \dots 90$ (рис. 2).



а



б



в

Рис. 2. Расчётные сетки:
а – $y^+ \leq 1$; б – $y^+ = 5 \dots 7$; в – $y^+ = 70 \dots 90$

Оценки среднего коэффициента теплоотдачи цилиндра и коэффициента теплоотдачи в лобовой критической точке сравнивались с оценками этих параметров, рассчитанными по эмпирическим зависимостям, приведенным в [19, с. 164 – 169; 108 – 114], дополненными учётом температурной зависимости физических свойств воздуха с помощью степенного уравнения, значение показателя в котором принималось по данным из трёх источников [20, с. 311; 316 – 317].

Отклонения эмпирических оценок коэффициентов теплоотдачи $\alpha_{\text{эмп}}$ от их среднего арифметического $\alpha_{\text{эмп.ср.ар}}$ определялись по формуле

$$\delta_{\text{эмп}} = \frac{\alpha_{\text{эмп}} - \alpha_{\text{эмп.ср.ар}}}{\alpha_{\text{эмп.ср.ар}}} \cdot 100\% . \quad (1)$$

Минимальное отклонение эмпирических оценок коэффициентов теплоотдачи от их среднего арифметического составило – 7,8 %, а максимальное – 11,4 %.

Отклонения численных оценок коэффициентов теплоотдачи $\alpha_{\text{ч}}$ от среднего арифметического эмпирических оценок $\alpha_{\text{эмп.ср.ар}}$ определялись по формуле

$$\delta = \frac{\alpha_{\text{ч}} - \alpha_{\text{эмп.ср.ар}}}{\alpha_{\text{эмп.ср.ар}}} \cdot 100\% . \quad (2)$$

Распределения местных коэффициентов теплоотдачи по окружности цилиндра, полученные в расчёте, сравнивались с экспериментальными данными [19, 21, 22].

Относительные различия между численными $\alpha_{\text{ч}}$ и экспериментальными $\alpha_{\text{э}}$ оценками местных коэффициентов теплоотдачи определялись по формуле

$$\delta = \frac{\alpha_{\text{ч}} - \alpha_{\text{э}}}{\alpha_{\text{э}}} \cdot 100\% . \quad (3)$$

2. Результаты исследования

Результаты расчёта средних коэффициентов теплоотдачи цилиндра и коэффициентов теплоотдачи в лобовой критической точке приведены в табл. 1 и табл. 2 соответственно.

Из табл. 1 видно, что значения средних коэффициентов теплоотдачи, полученные почти во всех расчётах с использованием «стандартной» $k - \varepsilon$, RNG $k - \varepsilon$ и SST $k - \omega$ МТ, укладываются в поле рассеяния эмпирических значений (выделены жирным шрифтом) или незначительно выходят за его пределы (выделены курсивом).

Таблица 1

Отклонения численных оценок средних коэффициентов теплоотдачи цилиндра от среднего арифметического эмпирических оценок

Модель турбулентности	$\delta, \%$				
	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ \leq 1$	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ = 5 \dots 7$	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ = 70 \dots 90$	$Re = 2,19 \cdot 10^5, y^+ \leq 1$	$Re = 21580, y^+ \leq 1$
SA	-24,1	-23,91	-1,8	-24,5	2,3
ske	1,1	2,5	10,3	-3,1	28,6
RNG	3,4	9,8	-3,3	0,7	24,0
rke	-5,5	-14,2	6,9	-5,6	16,7
sk ω	-36,0	-1,5	0,2	-30,9	114,9
SST	-1,4	5,6	21,2	-9,2	13,6
TSST	-17,5	-16,0	17,3	-11,2	16,7
AB	7,9	-	-12,8	-24,1	35,3
LS	36,3	-	-8,1	0,9	79,8
AKN	9,2	-	-13,1	-14,0	28,8
CHC	-1,4	-	-9,8	-25,1	35,3

Таблица 2

Отклонения численных оценок коэффициентов теплоотдачи в лобовой критической точке цилиндра от среднего арифметического эмпирических оценок

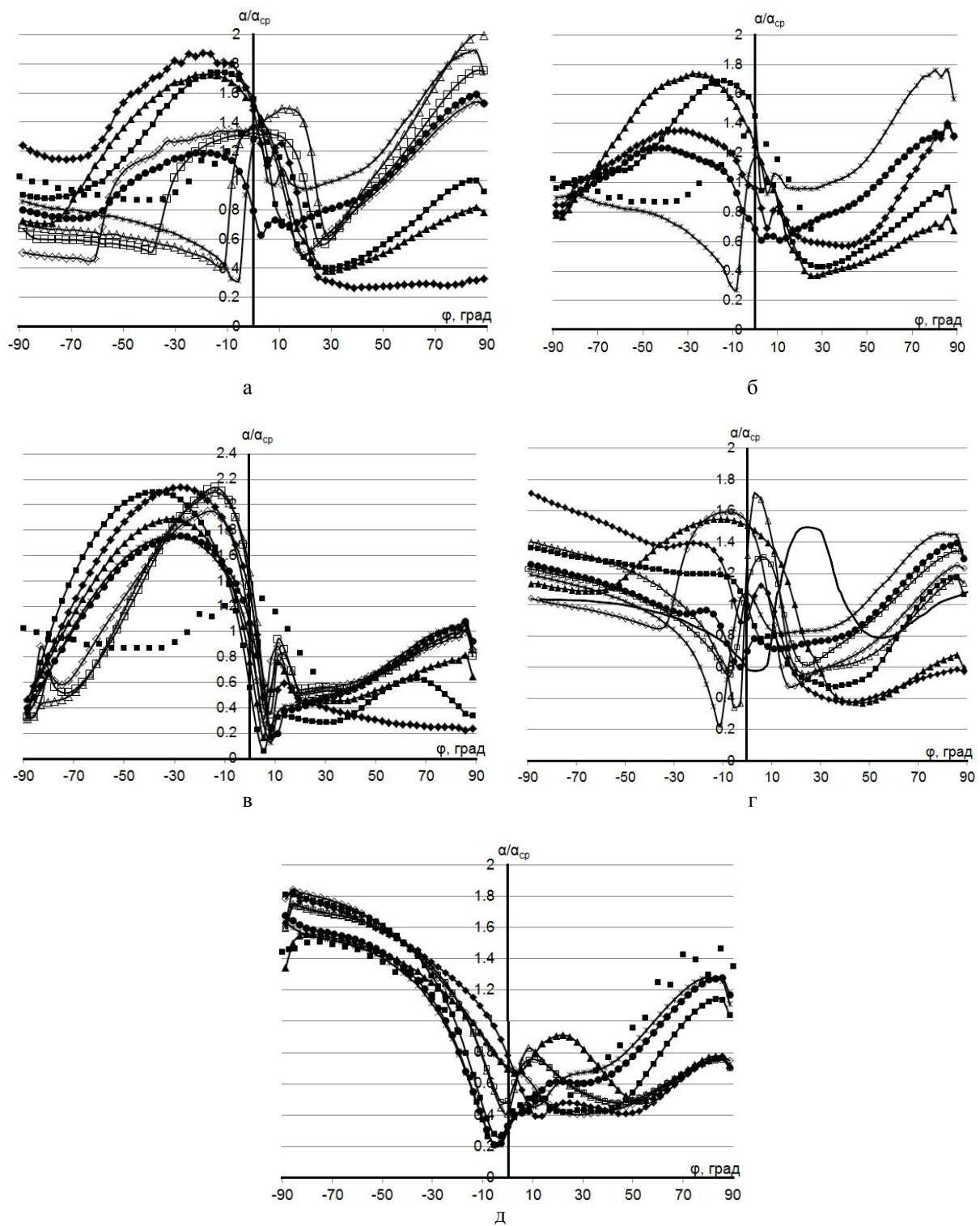
Модель турбулентности	$\delta, \%$				
	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ \leq 1$	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ = 5 \dots 7$	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ = 70 \dots 90$	$Re = 2,19 \cdot 10^5, y^+ \leq 1$	$Re = 21580, y^+ \leq 1$
SA	-38,2	-33,9	-68,0	-16,9	16,8
ske	-34,0	-28,4	-53,3	-11,6	9,0
RNG	-33,4	-27,9	-54,2	-10,7	15,5
rke	-34,3	-29,1	-53,5	-11,9	14,4
sk ω	-28,7	-24,5	-58,3	-4,8	120,6
SST	-28,8	-24,2	-56,5	-7,9	20,0
TSST	-36,2	-32,1	-64,5	-14,9	20,0
AB	-35,6	-	-74,2	-15,5	39,9
LS	-37,6	-	-74,2	-15,6	102,0
AKN	-34,1	-	-74,2	-14,9	29,4
CHC	-37,9	-	-74,2	-15,4	36,4

Значения средних коэффициентов теплоотдачи, полученные для $Re = 1,03 \cdot 10^6$ с использованием моделей $k - \epsilon$ Abid, $k - \epsilon$ Abe – Kondoh – Nagano и $k - \epsilon$ Chang – Hsieh – Chen на расчётной сетке с $y^+ \leq 1$, укладываются в поле рассеяния эмпирических значений (выделены жирным шрифтом). С уменьшением числа Рейнольдса и огрублением расчётной сетки в пристеночной области различия между численными и эмпирическими оценками увеличиваются. Значения средних коэффициентов теплоотдачи, полученные для $Re = 1,03 \cdot 10^6$ на сетке с $y^+ \leq 1$ с использованием большинства МТ, укладываются в поле рассеяния эмпирических значений (выделены жирным шрифтом), для $Re = 2,19 \cdot 10^5$ – с использованием только четырёх МТ, а для $Re = 21580$ – с использованием только одной МТ. Значения средних коэффициентов теплоотдачи, полученные с использованием МТ Transition SST, не укладываются в поле рассеяния эмпирических значений.

Из табл. 2 видно, что значения коэффициентов теплоотдачи в лобовой критической точке, полученные почти во всех расчётах, выходят за пределы

поля рассеяния эмпирических значений. С размельчением сетки в пристеночной области относительные различия между численными и эмпирическими оценками уменьшаются. Для $Re = 21580$ численные оценки коэффициентов теплоотдачи в лобовой точке цилиндра превышают эмпирические значения, в остальных случаях – численные оценки меньше эмпирических.

Распределения местных коэффициентов теплоотдачи по окружности цилиндра показаны на рис. 3, а относительные различия между их численными оценками и экспериментальными значениями – на рис. 4. Максимальные относительные различия приведены в табл. 3. Графики, полученные в расчётах с использованием МТ RNG $k - \epsilon$, realizable $k - \epsilon$ и $k - \epsilon$ Abid, близки к полученным в расчётах с использованием МТ «стандартной» $k - \epsilon$ и $k - \epsilon$ Chang – Hsieh – Chen соответственно и поэтому не приведены на рисунках. Для $Re = 1,03 \cdot 10^6$ в расчётах на сетке с $y^+ = 5 \dots 7$ с использованием МТ $k - \epsilon$ Abid, $k - \epsilon$ Launder – Sharma, $k - \epsilon$ Abe – Kondoh – Nagano и $k - \epsilon$ Chang – Hsieh – Chen не удалось получить сошедшееся решение.



■ – эксперимент; — – эксперимент; ■ – SA; ▲ – ske; ◆ – skω; ● – SST;
 * – TSST; ◇ – LS; □ – AKN; △ – CHC

Рис. 3. Экспериментальные и рассчитанные с использованием различных моделей турбулентности распределения местных коэффициентов теплоотдачи по окружности цилиндра:

а – $Re = 1,03 \cdot 10^6$, $y^+ \leq 1$; б – $Re = 1,03 \cdot 10^6$, $y^+ = 5 \dots 7$; в – $Re = 1,03 \cdot 10^6$, $y^+ = 70 \dots 90$;
 г – $Re = 2,19 \cdot 10^5$, $y^+ \leq 1$; д – $Re = 21580$, $y^+ \leq 1$

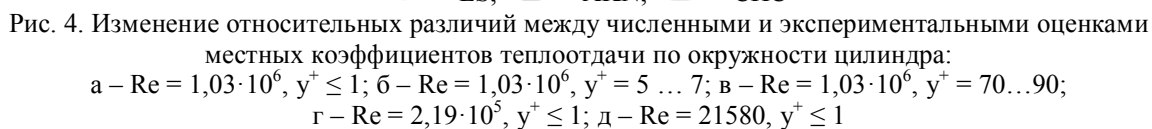


Таблица 3

Максимальные относительные различия между численными и экспериментальными оценками местных коэффициентов теплоотдачи

Модель турбулентности	$\delta_{\max}, \%$				
	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ \leq 1$	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ = 5 \dots 7$	$Re = 1,03 \cdot 10^6, y^+ = 70 \dots 90$	$Re = 2,19 \cdot 10^5, y^+ \leq 1$	$Re = 21580, y^+ \leq 1$
SA	72	67	142	70	44
ske	85	94	115	157	281
RNG	97	94	144	168	248
rke	96	128	129	161	241
sk ω	98	55	140	93	345
SST	46	50	98	50	23
TSST	76	76	99	84	24
AB	55	-	106	207	122
LS	51	-	97	161	268
AKN	42	-	101	122	165
CHC	63	-	101	195	162

Из рис. 3, а видно, что для $Re = 1,06 \cdot 10^6$ наилучшее качественное соответствие эксперименту показало распределение местных коэффициентов теплоотдачи по окружности цилиндра, рассчитанное на сетке с $y^+ \leq 1$ с использованием МТ $k - \epsilon$ Abe – Kondoh – Nagano. На кривых, полученных в расчётах с использованием МТ $k - \epsilon$ Abid и $k - \epsilon$ Chang – Hsieh – Chen, первый минимум и максимум коэффициентов теплоотдачи находятся правее, чем в эксперименте. При этом расчётные оценки максимума завышены, а значения минимума занижены. На кривой, полученной в расчёте с использованием МТ SST $k - \omega$, первые минимум и максимум коэффициентов теплоотдачи, наоборот, расположены левее, чем в эксперименте, а их расчётные оценки занижены.

Из рис. 3, б и в видно, что при уменьшении пристеночной густоты сетки качественное соответствие между расчётным распределением местных коэффициентов теплоотдачи и экспериментальными точками ухудшается.

Из рис. 3, г видно, что для $Re = 2,19 \cdot 10^5$ наилучшее качественное соответствие эксперименту показали распределения местных коэффициентов теплоотдачи по окружности цилиндра, рассчитанные на сетке с $y^+ \leq 1$ с использованием МТ $k - \epsilon$ Abid, $k - \epsilon$ Abe – Kondoh – Nagano и $k - \epsilon$ Chang – Hsieh – Chen. Однако на расчётных кривых минимумы и максимумы коэффициентов теплоотдачи находятся левее и более «заострены», чем на экспериментальной кривой. Значения максимумов, полученные в расчётах с использованием МТ $k - \epsilon$ Abid и $k - \epsilon$ Chang – Hsieh – Chen, – переоценены, тогда как с использованием МТ $k - \epsilon$ Abe – Kondoh – Nagano – недооценены. Значения первых минимумов недооценены в расчётах с использованием МТ $k - \epsilon$ Abid и $k - \epsilon$ Chang – Hsieh – Chen,

тогда как значения вторых минимумов недооценены в расчётах с использованием всех трёх МТ.

Из рис. 3, д видно, что для $Re = 21580$ наилучшее качественное соответствие эксперименту показали распределения местных коэффициентов теплоотдачи по окружности цилиндра, рассчитанные на сетке с $y^+ \leq 1$ с использованием МТ SST $k - \omega$ и Transition SST. Из рис. 4 и табл. 3 видно, что различия между экспериментальными и численными оценками коэффициентов теплоотдачи, полученными в расчётах с использованием МТ SST $k - \omega$, во всех рассмотренных случаях минимальны или близки к таковым. Для $Re = 1,06 \cdot 10^6$ при загрузлении сетки до $y^+ = 70 \dots 90$ все МТ плохо оценивают распределение коэффициентов теплоотдачи по окружности цилиндра.

Заключение

Из-за различного характера обтекания ОК укрытия и корпуса ГТУ важно, чтобы МТ адекватно описывала теплообмен в любых условиях, характерных для укрытий ГТУ. Из числа рассмотренных этому требованию в наибольшей степени отвечает МТ SST $k - \omega$. Хотя для высоких чисел Рейнольдса (порядка $10^5 \dots 10^6$) эта модель показала не лучшее качественное соответствие расчётного распределения местных коэффициентов теплоотдачи по окружности цилиндра экспериментальным данным, всё же она обеспечила минимальные количественные различия между численными и экспериментальными оценками данного параметра.

Для участка поверхности ГТУ, эквивалентного поперечно обтекаемому цилиндру, максимальные различия между численными и эмпирическими оценками средних коэффициентов теплоотдачи со-

ставили около 15%, максимальные различия между численными и экспериментальными оценками местных коэффициентов теплоотдачи цилиндра – около 20% в лобовой точке цилиндра и до 50% в других точках, расположенных по окружности цилиндра.

Направление дальнейших исследований авторы видят в формулировке и решении тестовых задач о теплообмене в условиях, характерных для укрытий ГТУ, с учётом естественной конвекции.

Литература

1. Шляпин, Я. К. Математическое моделирование тепловых режимов отсеков ГПА [Текст] / Я. К. Шляпин // Газовая промышленность. – 2008. – № 2. – С. 16 – 19.
2. Ключков, А. В. Обеспечение взрывозащиты газотурбинного оборудования [Текст] / А. В. Ключков, Е. С. Корнилова, А. А. Снитко // Газотурбинные технологии. – 2005. – № 8. – С. 20 – 22.
3. Results and Experience from Ge Energy's MS5002E Gas Turbine Testing and Evaluation [Text] / M. D'Ercole, G. Biffaroni, F. Grifoni, F. Zanobini, P. Pecchi // Proceedings of ASME TurboExpo 2005. Reno, Nevada, USA. June 6-9, 2005. GT2005-68053. – 9 p.
4. Исследование конструкций системы охлаждения газотурбинной установки газоперекачивающего агрегата [Текст] / П. В. Трусов, Д. А. Чарнцев, И. Р. Кац, В. В. Мокианов, А. М. Печенкина, О. В. Погребнова // Транспорт и подземное хранение газа. – 2008. – № 1. – С. 9 – 17.
5. Костюк, В. Е. Обобщённая математическая модель теплового состояния укрытий газотурбинных установок [Текст] / В. Е. Костюк, Е. И. Кирилаш, А. Л. Кравчук // Интегрированные технологии и энергосбережение. – 2013. – № 1. – С. 22 – 26.
6. Обеспечение теплового режима силового блока газоперекачивающего агрегата организованной подачей воздуха под шумотеплоизолирующий кожух газотурбинного двигателя [Текст] / А. В. Смирнов, В. Е. Костюк, Д. А. Ткаченко, Е. И. Кирилаш, Ю. Н. Слабко // Вестник двигателестроения. – 2013. – № 2. – С. 99 – 107.
7. Кирилаш, Е. И. Исследование адекватности моделирования сложного теплообмена в укрытии ГТУ в краевой постановке на тестовой задаче [Электронный ресурс] / Е. И. Кирилаш, В. Е. Костюк, В. П. Парафейник // Проблемы промышленной теплотехники : тез. докл. VIII Междунар. конф., Киев, 8-11 октября 2013 г. – К., 2013. – 1 электрон. диск (CD-ROM).
8. Launder, B. E. Lectures in Mathematical Models of Turbulence [Text] / B. E. Launder, D. B. Spalart. – London : Academic Press, 1972. – 169 p.
9. Yakhot, V. Renormalization group analysis of turbulence. I. Basic theory [Text] / V. Yakhot, S. Orszag // J. of Scientific Computing. – 1986. – Vol. 1, No. 1. – P. 3 – 51.
10. A New $k - \epsilon$ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows. Model Development and Validation [Text] / T.-H. Shih, W. W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, J. Zhu // Computers Fluids. – 1995. – № 24 (3). – P. 227–238.
11. Spalart, P. A. One-equation turbulence model for aerodynamic flows [Text] / P. A. Spalart, S. Allmaras // 30th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reno, USA. 1992. AIAA-Paper 92-0439. – 16 p.
12. Wilcox, D. C. Turbulence Modeling for CFD [Text] / D. C. Wilcox. – California, 1998. – 460 p.
13. Menter, F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [Text] / F. R. Menter // AIAA Journal. – 1994. – № 32 (8). – P. 1598 – 1605.
14. A Correlation-based Transition Model using Local Variables [Text] / F. R. Menter, R. B. Langtry, S. R. Likki, Y. B. Suzen, P. G. Huang, S. Volker // ASME J. Turbomach. – 2004. – № 128 (3). – P. 413 – 434.
15. Abid, R. Evaluation of two-equation turbulence models for predicting transitional flows [Text] / R. Abid // Int. J. of Engineering Science. – 1993. – Vol. 31, No. 6 – P. 831-840.
16. Launder, B. E. Application of the energy-dissipation model of turbulence to the calculation of flow near a spinning disk [Text] / B. E. Launder, B. I. Sharma // Letters in Heat and Mass Transfer. – 1974. – Vol. 1. – P. 131 – 138.
17. Abe, K. A new turbulence model for predicting fluid flow and heat transfer in separating and reattaching flows. II. Thermal field calculations [Text] / K. Abe, T. Kondoh, Y. Nagano // Int. J. of Heat Mass Transfer. – 1995. – Vol. 37. – P. 1467 – 1481.
18. Chang, K. C. A modified low-Reynolds-number turbulence model applicable to recirculating flow in pipe expansion [Text] / K. C. Chang, W. D. Hsieh, C. S. Chen // J. of Fluids Eng. – 1995. – Vol. 117. – P. 417 – 423.
19. Жукаускас, А. Теплоотдача цилиндра в поперечном потоке жидкости [Текст] / А. Жукаускас, И. Жюгжеди. – Вильнюс: «Мокслас», 1979. – 240 с.
20. Кэйс, В. М. Конвективный тепло - и массообмен [Текст] / В. М. Кэйс. – М.: Энергия, 1972. – 448 с.
21. Scholten, J. W. Unsteady Heat Transfer and Velocity of a Cylinder in Cross Flow. I. Low Freestream Turbulence [Text] / J. W. Scholten, D. B. Murray // Int. J. of Heat and Mass Transfer. – 1998. – № 41 (10). – P. 1139 – 1148.
22. Gebhart, B. Heat transfer [Text] / B. Gebhart. – New York : McGraw-Hill, 1961. – 454 p.

Поступила в редакцию 25.11.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

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

ДОСЛІДЖЕННЯ АДЕКВАТНОСТІ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОВОГО СТАНУ УКРИТТІВ ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК НА ТЕСТОВІЙ ЗАДАЧІ ПРО КОНВЕКТИВНИЙ ТЕПЛООБМІН ПОПЕРЕЧНО ОБТІЧНОГО ЦИЛІНДРУ

О. І. Кирилаш, В. Є. Костюк, А. В. Смірнов

За допомогою тривимірної математичної моделі, побудованої на основі рівнянь Нав'є – Стокса з урахуванням явищ випромінювання, гравітації та твердотільної теплопровідності, виконано аналіз структури течії повітря в укрітті промислової газотурбінної установки. Установлено, що частина поверхні корпусу газотурбінної установки обтікається «імпаکتно» і за характером тепловіддачі є еквівалентною до поперечно обтічного циліндра. Досліджено вплив моделей турбулентності і пристінкової густоти сітки на точність числового розрахунку конвективного теплообміну поперечно обтічного ізотермічного циліндра в умовах, характерних для укріттів газотурбінних установок. Виявлено, що модель турбулентності SST $k - \omega$ найбільш адекватно описує теплообмін.

Ключові слова: газотурбінна установка, шумотеплоізолююче укріття, течія і теплообмін, числове моделювання, модель турбулентності, розрахункова сітка, коефіцієнт тепловіддачі.

INVESTIGATION OF GAS-TURBINE ENCLOSURE HEAT STATE SIMULATION ADEQUACY ON THE TEST PROBLEM OF CONVECTIVE HEAT TRANSFER OF THE CYLINDER IN CROSS FLOW

Ye. I. Kirilash, V. Ye. Kostyuk, A. V. Smirnov

Analysis of air flow structure in the industrial gas-turbine enclosure by means of three-dimensional mathematical model based on Navier – Stokes equations considering phenomena of radiation, gravitation and solid state heat conduction is performed. It is ascertained that the part of gas-turbine case surface is flowed impact and in heat exchange nature is equivalent to the cylinder in cross flow. Influence of the turbulence models and grid near-wall resolution on the accuracy of convective heat transfer numeric evaluation of the isothermal cylinder in cross flow under gas-turbine enclosure conditions is researched. It is revealed that SST $k - \omega$ turbulence model describes heat transfer the most adequate.

Key words: gas-turbine, noise-heat-insulating enclosure, flow and heat transfer, numerical simulation, turbulence model, computational grid, heat transfer coefficient.

Кирилаш Елена Ивановна – мл. науч. сотр. проблемной научно-исследовательской лаборатории диагностики авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kirilash-elena@rambler.ru.

Костюк Владимир Евгеньевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., вед. науч. сотр. проблемной научно-исследовательской лаборатории диагностики авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kostyuk.v@mail.ru.

Смирнов Андрей Витальевич – канд. техн. наук, Генеральный конструктор – Начальник СКБ ПАО «Сумского НПО им. М. В. Фрунзе», Сумы, Украина, e-mail: tkm@frunze.com.ua

УДК 621.3:681.34

А. Н. ЗЕМЛЯЧЕНКО¹, Е. Н. КОЛГАНОВА², В. В. ЛУКИН¹, М. К. ЧОБАНУ³¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Национальный авиационный университет, Украина*³ *Национальный исследовательский университет «МЭИ», Российская Федерация*

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ФИЛЬТРАЦИЯ И СЖАТИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ, ИСКАЖЕННЫХ АДДИТИВНЫМИ ПОМЕХАМИ

Проанализированы эффекты, наблюдаемые при фильтрации и сжатии с потерями изображений, искаженных аддитивными помехами. Показано, что использование предварительной фильтрации, в частности, на основе дискретного косинусного преобразования, позволяет достичь подавления помех и более высокого визуального качества сжатых после фильтрации изображений, чем только сжатие с потерями. Однако эти эффекты проявляются только при определенном образом выбранных параметрах метода сжатия. Даны соответствующие рекомендации по выбору параметров кодеров, применяемых на этапе сжатия.

Ключевые слова: сжатие изображений с потерями, фильтрация, аддитивный шум.

Введение

Увеличение количества изображений, получаемых различными системами дистанционного зондирования (ДЗ) авиационного и космического базирования, системами видеонаблюдения, медицинской диагностики и т.п., а также тенденция к увеличению размеров этих изображений, привели к необходимости использовать их сжатие до передачи по каналам связи, а также перед долговременным хранением [1]. Методы сжатия без потерь часто не удовлетворяют требованиям к коэффициенту сжатия (КС), который необходимо (желательно) обеспечить, поскольку для них КС обычно не превышает 2 и лишь для гиперспектральных систем ДЗ достигает 4...5 [2]. Современные методы сжатия с потерями способны обеспечить существенно большие значения КС [3, 4], однако при этом уровень потерь должен быть приемлемым в соответствии с критерием, выбор которого зависит от конкретного приложения. Для некоторых приложений по-прежнему используются стандартные среднеквадратические критерии сжатия с потерями, например, СКО или пиковое отношение сигнал-шум (ПОСШ), для систем сжатия данных ДЗ не менее важен такой критерий как вероятность правильной классификации после сжатия [5], а для оптических изображений (например, цифровых фотографий) важно визуальное качество, поэтому используются соответствующие метрики [4].

Для многих приложений сжатия с потерями предполагается, что шум отсутствует [3] (при определенном уровне помех он может быть визуально незаметен [6]). Вместе с тем, для многих типов изображений, например сформированных радиолокато-

рами с синтезированной апертурой, присутствие шума очевидно [7]. Аналогично помехи хорошо заметны для примерно 10-20% каналов гиперспектральных данных ДЗ с аэрокосмических носителей [8]. Помехи часто видны и на оптических (цветных) изображениях, полученных цифровыми фотоаппаратами в условиях плохой освещенности [9, 10].

В случае присутствия помех сжатие с потерями изображений имеет свою специфику как в плане наблюдаемых эффектов (частичной фильтрации помех), так и критериев эффективности сжатия, которые необходимо использовать. Пионерскими в этом плане являются работы [11, 12], авторами которых был обоснован новый подход к анализу вносимых искажений. Обычно рассматривают зависимость среднеквадратической ошибки (СКОш) вносимых искажений, рассчитываемой для исходного (сжимаемого) и сжатого изображений от КС или другого параметра, например bpp (bits per pixel). Взамен авторы [11, 12] предложили анализировать зависимости СКОш вносимых искажений, рассчитываемой для сжатого изображения относительно изображения без помех, от КС или bpp. Анализ, проведенный в работах [7, 11-14], позволил продемонстрировать возможность существования оптимальной рабочей точки (ОРТ), для которой СКОш между сжатым изображением и соответствующим изображением без помех минимальна. В последние годы возможность существования ОРТ была продемонстрирована и для нескольких других метрик качества сжатых изображений [15].

Вместе с тем, крайне редко в литературе рассматривается другая возможность обеспечения высокого качества изображения, искаженного помехами и сжатого с потерями, связанная с предварительной

фильтрацией этого изображения до сжатия, которая потенциально более эффективна. Такой подход, в частности, предложен для радиолокационных изображений [16], очень бегло он рассмотрен для оптических изображений в [13], а также для многоканальных изображений в [5, 17, 18]. Однако в работе [18] рассмотрены несовременные фильтры. Более того, ни в одной из этих работ анализ не проводится с учетом метрик визуального качества, ставших в последние годы не просто популярными, но и реальным инструментом оценивания качества изображений после сжатия с потерями [19-21].

В связи с этим целью данной статьи является анализ (в том числе с использованием современных метрик визуального качества) эффективности применения предварительной фильтрации изображений, искаженных помехами и подвергаемых в дальнейшем сжатию с потерями. Задача состоит также в том, чтобы определить, при каких условиях применение такой фильтрации целесообразно и какими должны быть параметры кодера, применяемого к предварительно обработанному изображению.

1. Модель помех

Превалирующей помехой, присутствующей на изображениях, будем на данном этапе исследований считать аддитивный Гауссов шум [9]. Тогда можно использовать модель:

$$I_{ij} = I_{ij}^{\text{ист}} + n_{ij}^{\text{ш}}, \quad (1)$$

где I_{ij} – зашумленный ij -й пиксель изображения;

$I_{ij}^{\text{ист}}$ – истинное значение ij -го пикселя;

$n_{ij}^{\text{ш}}$ – аддитивная (сигнально-независимая) компонента шума с математическим ожиданием, полагаемым равным 0, и дисперсией σ_a^2 .

Продemonстрируем, как выглядят изображения, искаженные такими помехами. На рис. 1 приведен фрагмент исходного изображения Aerial (а) и фрагмент это же изображения, искаженного помехами с дисперсией $\sigma_a^2 = 100$ (б), которые описываются моделью (1). Как видно, помехи хорошо заметны, особенно на однородных участках изображения (на текстурных участках из-за эффектов маскирования, они менее заметны).

На практике доступны только зашумленные изображения, однако, при моделировании есть возможность использовать истинное изображение и изображение после генерирования и добавления шума с заданным значением σ_a^2 .



а



б

Рис. 1. Фрагмент незашумлённого (а) и зашумленного (б) тестового изображения Aerial

2. Метрики контроля эффективности обработки изображений

Общепринятой метрикой при исследовании методов сжатия с потерями изображений является среднеквадратическая ошибка, рассчитываемая для сжимаемого и декодированного изображений. Эта метрика при увеличении КС ведёт себя традиционно, возрастая при увеличении КС. Поэтому в случае анализа случаев сжатия предварительно отфильтрованных изображений и при сжатии с потерями изображений, искаженных помехами, среднеквадратическую ошибку (СКОи-д) целесообразно рассчитывать (при условии наличия истинного, то есть незашумленного изображения) между истинным и декодированным изображением:

$$СКО_{и-д} = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij}^{ист} - I_{ij}^{дек})^2 / IJ, \quad (2)$$

где $I_{ij}^{ист}$ – истинное изображение; $I_{ij}^{дек}$ – декодированное изображение; I, J – количество строк и столбцов в изображении.

При использовании современных метрик визуального качества, таких как PSNR-HVS-M, MSSIM, FSIM, применяются аналогичные подходы к контролю качества изображений [15].

Метрика PSNR-HVS-M [22] позволяет учитывать эффекты маскирования и различную чувствительность зрения человека к разным пространственным частотам. Она рассчитывается с использованием таблицы квантования с увеличивающимся шагом квантования спектральных компонент дискретного косинусного преобразования (ДКП) при увеличении пространственной частоты.

Значения метрики PSNR-HVS-M измеряются в децибелах, большие значения соответствуют лучшему визуальному качеству. Определяется эта метрика по формуле:

$$PSNR-HVS-M_{и-д} = 10 \lg(255^2 / MSE_{HVS-M}),$$

где MSE_{HVS-M} рассчитывается с учетом особенностей визуального восприятия человека в соответствии с выражением:

$$MSE_{HVS-M} = K \sum_{i=1}^{I-7} \sum_{j=1}^{J-7} \sum_{n=1}^8 \sum_{m=1}^8 (I(n,m)_{ij}^{дек} - I(n,m)_{ij}^e \times T_c(n,m))^2,$$

где $K=1/(I-7)/(J-7)/64$, $I_{ij}^{дек}$ – коэффициенты ДКП блока искаженного изображения размером 8x8 пикселей с координатами верхнего левого угла, I_{ij}^e – коэффициенты ДКП соответствующего блока изображения, T_c – матрица корректирующих множителей.

Метрика MSSIM [23] основана на определении меры подобия двух изображений для нескольких величин, таких, как контраст, яркость и структурность. При этом метрика является робастной к изменению разрешения изображений. Адекватность метрики обусловлена также и тем, что при измерении параметров изображение разбивается на локальные блоки и оценка параметров подобия производится в скользящем окне внутри блока.

Метрика визуального качества FSIM [24], основанная на вейвлетном преобразовании, учитывает особенности восприятия человека и уделяет особое

внимание окрестностям границ и малоразмерных деталей. Метрики MSSIM и FSIM могут принимать значения в пределах от 0 (наихудшее качество) до 1 (наилучшее качество).

Координаты максимума зависимостей метрик PSNR-HVS-M_{и-д}, MSSIM_{и-д}, FSIM_{и-д} (минимума для метрики СКО_{и-д}) от параметра, управляющего сжатием, называют оптимальной рабочей точкой (ОРТ). Она характеризуется КС_{орт} или другими параметрами, управляющими качеством при сжатии с потерями, например, bprp_{орт} и шагом квантования (ШК_{орт}).

3. Методика проведения исследования. Тестовые изображения и кодеры

Тестовые изображения выбраны таким образом, чтобы иметь разную сложность (наличие однородных участков, текстур, границ, резких переходов, мелких объектов). Набор тестовых изображений был искусственно зашумлен аддитивным шумом с дисперсиями $\sigma_a^2 = 50$ и $\sigma_a^2 = 100$.

Рассмотрим два подхода к сжатию зашумленных изображений: 1) сжатие непосредственно зашумленных изображений; 2) сжатие предварительно отфильтрованных изображений. Во втором подходе предварительная фильтрация реализована с использованием фильтра на основе ДКП с перекрывающимися блоками 8x8 пикселей и жестким порогом, равным $2,6\sigma$ [6].

На рис. 2 и 3 представлены зависимости для изображений Aerial и Peppers, сжатых кодером AGU [25] с ШК, изменяющимся от 1 до 50 с шагом 1. Данные изображения предварительно зашумлены аддитивным шумом с дисперсией $\sigma_a^2 = 50$. При этом сжимались как предварительно отфильтрованные изображения (filtr), так и непосредственно зашумленные (noise) изображения.

Значения метрики СКО_{и-фд} (рис. 2а, 3а, сплошная линия) для предварительно отфильтрованных изображений монотонно возрастают при увеличении ШК для всех изображений. При сжатии зашумленных изображений зависимости СКО_{и-д} от ШК (см. примеры на рис. 2а, 3а, пунктирная линия) часто имеют немонотонный характер и для них может наблюдаться минимум (рис. 3а). Такое поведение объясняется частичным подавлением шума при сжатии с потерями. При этом наличие ОРТ наблюдается при выполнении условия ШК $\approx 4\sigma$ для многих изображений и уровней помех. Для более сложных изображений (рис. 2а) ОРТ имеет менее выраженный характер, чем для более простых (см. зависимость на рис. 3а). При дальнейшем увеличении ШК (ШК $> 4\sigma$) СКО_{и-фд} становится больше, чем СКО_{и-д}.

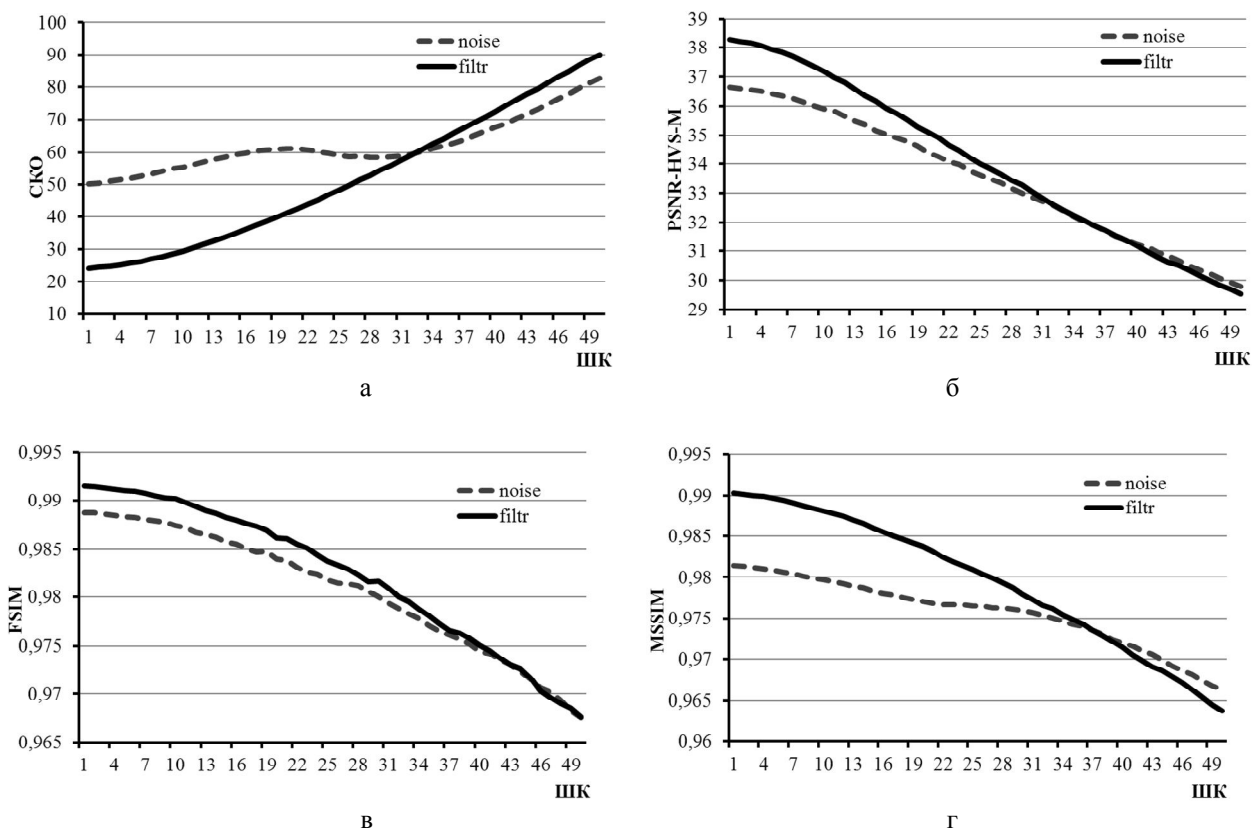


Рис. 2. Зависимости значений метрик от ШК для тестового изображения Aerial

При использовании современных метрик визуального качества (рис. 2 б-г, 3 б-г) ОПТ, как правило, выражена в меньшей степени, чем для СКОи-д, но все же ОПТ обычно имеет место для более простых изображений, таких как Peppers (рис. 3 б-г). ОПТ по данным этих метрик лежит в пределах $\text{ШК}=29\ldots33$ и практически совпадает со значениями ШК, полученными для метрики СКОи-д.

В случае сжатия более сложных изображений, например, Aerial, значения метрик PSNR-HVS-M и FSIM имеют монотонно убывающий характер. Для метрики MSSIM наблюдается небольшой локальный максимум в области $\text{ШК}=24\ldots31$.

Исходя из данных на рис. 2 и 3 видно, что выполнение предварительной фильтрации целесообразно только в случае, если ШК не превышает $(3\ldots3,5)\sigma$. Если же $\text{ШК} \approx 4\sigma$, то значение метрик сравнимы, т.е. декодированные изображения для обоих рассматриваемых подходов к сжатию (с предварительной фильтрацией и без нее) имеют практически одинаковое визуальное качество. В случае если $\text{ШК} \geq 5\sigma$, выполнять предварительную фильтрацию изображений с точки зрения визуального качества нецелесообразно.

Для проверки этих рекомендаций проведем моделирование для двух разных интенсивностей шума ($\sigma_a^2 = 50$ и $\sigma_a^2 = 100$), и большего количества изо-

бражений. В табл. 1-8 приведены значения ШК и КС в точке пересечения рассматриваемых зависимостей для различных метрик.

Для метрики СКО (табл. 1 и 5) в точке пересечения кривых noise и filtr значения СКОи-д и СКОи-дф меньше дисперсии шума (имеют порядок $31\ldots32$ при $\sigma_a^2 = 50$ и $41\ldots46$ при $\sigma_a^2 = 100$) для более простых изображений Peppers, Frisco, то есть наблюдается ОПТ. Однако значения СКОи-д и СКОи-дф могут и превышать дисперсию шума. Например, они имеют порядок $60\ldots72$ при $\sigma_a^2 = 50$ и $92\ldots107$ при $\sigma_a^2 = 100$ для более сложных изображений Aerial и Airfield.

Значения КС в этих точках при использовании предварительной фильтрации больше, чем без таковой. ШК в этом случае лежит в пределах $\text{ШК}=29\ldots33$ для $\sigma_a^2 = 50$ и $\text{ШК}=42\ldots47$ для $\sigma_a^2 = 100$, что эквивалентно $\text{ШК}=4,2\ldots4,7\sigma$.

Значения метрик PSNR-HVS-Mи-д и PSNR-HVS-Mи-дф (табл. 2 и 6) в точке пересечения кривых noise и filtr имеют небольшой разброс в 2 дБ для всех протестированных изображений и дисперсий шума. ШК в этом случае имеет порядок $\text{ШК}=27\ldots37$ для $\sigma_a^2 = 50$ и $\text{ШК}=39\ldots49$ для $\sigma_a^2 = 100$, что эквивалентно $\text{ШК}=3,9\ldots5,2\sigma$.

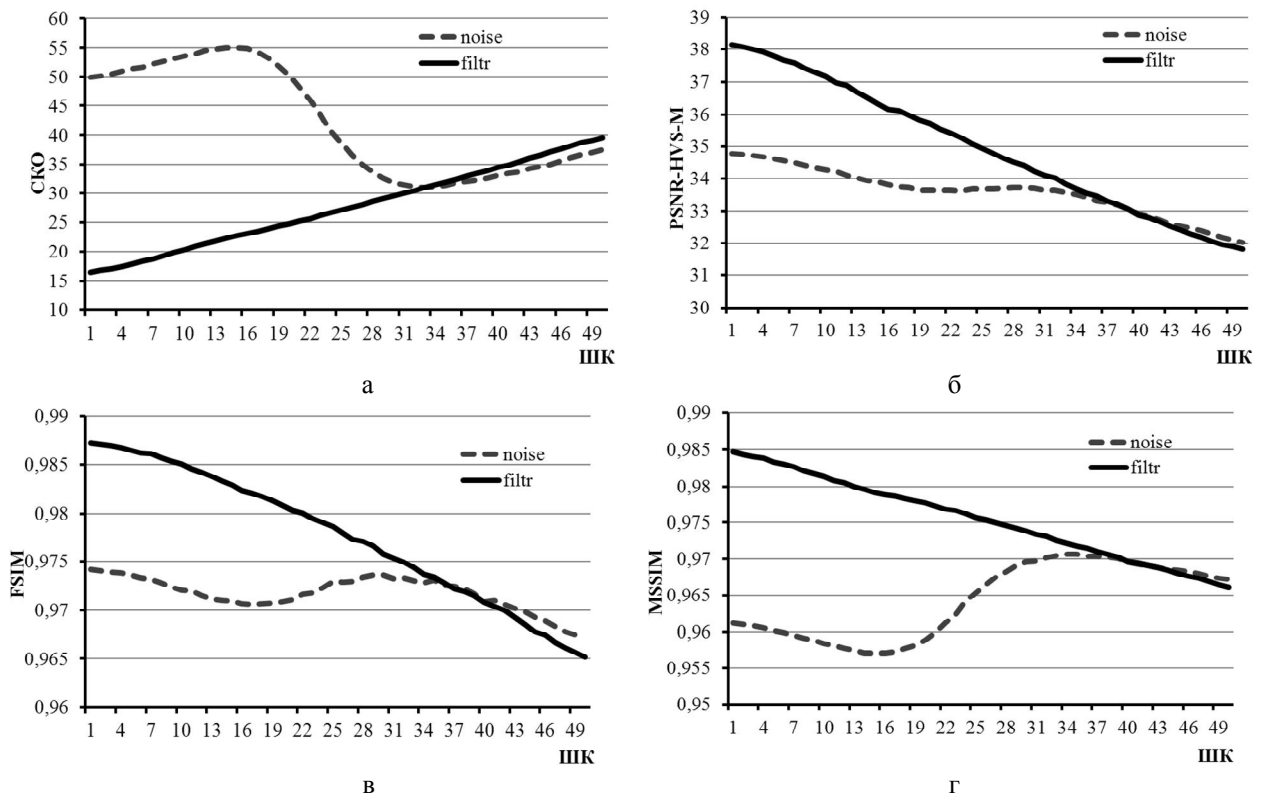


Рис. 3. Зависимость значений метрик от ШК для тестового изображения Peppers

Отличительной особенностью поведения метрик FSIM (табл. 3 и 7) и MSSIM (табл. 4 и 8) от рассмотренных выше результатов для других метрик, являются более низкие полученные значения этих метрик для простых тестовых изображений (Peppers FSIM=0,972 (0,962), Frisco FSIM=0,963 (0,943) при $\sigma_a^2 = 50$ ($\sigma_a^2 = 100$)) в сравнении с более сложными тестовыми изображениями (Aerial FSIM=0,973 (0,963), Airfield FSIM=0,976 (0,962) при $\sigma_a^2 = 50$ ($\sigma_a^2 = 100$)).

Значения ШК для метрики FSIM находятся в диапазоне 21...44 при $\sigma_a^2 = 50$ (см. табл. 3) и 31...50

при $\sigma_a^2 = 100$ (табл. 7), что эквивалентно ШК=3...6 σ .

Для метрики MSSIM ШК в точках пересечения зависимостей принимает значения в диапазоне от 16 до 39 при $\sigma_a^2 = 50$ (см. табл. 4) и от 30 до 58 при $\sigma_a^2 = 100$ (см. табл. 8), то есть в пределах значений ШК от 2,3 σ до 6 σ .

Таблица 1

Значения ШК, КС и метрики качества в точке пересечения зависимостей при $\sigma_a^2 = 50$

Изобр.		ШК	КС	СКО
Aerial	noise	32	7,51	59,40
	filtr		10,28	
Peppers	noise	33	17,60	31,06
	filtr		28,75	
Airfield	noise	29	5,96	71,50
	filtr		9,41	
Frisco	noise	31	16,19	31,30
	filtr		27,20	

Таблица 2

Значения ШК, КС и метрики качества в точке пересечения зависимостей при $\sigma_a^2 = 50$

Изобр.		ШК	КС	PSNR-HVS-M
Aerial	noise	35	8,45	32,04
	filtr		11,15	
Peppers	noise	37	22,67	33,28
	filtr		31,81	
Airfield	noise	27	5,53	32,64
	filtr		8,79	
Frisco	noise	31	16,18	34,34
	filtr		27,20	

Таблица 3

Значения ШК, КС и метрики качества в точке пересечения зависимостей при $\sigma_a^2 = 50$

Изобр.		ШК	КС	FSIM
Aerial	noise	44	11,06	0,973
	filtr		13,60	
Peppers	noise	37	22,69	0,972
	filtr		31,81	
Airfield	noise	27	5,53	0,976
	filtr		8,79	
Frisco	noise	21	6,96	0,963
	filtr		18,31	

Таблица 6

Значения ШК, КС и метрики качества в точке пересечения зависимостей при $\sigma_a^2 = 100$

Изобр.		ШК	КС	PSNR-HVS-M
Aerial	noise	44	9,66	29,39
	filtr		14,67	
Peppers	noise	49	29,48	31,18
	filtr		42,73	
Airfield	noise	39	7,31	29,52
	filtr		13,68	
Frisco	noise	43	21,76	31,75
	filtr		42,68	

Таблица 4

Значения ШК, КС и метрики качества в точке пересечения зависимостей при $\sigma_a^2 = 50$

Изобр.		ШК	КС	MSSIM
Aerial	noise	37	9,11	0,973
	filtr		11,74	
Peppers	noise	39	25	0,970
	filtr		33,28	
Airfield	noise	16	3,75	0,975
	filtr		5,47	
Frisco	noise	33	18,20	0,967
	filtr		29,06	

Таблица 7

Значения ШК, КС и метрики качества в точке пересечения зависимостей при $\sigma_a^2 = 100$

Изобр.		ШК	КС	FSIM
Aerial	noise	49	11,49	0,963
	filtr		16,34	
Peppers	noise	50	30,61	0,962
	filtr		43,50	
Airfield	noise	38	7,05	0,962
	filtr		13,32	
Frisco	noise	31	8,62	0,943
	filtr		30	

Таблица 5

Значения ШК, КС и метрики качества в точке пересечения зависимостей при $\sigma_a^2 = 100$

Изобр.		ШК	КС	СКО
Aerial	noise	43	9,31	91,40
	filtr		14,38	
Peppers	noise	47	26,88	41,10
	filtr		41,08	
Airfield	noise	42	8,22	106,70
	filtr		14,73	
Frisco	noise	43	21,67	45,60
	filtr		42,69	

Таблица 8

Значения ШК, КС и метрики качества в точке пересечения зависимостей при $\sigma_a^2 = 100$

Изобр.		ШК	КС	MSSIM
Aerial	noise	45	10,04	0,961
	filtr		15,01	
Peppers	noise	58	38,92	0,960
	filtr		69,45	
Airfield	noise	30	5,41	0,952
	filtr		10,58	
Frisco	noise	45	24,48	0,953
	filtr		45,06	

При сжатии непосредственно зашумленных изображений (noise) уровень подавления помех, присутствующих на изображении, с увеличением ШК, увеличивается. В то же время при малых ШК подавление помех практически незаметно. При слишком больших ШК основная доля искажений, при сжатии с потерями, вносится в информационную составляющую. Следовательно, если установить параметр, управляющий сжатием, как $\text{ШК}=4\sigma$, то возможно сжать изображения с довольно высо-

ким визуальным качеством и частичной фильтрацией помех, с обеспечением возможности попадания в окрестность ОПТ при сжатии многих реальных изображений.

В случае сжатия предварительно отфильтрованных изображений (filtr) при малых значениях ШК обеспечивается хорошее визуальное качество, которое монотонно ухудшается с увеличением ШК. Сжатие с малыми значениями ШК приводит к малым КС, в то же время сжатие с ШК, превосходя-

щим 2σ , приводит к заметному ухудшению визуального качества декодированных изображений. Иными словами, если желательно повысить качество изображения, которое позднее будет подвергнуто сжатию, путем фильтрации, то при сжатии нецелесообразно устанавливать ШК выше 2σ .

В табл. 9 приведены данные, позволяющие всесторонне сравнить эффективность двух рассматриваемых подходов при условии соблюдения приведенных выше рекомендаций по выбору ШК. Как видно из анализа данных в табл. 9, проводить предварительную фильтрацию перед сжатием зашумленных изображений целесообразно для более простых изображений (например, Peppers, Frisco). Для них обеспечивается не только значительный выигрыш в визуальном качестве декодированных изо-

бражений (до двух раз по критерию СКО, порядка 3 дБ по критерию PSNR-HVS-M, до 0,02 в соответствии с метриками MSSIM и FSIM), но и немного лучшие значения КС по сравнению с применением сжатия без предварительной фильтрации. Такой выигрыш хорошо заметен визуально, что и продемонстрировано (при $\sigma_a^2 = 100$) на рис. 4.

Выигрыш по качеству выходных изображений для процедуры сжатия предварительно отфильтрованных изображений ($\text{ШК}=2\sigma$) имеет место и для более сложных изображений. Однако при этом достигается немного меньший КС, чем при сжатии изображений без предварительной обработки (при $\text{ШК}=4\sigma$).

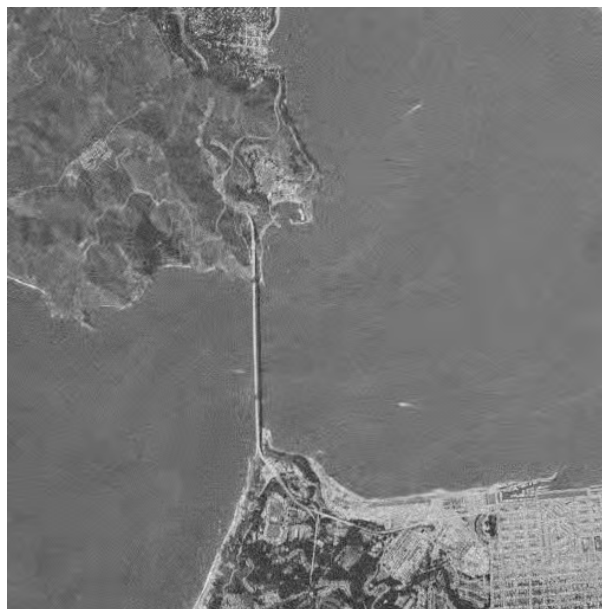
Таблица 9

Сравнение эффективности предлагаемых подходов

Изобр.	σ_a^2	Filtr ($\text{ШК}=2\sigma$)					Noise ($\text{ШК}=4\sigma$)				
		КС	СКО	PSNR-HVS-M	FSIM	MSSIM	КС	СКО	PSNR-HVS-M	FSIM	MSSIM
Aerial	50	5,32	33,50	36,35	0,988	0,986	6,31	58,38	33,17	0,981	0,976
	100	7,40	55,40	32,82	0,981	0,977	8,23	92,78	29,75	0,968	0,962
Peppers	50	13,58	22,34	36,51	0,983	0,979	11,05	33,74	33,72	0,973	0,968
	100	19,52	28,90	34,19	0,976	0,974	16,20	45,38	31,33	0,962	0,956
Airfield	50	4,90	46,55	35,14	0,983	0,976	5,74	71,51	32,49	0,975	0,968
	100	7,35	72,27	31,88	0,973	0,961	7,60	107,4	29,42	0,961	0,950
Frisco	50	12,82	20,20	37,00	0,971	0,977	12,64	32,39	34,42	0,967	0,964
	100	19,39	30,56	34,36	0,956	0,968	17,94	47,48	31,84	0,949	0,950



а



б

Рис. 4. Тестовое изображение Frisco сжатое с использованием: предварительной фильтрации ($\text{ШК}=2\sigma$) (а) и непосредственно сжатое зашумленное изображение ($\text{ШК}=4\sigma$) (б)

Заключение

Проведен анализ эффектов фильтрации, наблюдаемых при сжатии с потерями изображений, искаженных аддитивными помехами. Рассмотрены два подхода к сжатию зашумленных изображений: с и без использования предварительной фильтрации. Показано, при каких условиях целесообразно использование предварительной фильтрации. Даны рекомендации по выбору параметров, управляющих сжатием при сжатии изображений, искаженных аддитивным шумом.

Работа выполнена при поддержке грантов Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ) № 12-07-00762-а и 12-07-00388-а.

Литература

1. Gonzalez, R. C. *Digital Image Processing [Text]* / R. C. Gonzalez, R. E. Woods. – Prentice-Hall, 2002. – 836 p.
2. Kaarna, A. *Compression of Spectral Images [Text]* / A. Kaarna // *Vision Systems: Segmentation and Pattern Recognition*. – Vienna: I-Tech, 2007. – Vol. 1. – P. 269-298.
3. Bovik, A. *Handbook on Image and Video Processing [Text]* / A. Bovik. – USA, Academic Press, 2000. – 891 p.
4. Сжатие изображений дистанционного зондирования без визуально заметных искажений [Текст] / С. С. Кривенко, В. В. Лукин, М. С. Зряхов, А. А. Зеленский // *Радиотехника*. – 2009. – Том 159. – С. 248-254.
5. Lukin, V. *Processing of Multichannel RS data for Environment Monitoring [Text]* / V. Lukin // *Proceedings of NATO Advanced Research Workshop on Geographical Information Processing and Visual Analytics for Environmental Security*. – Italy. – July 2009. – P. 129-138.
6. Efficiency analysis of color image filtering [Text] / D. Fevrale, V. Lukin, N. Ponomarenko, S. Abramov, K. Egiazarian, J. Astola // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2011. – Vol. 2011(41). – 19 p.
7. Quasi-optimal compression of noisy optical and radar images [Text] / V. Lukin, N. Ponomarenko, M. Zriakhov, A. Zelensky etc. // *Proc. SPIE Conf. Image and Signal Processing for Remote Sensing XII*. – Sweden. – September 2006. – Vol. 6365. – 12 p.
8. Classification of Pre-filtered Multichannel Remote Sensing Images [Text] / V. Lukin, N. Ponomarenko, D. Fevrale, B. Vozel, K. Chehdi, A. Kurekin // *Remote Sensing – Advanced Techniques and Platforms*. – In-Tech, Austria. – 2012. – P. 75-98.
9. Lim, S. H. *Characterization of Noise in Digital Photographs for Image Processing [Text]* / S. H. Lim // *Proc. SPIE Conf. Proceedings of Digital Photography I*. – Sweden. – 10 Feb. 2006. – Vol. 6069. – P. 219-228.
10. Noise estimation from a single image [Text] / C. Liu, W. T. Freeman, R. Szeliski, S. B. Kang // *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. – June 2006. – P. 901-908.
11. Al-Chaykh, O. K. *Lossy compression of noisy images [Text]* / O. K. Al-Chaykh, R. M. Mersereau // *IEEE Transactions on Image Processing*. – 1998. – Vol. 7 (12). – P. 1641-1652.
12. Chang, S. G. *Adaptive wavelet thresholding for image denoising and compression [Text]* / S. G. Chang, B. Yu, M. Vetterli // *IEEE Trans. on Image Processing*. – Vol. 9 (9). – Sep. 2000. – P. 1532-1546.
13. Lossy compression of images with additive noise [Text] / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian etc. // *Proceedings of International Conference on Advanced Concepts for Intelligent Vision Systems*. – Antwerpen, Belgium. – Sept. 2005. – P. 381-386.
14. Estimation of accessible quality in noisy image compression [Электронный ресурс] / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian, J. Astola // *CD-ROM Proc. EUSIPCO*. – Italy. – 2006. – 4 p. – Режим доступа: <http://www.eurasip.org/Proceedings/Eusipco/Eusipco2006/papers/1568981766.pdf>. – 04.11.2013.
15. Lossy Compression of Noisy Images Based on Visual Quality: a Comprehensive Study [Электронный ресурс] / N. Ponomarenko, S. Krivenko, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *Open access paper in: EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2010. – Article ID 976436. – 13 p. – Режим доступа: <http://asp.eurasipjournals.com/content/pdf/1687-6180-2010-976436.pdf>. – 04.11.2013.
16. Анализ эффективности методов сжатия РСА-изображений [Текст] / К. О. Егизарян, А. А. Зеленский, В. В. Лукин, Н. Н. Пономаренко // *Электромагнитные волны и электронные системы*. – Москва : Россия. – Вып. 7. – 2002. – С. 23-32.
17. Automatic approaches to on-land/on-board filtering and lossy compression of AVIRIS images [Text] / N. N. Ponomarenko, V. V. Lukin, M. S. Zriakhov, A. Kaarna, J. Astola // *Proceedings of IGARSS Conf*. – Vol. 3. – Boston, USA. – July 2008. – P. 254-257.
18. Hagag, A. *Simultaneous denoising and compression of multispectral images [Text]* / A. Hagag, M. Amin, F. E. Abd El-Samie // *SPIE Journal of Applied Remote Sensing*. – Vol. 7. – 2013. – P. 073511-1 – 073511-16.
19. Wu, H. R. *An Overview of Perceptual Processing for Digital Pictures [Text]* / H. R. Wu, W. Lin, L. Karam // *Proceedings of International Conference on Multimedia and Expo*. – 2012. – P. 113-120.

20. Земляченко, А. Н. Ускорение сжатия изображений с требуемым визуальным качеством [Текст] / А. Н. Земляченко, О. Е. Колганова, В. В. Лукин // Радиоэлектронные и компьютерные системы. – 2011. – Вып. 4(52). – С. 52-59.

21. Процедуры автоматического сжатия изображений ДЗ Земли при сигнально-зависимых помехах в окрестности оптимальной рабочей точки и их эффективность [Текст] / А. Н. Земляченко, Р. А. Кожемякин, С. К. Абрамов, В. В. Лукин, М. К. Чобану // Исследования Земли из космоса. – 2013. – Вып. 3. – С. 73-90.

22. On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions [Text] / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli, J. Astola, V. Lukin // Proc. of the Third Int. Workshop on Video Processing and Quality Metrics, USA. - 2007. - Vol. 3. - 4 p.

23. Wang, Z. Multi-scale structural similarity for

image quality assessment [Text] / Z. Wang, E. P. Simoncelli, A. C. Bovik // IEEE Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers. - 2003. - Vol. 6. - 5 p.

24. FSIM: A Feature Similarity Index for Image Quality Assessment [Text] / Lin Zhang, Lei Zhang, X. Mou, D. Zhang // IEEE Transactions on Image Processing, – Aug. 2011. – Vol. 20 (8). – P. 2378-2386.

25. DCT Based High Quality Image Compression [Text] / N. N. Ponomarenko, V. V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // Proceedings of 14th Scandinavian Conference on Image Analysis. - Joensuu, Finland. - June 2005. - Vol. 14. - P. 1177-1185.

Поступила в редакцию 28.11.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» Э. Н. Хомяков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

ПОПЕРЕДНЯ ФІЛЬТРАЦІЯ І СТИСНЕННЯ ЗОБРАЖЕНЬ, СПОТВОРЕНИХ АДИТИВНИМИ ЗАВАДАМИ

О. М. Земляченко, О. О. Колганова, В. В. Лукин, М. К. Чобану

Проаналізовано ефекти, що спостерігаються при стисненні з втратами зображень, які спотворено адитивними завадами. Показано, що використання попередньої фільтрації, а саме, на основі дискретного косинусного перетворення, дозволяє досягти придушення завад та дещо більшої візуальної якості стиснутих після фільтрації зображень, ніж тільки стиснення з втратами. Але цей ефект досягається тільки при певним чином вибраних параметрах метода стиснення. Сформульовано рекомендації по вибору параметрів кодерів, що застосовуються на етапі стиснення.

Ключові слова: стиснення зображень з втратами, фільтрація, адитивний шум.

PRE-FILTERING AND IMAGE COMPRESSION CORRUPTED BY ADDITIVE NOISE

A. N. Zemliachenko, E. O. Kolganova, V. V. Lukin, M. K. Tchobanou

The effects of filtering and lossy compression for images corrupted by additive noise are analyzed. It is shown that the use of pre-filtering based on discrete cosine transform allows achieving noise reduction and higher visual quality of compressed pre-filtered images than with the lossy compression only. However, these effects appear only under conditions of certain choice of parameters chosen for the compression method. Appropriate recommendations concerning setting the coders' parameters are formulated.

Keywords: lossy image compression, filtering, additive noise

Земляченко Александр Николаевич – аспирант каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: hagriel@ukr.net.

Колганова Елена Олеговна – канд. техн. наук, докторант каф. «Защиты информации», Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.

Чобану Михаил Константинович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Электрофизики информационных систем», Национальный исследовательский университет «Московский энергетический институт», г. Москва, Российская Федерация, e-mail: cmk2@orc.ru.