

УДК 629.7.02

Д. С. КИВА

Государственное предприятие «Антонов», Киев, Украина

### ЭТАПЫ СТАНОВЛЕНИЯ И НАЧАЛА РАЗВЕРНУТОГО ПРИМЕНЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИЯХ ПАССАЖИРСКИХ И ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ (1970 – 1995 гг.)

Проанализировано состояние применения полимерных композиционных материалов в отечественных и зарубежных пассажирских и транспортных самолетах на начальном этапе замещения ими металлических деталей и агрегатов и последующих стадиях их расширяющегося внедрения в отечественных конструкциях данного класса. Вскрыты преимущества полимерных композитов в специфической для рассматриваемого класса самолетов сфере применения, дан анализ рациональных типовых конструктивно-технологических решений. Рассмотрены проблемы и перспективы применения полимерных композиционных материалов в авиастроении Украины.

**Ключевые слова:** пассажирские и транспортные самолеты, полимерные композиционные материалы, конструктивно-технологические решения, эффективность применения.

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в авиастроении наиболее развитых стран началось в 40-х годах прошлого столетия. Впервые стеклопластики раннего поколения были эпизодически использованы для изготовления радиопрозрачных обтекателей для военных самолетов [1 – 2]. Затем к концу 60-х – началу 70-х годов применение стеклопластиков на основе тканых наполнителей и эпоксидных смол расширилось не только на изготовление малоответственных деталей, но и на элементы и агрегаты ряда несущих конструкций небольших летательных аппаратов (ЛА) и двигателей [3 – 4].

Например, в легком четырехместном самолете «Уиндер Игл» с полетной массой 1500 кг практически вся конструкция – фюзеляж, крыло и хвостовое оперение выполнены из стеклопластика [5]. Но именно начало эры применения высокоэффективных ПКМ (угле- и боропластиков), а вместе с ними более широкое применение усовершенствованных стекло- и органопластиков авиационные специалисты относят к 1970 г. [5 – 9] (рис. 1 [10], рис. 2 [11]).

Условная разбивка направлений начального и активного применения ПКМ по десятилетним этапам первого периода приведена в табл. 1.

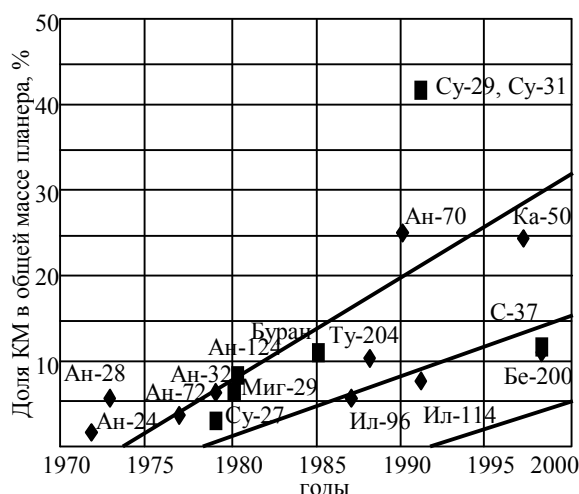


Рис. 1. Применение ПКМ в отечественных самолетах [10]

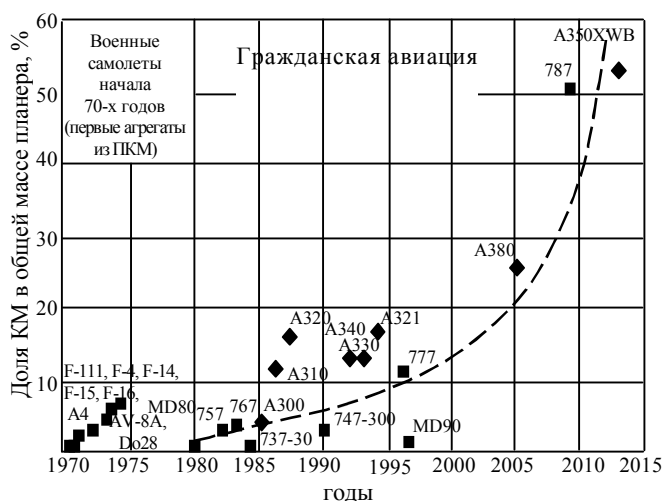


Рис. 2. Применение ПКМ в зарубежной авиационной технике  
(--- эволюционная кривая применения) [11]

Таблица 1  
Хронологические этапы применения ПКМ  
в авиастроении

| Этапы                | Укрупненное содержание этапа                                                                                                                                 |
|----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1.<br>(1970-1980 г.) | Накопление опыта проектирования, технологии изготовления и эксплуатации конструкций из ПКМ. Применение в военной и начало применения в транспортной авиации. |
| 2.<br>(1981-1990 г.) | Применение в конструкциях военной и транспортной авиации, вертолетах, начало применения в пассажирских самолетах.                                            |
| 3.<br>(1991-1995 г.) | Расширение объема применения в военной, транспортной и пассажирской авиации, вертолетах, спортивных самолетах.                                               |

На первом этапе объемы использования ПКМ в аэрокосмической технике были несопоставимы с традиционно применяемыми авиационными металлическими материалами и ограничивались, в основном, малонагруженными элементами, агрегатами и узлами самолетов. Но одновременно в те годы в ведущих странах, в первую очередь в США, а также во Франции, в СССР характерным было инвестирование весьма значительных средств на разработку ПКМ, проектирование и изготовление композитных изделий, создание экспериментальных лабораторий, высокотехнологического оборудования для механизации и автоматизации работ, на подготовку кадров и др. [12 – 13]. Все это способствовало ускоренному применению ПКМ в авиастроении вместо металлических сплавов.

При этом решался ряд первоочередных задач:

- изучение свойств новых используемых ПКМ, после чего производился более или менее точный расчет разрабатываемых конструкций ЛА;
- обеспечение продолжительного жизненного цикла изделия из ПКМ с одновременным достижением стабильности их технических характеристик, а также физико-механических свойств ПКМ (прочности, жесткости, сопротивления перегреву и аэродинамической эрозии и др.);
- обеспечение простоты изготовления с целью снижения стоимости производства элементов конструкций в целом.

Первой конструкцией из ПКМ был горизонтальный стабилизатор для самолета F-14a (США) [1]. Конструкция стабилизатора 2,5х2,5м трапециевидной формы состояла из сотового заполнителя и обшивки из эпоксидно-бороволокнистого пластика.

При разработке предкрылка для самолета С-5А (США) и отказе от использования существующей конструкции из алюминия была создана конструкция этой детали целиком из боропластика.

Такая конструкция обеспечила снижение массы на 22%, а число элементов уменьшилось до 79 (по

сравнению с 800 деталями при использовании алюминиевых панелей, не считая ребер жесткости).

Одним из первых примеров применения боропластика является также экспериментальный предкрылок самолета Боинг-707 и установленный в 1971 г. на самолете Боинг-737 экспериментальный интерцептор, изготовленный из углепластика. Достигнутая экономия массы обшивок составила 24%. В течение 3-х лет на трех самолетах С-130 проходил проверку боропластик, примененный для подкрепления обшивки и стрингеров центроплана. Цель работ – корреляция результатов ускоренных испытаний образцов с реальным временным циклом воздействия окружающей среды [14].

Отдельным направлением применения композитов в начале 70-х годов явился разработанный в NASA метод, известный под названием «местное упрочнение» [1, 5, 15, 16]. Идея метода состояла в том, что конструктор, исходя из соображений максимального момента сопротивления, размещает высокопрочные или высокомодульные материалы в наиболее эффективном месте – на максимальном удалении от нейтральной оси. Типовой пример этого применения – конструкция лонжеронов из ПКМ самолета В-1 (рис. 3) и горизонтального стабилизатора самолета DC-8.

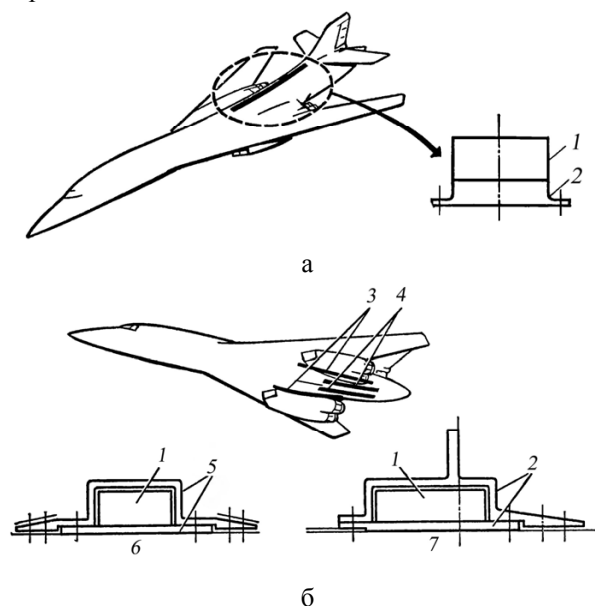


Рис. 3. Конструкции лонжеронов из ПКМ самолета В-1 [5]: а – надфюзеляжный лонжерон; б – нижний лонжерон;

1 – эпоксидоропластик; 2 – сталь; 3 – нижний внешний лонжерон; 4 – нижний внутренний лонжерон; 5 – титан; 6 – типовой нижний внутренний лонжерон; 7 – типовой нижний внешний лонжерон

При проектировании лонжерона определяющим фактором служила аэродинамическая жесткость, а не прочность. По удельной жесткости одно-

направленный боропластик превосходит все существующие материалы. На рис. 3 показана конфигурация надфюзеляжного нижнего внутреннего и нижнего наружного лонжеронов. Они обеспечивают экономию массы 44,28% и 29% соответственно [5]. Снижение массы есть результат замены части металла, необходимой для достижения заданных характеристик, на боропластик. Металлический элемент обеспечивает требуемую прочность при расчетных нагрузках, а боропластик создает необходимую жесткость.

Изготовление следующих элементов конструкции из ПКМ для самолета В-1 позволило снизить их массу на заметном и даже высоком уровне: кессона киля – на 14,5%; кессона горизонтального оперения – на 14,3%; закрылка – на 15%; предкрылка – на 15%; створок отсека вооружения – на 15%; крышки люка радиооборудования – на 12%.

К 1973 г. в конструкции самолета короткого взлета и посадки Dornier Do28 использовалось большое количество композитных деталей и узлов: обтекатели законцовок фюзеляжа, мотогондола, двери кабины экипажа, зализы мест стыковки крыла с фюзеляжем и др.

Применение композитов в авиации показало отличные эксплуатационные характеристики изделий из них, причем изменение ресурса самолета в случае использования ПКМ в его конструкции не обнаружено. При этом неудачное использование некоторых деталей из ПКМ и возврат их на ремонт свидетельствовало косвенным образом о некоторых преимуществах ПКМ, связанных с возможностью ремонта деталей [1]. Уже на первом этапе разработки новых ПКМ и технологии их изготовления привела к снижению первоначально высокой стоимости деталей из композитов для авиастроения.

Хотя вначале указанные выше перспективные ПКМ были разработаны и использованы для военных самолетов, тем не менее, и в гражданской авиации проводились работы по их применению, несмотря на высокую стоимость этих материалов и невысокий на это время уровень технологии. При этом первый опыт показал, что наиболее рациональные идеи конструирования и изготовления изделий из ПКМ, обеспечивающие максимальное использование предоставляемых ими потенциальных возможностей в отношении снижения массы и стоимости, должны реализовываться, начиная с ранних стадий разработки проекта, опираясь на современную технологическую базу.

Типовыми элементами конструкций из ПКМ в коммерческой авиации к концу 70-х годов являлись [14, 17]:

- 1,а. Силовая панель пола:
  - эпоксистерклопластик/алюминий;

- базальтовый наполнитель.

- 1,б. Балка силового пола:

- эпоксиглепластик;
- прошитая преформа + RTM-метод.

2. Трубопровод системы кондиционирования воздуха (СКВ):

- углепластик на основе бисмалеинового связующего.

3. Курсовой радиомаяк:

- эпоксистерклопластик.

4. S-трубопровод трехслойной конструкции:

- эпоксиглепластик;
- сотовый полимерный наполнитель Nomex.

5. Гондола двигателя трехслойной конструкции:

- эпоксиглепластик;
- алюминиевый сотовый наполнитель.

6. Канал электрогенерирующей системы:

- эпоксистерклопластик.

7. Носовой наплыв (противообледенительная система (ПОС)):

- эпоксистерклопластик.

8. Носовой элемент электрогенерирующей системы:

- эпоксистерклопластик.

В основном это малонагруженные конструкции. Для средненагруженных конструкций в 1975 г. фирма Lockheed (США) совместно с NASA разработала конструкцию элерона из ПКМ пассажирских и транспортных самолетов. Он состоит из переднего и заднего лонжеронов, двух концевых и трех промежуточных нервюр и клееных сотовых панелей. При изготовлении использовались угле- и органопластики, что обеспечило снижение массы на 28% и снижение его стоимости на 20% при партии 200 самолетов.

Работы по применению ПКМ, проводимые в те же годы в СССР, сопровождались научно-технической поддержкой [11, 12, 17, 19, 21, 22]. Выделялись громадные ресурсы на исследования и разработку многообразных научных прикладных проблем, связанных с созданием и применением ПКМ и были выполнены большие объемы работ. Так в конце 60-х – начале 70-х годов под эгидой научных советов Академии наук СССР проводились работы по конструкционным материалам для новой техники, по синтетическим материалам, по механике конструкций из композиционных материалов. Ежегодно проводились всесоюзные конференции по различным аспектам проблемы разработки и применения композиционных материалов. Формировались собственные оригинальные научные школы и направления.

Постановлением Совета Министров СССР №390-137 от 03.06.1970г. на АНТК им. О. К. Анто-

нова были возложены обязанности ведущей организации отрасли по разработке элементов конструкций и деталей транспортных и пассажирских самолетов с применением композиционных материалов. Поставленная задача выполнялась совместно с отраслевыми институтами ВИАМ, ЦАГИ, НИАТ, УкрНИАТ, а также с ХАИ, институтами НАНУ (материаловедения и проблем прочности).

В ведущих ОКБ авиационной и космической техники с начала 70-х годов прошлого столетия под руководством Генеральных конструкторов, академиков и профессоров А. Н. Туполева, О. К. Антонова, С. В. Михеева, В. П. Макеева, В. М. Мясничева, Г. В. Новожилова, П. О. Сухого, Г. Е. Лозина-Лозинского и др. были организованы специализированные подразделения, в задачу которых входили прикладные исследования по разработке методов эффективного использования различных КМ, и наиболее широко – ПКМ, в проектируемых конструкциях.

В АНТК им. О. К. Антонова таким первым подразделением, широко известным в отрасли, стал научно-исследовательский отдел по ПКМ. Совместно с этим отделом, автономно входя в его структуру, с 1971 года работала и представительная научно-исследовательская лаборатория УкрНИАТ [23].

В 1995 - 1996 гг. многим сотрудникам АНТК «Антонов», ХАИ, УкрНИАТ и других институтов

была присуждена Государственная премия Украины.

Успехи АНТК «Антонов» в области применения ПКМ в несиловых, средненагруженных и силовых агрегатах самолетов добавили уверенности другим фирмам и корпорациям и побудили их ускорить работы в указанном направлении, чтобы наверстать отставание. Первыми самолетами, в конструкции которых были заметно использованы ПКМ, были Ан-28, Ан-72, Ан-124 (табл. 2).

Таблица 2

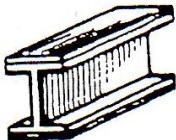
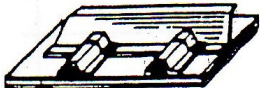
Объемы применения ПКМ в самолетах АНТК «Антонов»

| Показатель                  | Самолеты           |                    |                     |
|-----------------------------|--------------------|--------------------|---------------------|
|                             | Ан-28<br>(1978 г.) | Ан-72<br>(1980 г.) | Ан-124<br>(1982 г.) |
| Конструкции из ПКМ:         |                    |                    |                     |
| количество, шт.             | 140                | 430                | 1100                |
| площадь, м <sup>2</sup>     | 100                | 250                | 1500                |
| масса, кг                   | 180                | 350                | 5500                |
| Снижение массы самолета, кг | 40                 | 350                | более 2000          |

Некоторые конструктивно-технологические решения приведены в [6, 23 – 26] и, как пример, в таблице 3.

Таблица 3

Типовые конструктивно-технологические решения

| Тип конструкции                         |                | Схема конструкции                                                                   | Тип ПКМ        | Типовое применение                                                  | Примеры применения                                |
|-----------------------------------------|----------------|-------------------------------------------------------------------------------------|----------------|---------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------|
| Комбинированная<br>(местное упрочнение) |                |  | Углепластик    | Высоконагруженные балочные конструкции                              | Балки гермопола и грузового пола                  |
| Балочная                                |                |  |                | Высоконагруженные панели                                            | Створки главных ног шасси                         |
|                                         |                |                                                                                     |                | Средненагруженные съемные панели большой жесткости                  | Створки шасси, грузолука, съемные панели заливов  |
| Трех-<br>слойная                        | Сотовая        |  | Органо-пластик | Средненагруженные, крупногабаритные панели                          | Панели обтекателя шасси                           |
|                                         | Труб-<br>чатая |  | Стекло-пластик | Вибропрочные оболочки и панели                                      | Воздухозаборники, капоты двигателей и обтекателей |
|                                         |                |                                                                                     | Углепластик    | Средненагруженные жесткие и длинные панели                          | Панели крыла                                      |
| Трех<br>и пяти-<br>слойная              | Ячеистая       |  | Стекло-пластик | Радиопрозрачные оболочки                                            | Обтекатель РЛС                                    |
| Каркасная                               |                |  |                | Средненагруженные оболочки сложной формы с многочисленными вырезами | Панели заливов, обтекателей, гребней              |

Успеху АНТК «Антонов» в указанной деятельности по ПКМ способствовал введенный в 1977 г. в эксплуатацию корпус площадью около 5000 м<sup>2</sup> с участками для приготовления связующих и препрегов, углепластиковых, стекло- и органопластиковых изделий и сотовых конструкций, автоклавное отделение, участки механической обработки, технологической оснастки, комплекс лабораторий по различным видам испытаний и др.

При создании самого большого по грузоподъемности (150 т) в мире транспортного широкофюзеляжного самолета Ан-124 «Руслан» в его конструкции было использовано рекордное количество деталей, узлов и агрегатов из ПКМ общей массой 5500 кг, в том числе из угле- и боропластиков – массой 2500 кг (2100 штук). Площадь обшивки имела 650 м<sup>2</sup>, а наибольшие размеры конструкций 2,1х12,7м. Масса органо- и стеклопластиков составила 3000 кг. Снижение массы самолета при этом достигло примерно 2000 кг.

К типовым конструкциям относятся: обшивки гладкие и подкрепленные стрингерами; цельнокоробчатые обшивки; профили; окантовки; балки грузового пола, усиленные накладками из углепластика; балки пассажирской кабины, усиленные накладками из боропластика; трубчатые конструкции (подкосы, тяги), цилиндры уборки и выпуска шасси, подкрепленные оболочкой из боропластика и др.

Большая часть узлов из ПКМ (панели хвостовой части крыла, бустерные панели киля, стабилизатора, створки основного шасси, крышки люков, створки грузолука, обтекатели механизма закрылка) представляют собой трехслойную конструкцию.

Область применения клееных сотовых панелей и узлов охватывает все основные агрегаты планера изделия и включает: элементы конструкции фюзеляжа, систем, интерьера, крыла и оперения, образующие преимущественно наружный (теоретический) контур изделия.

В конструкции планера и в интерьере среднего магистрального самолета Ту-204 объем применения ПКМ достиг 3900 кг (табл. 4) или 14% от его массы [10, 27].

В конструкции дальнего магистрального широкофюзеляжного самолета Ил-96-300 применение ПКМ составило 1650 кг, что позволило уменьшить его массу на 520 кг.

В конструкции планера Ил-96 из ПКМ были выполнены следующие агрегаты: тормозные щитки, интерцепторы, элероны, носовые части закрылков, обтекатели рельсов закрылков, при этом агрегаты механизации крыла представляют собой сотовые панели клиновидной формы.

Обшивки и элементы каркаса (лонжерон и нервюры) формуруются отдельно, затем склеиваются с

сотовым наполнителем.

Таблица 4

Применение ПКМ в конструкции самолета Ту-204 [28]

| № п/п           | Наименование агрегата                | Площадь поверхности конструкции из ПКМ в плане, м <sup>2</sup> | Масса конструкции из ПКМ, кг |
|-----------------|--------------------------------------|----------------------------------------------------------------|------------------------------|
| <b>Планер</b>   |                                      |                                                                |                              |
| 1               | Агрегаты механизации крыла           | 40                                                             | 660                          |
| 2               | Пилон                                | 1,5                                                            | 36                           |
| 3               | Мотогондола (носовая часть, створка) | 12                                                             | 221                          |
| 4               | ВЗК                                  | 4                                                              | 10                           |
| 5               | Створка шасси                        | 16                                                             | 184                          |
| 6               | Зализ крыла                          | 12                                                             | 187                          |
| 7               | Агрегаты оперения:                   |                                                                |                              |
|                 | киль + Р.Н.                          | 55                                                             | 232                          |
|                 | стабилизатор                         | 25                                                             | 544                          |
| 8               | Обтекатель носовой                   | 3                                                              | 34                           |
| 9               | Створки ВСУ                          | 4,2                                                            | 26                           |
| <b>Интерьер</b> |                                      |                                                                |                              |
| 10              | Сотовые панели                       | 10                                                             | 32                           |
| 11              | Панели пола                          | 113,7                                                          | 746                          |
| 12              | Монолитные детали                    | -                                                              | 498                          |
|                 | Прочие                               | -                                                              | 490                          |
|                 | <b>Итого:</b>                        | 296,4                                                          | 3900                         |

Материал обшивки и элементов каркаса – гибридный (сочетание углепластика со слоями органо-пластика и стеклопластика). Слои органо-пластика расположены равномерно по толщине обшивки (≈ 25% слоев органо-пластика от общего количества слоев), что обеспечивает более высокую трещиностойкость гибридных конструкций по сравнению с чисто углепластиковыми.

В ОКБ авиационной отрасли в 70-х годах, в первую очередь в ОКБ им. О. К. Антонова, были разработаны системы мониторинга состояния композитных элементов конструкций, установленных на эксплуатируемых самолетах, начиная с самых первых образцов. Полученные данные анализировались и способствовали дальнейшему совершенствованию КТР. Позже мониторинговые подразделения по композитным конструкциям были созданы и на других предприятиях отрасли.

К примеру, на ОАО ВАСО (г. Воронеж) производилось изучение состояния агрегатов из ПКМ в

эксплуатации после 12000 часов налета. Сервисное обслуживание и слежение за состоянием агрегатов из ПКМ в эксплуатации показало, что применение ПКМ на самолетах Ил-96 полностью себя оправдало и дало основу для дальнейшего расширения области применения ПКМ в конструкции планера и интерьера самолетов Ил-96 [29]. Все это обеспечило увеличение доверия к ПКМ разработчиков изделий авиационной техники.

Одновременно было отмечено, что конструкции из ПКМ имеют ряд недостатков, к которым относится электрохимическая коррозия, возникающая при контакте углепластика с металлическими деталями, из алюминиевых сплавов и малоуглеродистой стали. По этой причине механический крепеж в углепластиковых конструкциях был рекомендован из нержавеющей стали или из титановых сплавов. Была установлена также необходимость применения прокладок из стеклопластика для изоляции контактных поверхностей из углепластиков и алюминиевых сплавов. Недостаточная эрозионная стойкость углепластиков компенсировалась путем напрессовки на внешнюю поверхность элементов конструкций тонких органотканей.

К другим недостаткам ПКМ относилась необходимость внешнего экранирования радиоэлектронного оборудования, защиты от грозовых электроразрядов из-за их плохой электропроводности.

В результате, уже в 80-х годах прошлого столетия накопленный опыт применения ПКМ позволил обеспечить заметное снижение массы ЛА, тем самым улучшив их тактико-технические данные.

В 1981 г. NASA (США) разработало программу по исследованию крупногабаритных конструкций из углепластиков применительно к пассажирским самолетам [15]. В рамках этой программы вначале исследовались силовые конструкции средних размеров, для чего фирма Boeing изготовила кессон стабилизатора самолета B-737, фирма Lockheed – кили самолета L-1011, и фирма McDonnell Douglas – киль самолета DC-10. Снижение массы для указанных агрегатов из ПКМ оценивалось соответственно в 30 и 22%.

На то время большой объем ПКМ применила фирма Lockheed в самолете L-1011 Tristar [30], что обеспечило снижение массы планера на 365 кг. Применение ПКМ позволило снизить не только массу, но и количество узлов и деталей. Например, 72 металлические детали двери самолета заменены тремя деталями из ПКМ. Для этого самолета фирма построила из ПКМ экспериментальный кессон килля. Киль имеет высоту 7,6 м, размеры по хорде 2,2-2,7 м и площадь 14 м<sup>2</sup>. Масса кессона из ПКМ на 25% меньше, чем металлического, число конструктивных элементов уменьшено с 175 до 18, а число заклепочных соединений уменьшено с 41000 до 6700.

Позже фирма создала элероны и стабилизатор самолета L-1011 и провела летные испытания. Элероны из ПКМ на 29,5 кг легче металлических, что обеспечило экономию массы 23%. Количество деталей сократилось с 18 до 10, а количество крепежных элементов наполовину, что обеспечило снижение стоимости изготовления. Стабилизатор самолета на то время представлял собой одну из самых больших авиационных конструкций из ПКМ. Его масса равна 290 кг, что на 27% меньше массы металлического стабилизатора.

В 1977-1984 годах был отмечен рост применения ПКМ в конструкциях вертолетов [31, 33, 34]. В [31] приведен ретроспективный обзор разработки ПКМ и их применения в вертолетостроении в США. Основными материалами явились стекло- и органо-пластики.

К 1986 г. успешное применение ПКМ было отмечено на самолетах Starship, Lear Fan 2000, Avtek 400, Voyager, B 767, B 757, на вертолетах фирмы Westland и др. [9, 32, 34]. Легкие транспортные самолеты Lear Fan 2000, Avtek 400, Starship уже к 1987 г. были практически полностью изготовлены из ПКМ.

Так, в конструкции административного самолета Lear Fan 2000 из углепластика были изготовлены фюзеляж, крыло, рули направления и высоты, элероны, закрылки, а винт – из органо-пластиков с накладкой по передней кромке из нержавеющей стали [35]. Около 70% конструкций самолета Avtek 400 были выполнены в виде сложных конструкций с сотовым наполнителем «Nomex» и обшивками из органо-пластиков. Avtek 400 на то время явился одним из самых экономичных транспортных самолетов, известных на мировом рынке.

Ведущее место среди западноевропейских фирм к началу 80-х годов занимали SEP, SNPE, Dassault Brequet. В конструкции европейских широкофюзеляжных самолетов-аэробусов A-300, A-310, A-320 из ПКМ было изготовлено 5% деталей. Применение ПКМ обеспечило снижение массы самолета A-310 на 1100 кг (рис. 4).

Доля ПКМ в самолете A-320 составила 22,5%. Аналогично в пассажирском самолете A-340 из ПКМ были изготовлены закрылки, интерцепторы, воздушные тормозные щитки, оперение, обтекатели и зализы. В то же время следует отметить, что в конце 70-х – начале 80-х гг. корпорация Boeing несколько уступала западноевропейским фирмам и АНТК «Антонов» в объемах применения высокоэффективных ПКМ.

Так, в работе [17] дан обзор состояния на 1988 г. и перспектив применения ПКМ в самолетах фирмы Boeing.

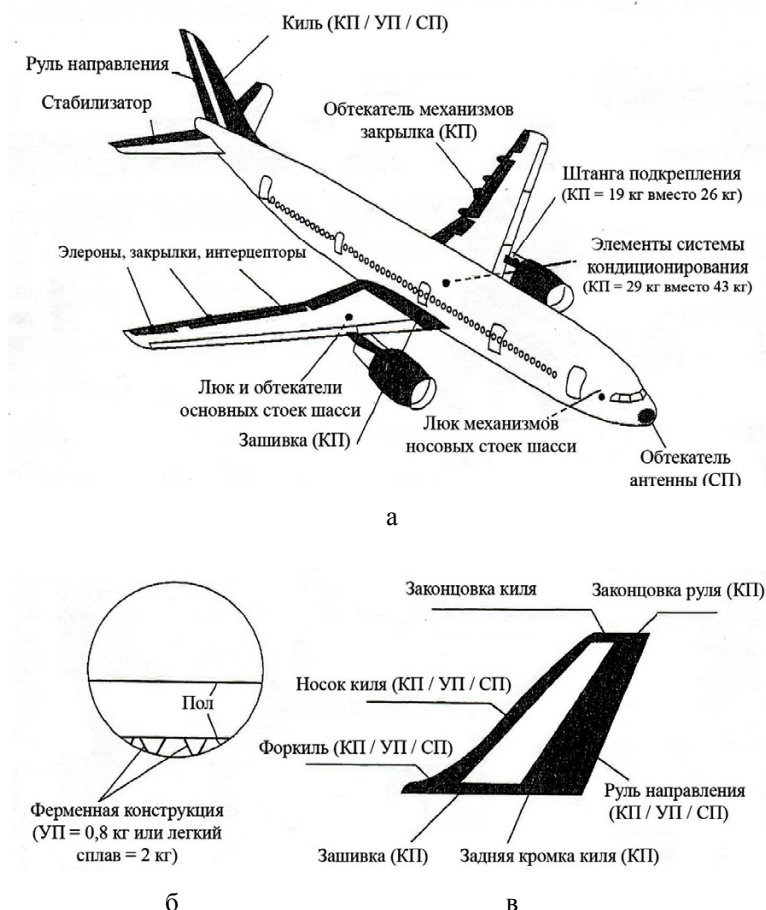


Рис. 4. Применение ПКМ на самолете А-310 [32]:  
а – самолет в целом; б – пол; в – киль (УП – углепластик, КП – кевларопластик, СП – стеклопластик)

При этом широкое использование ПКМ началось именно со стеклопластиков на самолете В 747, из них изготовлено свыше 900 м<sup>2</sup> (25%) омываемой поверхности этой машины. Силовой конструкцией из ПКМ, впервые сертифицированной в 1984 г. для эксплуатации в гражданской авиации, был стабилизатор самолета В 737-200. Применение ПКМ снизило его массу на 22%. В то же время на самолетах В 767, В 757, В 737-300 были уже в основном использованы углепластики. На В 767 и В 757 объем использования ПКМ составлял примерно 3% от массы конструкции самолета, при этом 1500 кг ПКМ привели к снижению массы более чем на 560 кг или на 25%. Но в последующем варианте самолета В767 общий объем применения композитов 1550 кг, а общее снижение массы конструкции достигло 1000 кг, из которых 426 кг сэкономлено за счет применения углепластиков, 246 кг – за счет ПКМ с использованием гибридного органоуглепластика и 249 кг – за счет использования кевларопластика. Из ПКМ в самолете изготовлены передние и задние кромки крыла, законцовки, рули направления и высоты, интерцепторы, створки ниши основ-

ных шасси, створки мотогондолы, обтекатели, люки, полы в пассажирском салоне и др.

Рули направления для самолета В767 изготавливала фирма Airitalia. Они имеют габариты 2,4x10,4 м и представляют собой двухлонжеронную конструкцию с сотовым наполнителем. На это время этот руль направления являлся одной из крупнейших конструкций, выполненных из углепластиков. При этом необходимо отметить, что В 767 – это первый гражданский самолет фирмы Boeing, который с самого начала проектировался с учетом применения ПКМ.

К 1987-1988 годам доля ПКМ в конструкциях транспортных самолетов в среднем достигла 15-20%. И если в начале 70-х годов в СССР наблюдалось некоторое отставание в указанной области, то к 1977-1988 годам это отставание было практически преодолено, а ряд ОКБ, в первую очередь АНТК им. О. К. Антонова, вышли на передовые рубежи в мире. Безусловно, лидером здесь является средний транспортный самолет Ан-70. Успешный выход на указанный уровень был обеспечен предшествующими работами по самолетам Ан-28, Ан-72, Ан-124 и др. Для

сравнения к 1990 г. доля ПКМ в конструкциях зарубежных транспортных самолетов составляла: ATR 42 – 15,6%, A 320 – 22,5%, ATR 72 – 22,6% [16].

В конструкции самолета Ан-70 объем применения ПКМ составляет более 20%. Здесь ПКМ применяются во всех агрегатах изделия: крыле (716 наименований), фюзеляже (325 наименований), оперении (777 наименований), силовых установках (74 наименования), а также в интерьере, оборудовании и системах (545 наименований).

В крыле этого самолета ПКМ применяются в панелях носовой и хвостовой части, в балках хвостовых частей отъемной части крыла, в закрылках, элеронах и интерцепторах, теплозащитных экранах и др. В фюзеляже самолета из ПКМ изготавливаются зализы крыла, обтекатели шасси, створки основного и носового шасси, средняя хвостовая и боковые створки грузолука, гермостворка, рампа, радиопрозрачные обтекатели, распределительные балки грузового пола, зализы, кожухи, облицовки, диафрагмы и др. В оперении – каркасы кессонов кия и стабилизатора, рули направления и высоты, зализы вертикального и горизонтального оперения и др. В силовых установках из ПКМ изготавливаются панели капотов, обтекатели редукторов, окантовки, обтекатели мотогондол. В интерьере, оборудовании и системах из ПКМ изготавливаются перегородки, панели потолка, облицовки, трубопроводы и короба ПОС и СКВ.

Таким образом, к 90-м годам прошлого столетия объемы применения ПКМ в авиационной технике на Западе и в СССР были сопоставимы и даже близки. После распада СССР начался этап стагнации в авиационной промышленности стран СНГ, наиболее ярко это проявилось в России и Украине – объемы производства от ранее достигнутых в 90-е годы сократилось в десять и более раз. Основной причиной этого явилось сокращение финансирования научно-исследовательских работ.

В то же время передовые страны, начиная с 90-х годов и до сегодняшнего времени, продолжают наращивать темпы работ по расширению исследо-

ваний ПКМ. Мировые тенденции нарастающего применения в авиастроении ПКМ за период 1970 – 2010 годы схематично приведены на рисунке 5. На нем, с определенной степенью условности, выделены два характерных периода, каждый, примерно, по 20 лет, а именно: 1970-1990 гг. и 1990-2010 гг.

Например, серийному производству фюзеляжа самолета Boeing 787 из углепластика в 2008-2010 годах предшествовало целое десятилетие поисковых экспериментальных и опытно-конструкторских работ по многочисленным программам создания фюзеляжа большого самолета из ПКМ. На рисунке 5 видно, что если до 1990 г. объемы использования ПКМ в СССР, а также в странах Запада достигли в среднем уровня 15-20 %, то в последующие годы этот уровень в Украине и России так и остался практически «замороженным», поскольку отсутствовали новые весомые конструкторско-технологические заделы, в то время как сегодняшние лидеры мирового авиастроения резко пошли вперед, опираясь на результаты проведенных многочисленных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области ПКМ, а также в области современных технологий.

Очевидно, что успехи в применении ПКМ не имели бы места без соответствующего уровня технологичности конструкций и подготовки производства, без разработки новых технологических процессов, создания крупногабаритной формовочной оснастки, без разработки специального технологического оборудования, учитывающего специфику получения и переработки ПКМ, а также обеспечившего механизацию и автоматизацию технологических операций [8, 16, 18, 23, 26, 27, 36 – 49].

В авиастроительной отрасли Украины были освоены процессы ручной и частично механизированной выкладки крупногабаритных конструкций, автоматизированной их намотки, пултрузии, автоклавного и термокомпрессионного формования; изготовление трехслойных, в том числе клееных сотовых панелей, а также монолитных интегральных

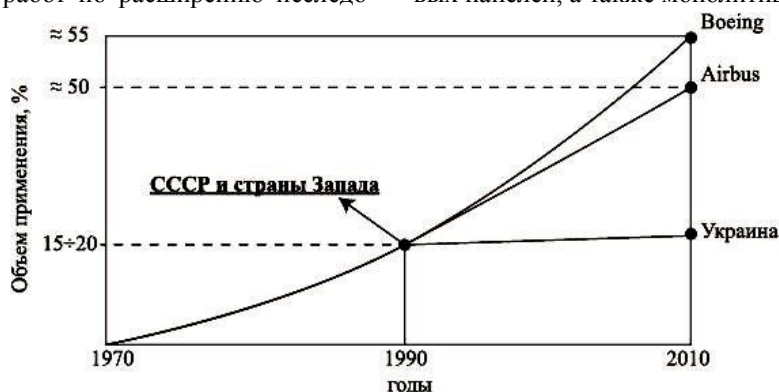


Рис. 5. Мировые тенденции объемов применения ПКМ в транспортном и пассажирском самолетостроении (усредненные данные)

конструкций, заклепочных и болтовых соединений, клеємеханической сборки, узлов и агрегатов, неразрушающего контроля и т.п. [10, 22, 49 – 55].

В таблице 5, на основе опыта изготовления конструкций из ПКМ в первую очередь в АНТК «Антонов», приведены типовые этапы развития технологий производства изделий из ПКМ, оборудования и средств механизации.

### Выводы

1. Из приведенного краткого исторического обзора следует, что за сравнительно короткое время в СССР и странах Запада были достигнуты заметные успехи в области применения перспективных ПКМ в авиационной технике. В рамках рассмотренного периода в СССР и странах Запада характерным было инвестирование громадных средств на разработку ПКМ с высокоэффективными армирующими

наполнителями, проектирование и изготовление изделий из ПКМ, создание нового оборудования для механизации и автоматизации работ, подготовку кадров и др.

2. Попытки использовать ПКМ простой заменой металлов, имели ограниченный эффект, не давая возможности полностью раскрыть специфику и достоинства ПКМ [5, 30 и др.].

3. Установлено, что, несмотря на достигнутые весомые объемы применения ПКМ в транспортных и пассажирских самолетах в районе 20%, а также на высокие показатели экономии массы, жесткости, долговечности, резкого повышения коррозионной стойкости, снижения трудоемкости изготовления, существуют резервы дальнейшего значительного совершенствования этих важнейших характеристик, что и было подтверждено на последующем этапе освоения ПКМ в пассажирском и транспортном самолетостроении.

Таблица 5

Хронологические этапы развития технологии производства изделий из ПКМ, оборудования и средств механизации в 1971-1995 гг.

| Этапы         | Содержание работ                                                                                                                                                                                                                                                                  | Внедренное оборудование и механизированные устройства                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |
|---------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1971-1975 гг. | Накопление опыта, переработка и испытание новых ПКМ, отработка технологичности конструкций, освоение технологии производства и созданного экспериментального оборудования                                                                                                         | Экспериментальное оборудование:<br>- для пропитки тканых лент;<br>- для намотки однонаправленных лент;<br>- электрический и паровой автоклавы                                                                                                                                                                                                                                          |
| 1975-1978 гг. | Разработка и внедрение технологических процессов и оснастки для производства конструкций из ПКМ и внедрение их в новых самолетах Ан-28, Ан-72 и др.                                                                                                                               | Станки:<br>- для резки деталей из КМ;<br>- РФП-4 для фрезерования сотового заполнителя;<br>- НК-10 ПУ для механизированной намотки;<br>- установки: УЛК-1, УЛС-2М для изготовления лент.                                                                                                                                                                                               |
| 1979-1985 гг. | Исследование по разработке конструкций, технологических процессов, оснастки для производства крупногабаритных интегральных конструкций изделий из ПКМ.                                                                                                                            | Установки: УПСТ-300, УПСТ-1000 для автоматизированной пропитки тканей и тканых лент.<br>Экспериментальное оборудование:<br>- для механизированного изготовления трубчатого, гофрированного и сотового заполнителей;<br>- для пропитки и изготовления лент.                                                                                                                             |
| 1985-1995 гг. | Разработка конструкций, технологических процессов и внедрение в производство конструкций из ПКМ самолетов Ан-70 и Ан-140. Разработка методов и средств для создания промышленных механизированных технологий изготовления сложных крупногабаритных интегральных агрегатов из ПКМ. | Автоклавы «Шольц» 3x8, 4,5x16 м – автоматизированное формование.<br>НК-2,5-12, НЛ-3А – автоматизированная намотка крупногабаритных конструкций. Реакторы для механизированного приготовления связующего. Аппаратура для неразрушающего контроля и контрольно-измерительные машины. Установка для получения синпрегатового заполнителя. Пултрузионные установки для получения профилей. |

4. Практика подтвердила, что рациональные идеи конструирования и изготовления конструкций из ПКМ, обеспечивающие максимальное использование представляемых ими возможностей в отношении массы и стоимости, должны реализовываться, начиная с самых ранних стадий разработки проекта.

### Благодарность

В заключение автор выражает благодарность профессорам д-ру техн. наук В. Е. Гайдачуку, д-ру техн. наук В. Ф. Забаште, доцентам канд. техн. наук В. В. Кириченко и канд. техн. наук А. В. Кондратьеву за помощь в подборе материалов для настоящей публикации.

### Литература

1. Аверичкин, П. А. Методология применения и оценка эффективности использования композиционных материалов в авиационной технике [Текст] / П. А. Аверичкин. – Ярославль : И. ЯГСХА, 1999. – 306 с.
2. Справочник по композиционным материалам: в 2-х кн. – Кн. 2. [Текст] : пер. с англ. / под ред. Дж. Любина. – М. : Машиностроение, 1988. – 580 с.
3. Гайдачук, А. В. Состояние и перспективы применения композиционных материалов в газотурбинных двигателях летательных аппаратов [Текст] / А. В. Гайдачук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 3. – С. 11 – 20.
4. Гайдачук, А. В. Композиционные материалы в ракетных двигателях летательных аппаратов [Текст] / А. В. Гайдачук // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов* : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – 2004. – Вып. 37(2). – С. 7 – 15.
5. Нотон, Б. Композиционные материалы: в 8 т. – Т. 3. Применение композиционных материалов в технике [Текст] / Б. Нотон ; под. ред. Л. Браутмана, Р. Крока. – М. : Мир, 1978. – 512 с.
6. Балабуев, П. В. Опыт применения композиционных материалов в транспортной авиации [Текст] / П. В. Балабуев // *Авиационная промышленность*. – 1986. – № 9. – С. 9 – 14.
7. Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов [Текст] / Г. М. Гуняев, В. В. Кривонос, А. Ф. Румянцев, Г. Ф. Железина // *Конверсия в машиностроении*. – 2004. – № 4. – С. 65 – 69.
8. Забашта, В. Ф. Опыт первого десятилетия внедрения конструкций из композиционных материалов [Текст] / В. Ф. Забашта // *Авиационная промышленность*. – 1982. – № 7. – С. 46 – 50.
9. Grumman producing composite 757 spoilers [Text] // *American Metal Market*. – 1981. – V.89, № 177. – 14 p.
10. Каблов, Е. Н. Материалы для авиакосмической техники [Текст] / Е. Н. Каблов // *Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое авиастроение*. – Москва : НИЦ АСК, 2008. – С. 377 – 388.
11. Beral, B. A-350XWB Structures: A major Step forward for Composite Application [Text] / B. Beral // *SAMPE EUROPE Technical Conference & "Table-Top", Exhibition 2008 (SETEC 03/-08), 18-19 September 2008, Augsburg, Germany*. – 2008. – P. 124 – 134.
12. Гайдачук, В. Е. Научная школа ХАИ по проблемам создания эффективных конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов [Текст] / В. Е. Гайдачук, Я. С. Карпов // *Технологические системы*. – 1999. – № 2. – С. 82 – 83.
13. Гайдачук, В. Е. Роль ХАИ в решении проблемы научного обеспечения внедрения композиционных материалов в авиационно-космическую технику: итоги и перспективы [Текст] / В. Е. Гайдачук, А. В. Гайдачук, Я. С. Карпов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 7. – С. 21 – 39.
14. Stone, R. H. Service experience of composite parts on L-1011 and C-130 [Text] / R. H. Stone, W. E. Harvill // *SAMPE Quart.* – 1978. – № 2 (9). – P. 34 – 39.
15. Composite programs pushed by NASA [Text] // *Aviation Week and Space Technol.* – 1979. – № 20 (111). – P. 203 – 205.
16. Sanjay, K. Mazumbar. Composites Manufacturing: materials, product and process engineering [Text] / Sanjay K. Mazumbar. – Boca Raton (Fla.): CRC Press, 2002. – 392 p.
17. Anglin, J. M. Application of composites in commercial aircraft abound [Text] / J. M. Anglin // *ICAO Bulletin*. – Vol. 41. – 1986. – P. 14 – 17.
18. Забашта, В. Ф. Об интегральных сборочных конструкциях из композиционных материалов [Текст] / В. Ф. Забашта // *Авиационная промышленность*. – 1995. – № 3-4. – С. 23 – 28.
19. Бирюк, В. И. Конструктивно-силовые схемы для перспективных широкофюзеляжных самолетов интегральной компоновки [Текст] / В. И. Бирюк // *Труды ЦАГИ*. – 1997. – № 2628. – С. 79 – 80.
20. Макеев, В. П. Принципы конструирования изделий из композиционных материалов [Текст] / В. П. Макеев, Н. П. Ершов // *Композиционные материалы* / под. ред. А. И. Манохина. – М. : Наука, 1981. – С. 46 – 49.
21. Малмейстер, А. К. Сопротивление полимерных и композитных материалов [Текст] / А. К. Малмейстер, В. П. Тамуж, Г. А. Тетерс. – Рига : Зинатне, 1980. – 572 с.
22. Сливинский, В. И. Научно-технические предпосылки создания в Украине наукоемкой технологии и конструкций на их основе для различных отраслей промышленности [Текст] / В. И. Сливинский // *Технологические системы*. – 1999. – № 2. – С. 16 – 18.

23. Полимерные композиционные материалы» (1970-1996 гг.) [Текст] / Г. А. Кривов, А. И. Бабушкин, В. Ф. Забашта и др. // 35 лет на рынке высоких технологий / Г. А. Кривов, А. И. Бабушкин, В. М. Белецкий и др.; под ред. Г. А. Кривова / НИИ авиационной технологии (УкрНИИАТ). – К.: МИИВЦ, 1999. – С. 107 – 118.
24. Антонов, О. К. Композиційні матеріали для авіабудування [Текст] / О. К. Антонов // Вісник АН УРСР. – 1975. – № 12. – С. 68 – 71.
25. Балабуев, П. В. Опыт применения композиционных материалов в транспортной авиации [Текст] / П. В. Балабуев // Композиционные материалы : сб. науч. тр. – К.: ИЭС им. Е. О. Патона, 1991. – С. 27 – 36.
26. Кива, Д. С. Исследование, разработка и внедрение рациональных конструктивно-технологических решений агрегатов легких пассажирских самолетов из композиционных материалов [Текст] : дис. ... канд. техн. наук / Дмитрий Семенович Кива. – Харьков : ХАИ, 1981. – 259 с.
27. Братухин, А. Г. Авиационные конструкции из композиционных материалов [Текст] / А. Г. Братухин, А. Г. Ромашин // Вестник машиностроения. – 1999. – № 11. – С. 30 – 36.
28. Технология производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов в машиностроении [Текст] / под ред. А. Г. Братухина, В. С. Боголюбова, О. С. Сироткина. – М.: Знание, 2003. – 516 с.
29. Шушпанов, М. И. Опыт применения конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в производстве семейства самолетов Ил-96 [Текст] / М. И. Шушпанов, В. А. Соловьев // Межвузовский сборник научных трудов Воронеж. гос. техн. ун-та. – Воронеж : Изд-во ВГТУ, 1999. – С. 18 – 23.
30. Забашта, В. Ф. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения [Текст] : справ. / В. Ф. Забашта, Г. А. Кривов, В. Г. Бондарь. – К.: Техніка, 1993. – 159 с.
31. Dabbs, R. G. Advanced materials in future aircraft design [Text] / R. G. Dabbs // Aircraft Eng. – 1975. – V. 47, № 1. – P. 21 – 24.
32. Gay, D. Composite Materials. Design and Application [Text] / D. Gay, S. V. Hoa. – CRC Press, 2007. – 328 p.
33. Михеев, С. В. Применение полимерных композиционных материалов в вертолетах марки КА [Текст] / С. В. Михеев // Композиционные материалы : сб. науч. тр. – К.: ИЭС им. Е. О. Патона, 1991. – С. 36 – 39.
34. Gilmore, Brian. The composites revolution is well under way [Text] / Brian Gilmore // ICAO Bull. – 1986. – V. 41, № 8. – P. 10 – 13.
35. Kelsey, D. Atherton 6 Awesome Aircraft From The 2013 Paris Air Show [Электронный ресурс] / D. Kelsey. – Режим доступа: <http://www.popsci.com/tech-nology/article/2013-06/paris-air-show-2013>. – 10.09.2014. – Загл. с экрана.
36. Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів [Текст] / С. А. Бичков, О. В. Гайдачук, В. Є. Гайдачук та інші.; під ред. В. Є. Гайдачука. – К.: ІСДО, 1995. – 376 с.
37. Боклер, Н. Мозаика технологий и процессов [Текст] / Н. Боклер // Air & Cosmos. – 2002. – № 1849. – С. 40 – 44.
38. Васильченко, Л. П. Комплексные решения задач технического и организационного уровня – залог успешного выполнения пятилетнего плана [Текст] / Л. П. Васильченко, С. А. Носальский // Авиационная промышленность. – 1986. – № 9. – С. 10 – 23.
39. Технология производства летательных аппаратов из композиционных материалов [Текст] / В. Е. Гайдачук, В. Д. Гречка, В. Н. Кобрин, Г. А. Молодцов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. – 332 с.
40. Забашта, В. Ф. Стеклопластиковая оснастка для автоклавного формования обшивок из композиционных материалов [Текст] / В. Ф. Забашта, Б. А. Бигула, Г. Г. Кантер. – М.: НИАТ, 1979. – С. 58 – 63.
41. Забашта, В. Ф. Техническая подготовка производства конструкций из композиционных материалов [Текст] / В. Ф. Забашта. – К.: Техніка, 1993. – 148 с.
42. Захаров, В. А. Современные проблемы конструкций из композиционных материалов В. А. Захаров // Техника воздушного флота – 1997. – № 5 (71). – С. 48 – 54.
43. Петропольский, В. С. Разработка рациональных конструктивно-технологических решений формообразующей оснастки для изготовления деталей из полимерных композиционных материалов [Текст]: дис. ... канд. техн. наук : 05.07.04 / Петропольский Виктор Сергеевич; Харьковский авиационный ин-т им. Н. Е. Жуковского, Авиационный научно-технический комплекс им. О. К. Антонова. – Х., 1998. – 210 с.
44. Цыплаков, О. Г. Научные основы технологии композиционных волокнистых материалов. Часть 1 [Текст] / О. Г. Цыплаков. – Пермь: Пермское кн. изд-во, 1975. – 316 с.
45. Щербаков, В. Т. Конструкторско-технологические решения при создании деталей и агрегатов из композиционных материалов [Текст] / В. Т. Щербаков. – М.: Композиционные материалы, 1990. – С. 17 – 22.
46. Long, A. C. Composites forming technologies [Text] / A. C. Long. – CRC Press, 2007. – 328 p.
47. Mazumdar, S. K. Composites Manufacturing. Materials, Product and Process Engineering [Text] / S. K. Mazumdar. – CRC Press, 2002. – 398 p.
48. Oberfranz, R. Airbus. Automated systems for the manufacture of Airbus vertical stabilizer spar-box in composite materials [Text] / R. Oberfranz. – ICAS Proc, 1986: 15th Congr. London. – P. 7 – 12.
49. Butcher, D. N. Non-honeycomb F-16 horizontal stabilizer, structural design [Text] / D. N. Butcher // ICAS Proc. Proc, 1982: 13th Congr. Int. Council, Aeron.

*Sci/AIAA Aircraft Syst. And Technol. Conf., Seattle. – 1982. – V. 2, S. 1. – P. 586 – 592.*

50. Оценка прочности, надежности и долговечности лопасти воздушного винта из комбинированных композиционных материалов [Текст] / В. Е. Гайдачук, Д. С. Кива и др. // *Механика анизотропных конструкций.* – М. : ВИМИ, 1979. – С. 44 – 48.

51. Гиммельфарб, Ф. А. Современные методы контроля композиционных материалов [Текст] / Ф. А. Гиммельфарб, С. Л. Шварцман. – М. : Металлургия, 1979 – 248 с.

52. Композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов [Текст] : пер. с англ. / под ред. А. Л. Абибова. – М. : Машиностроение, 1975. – 272с.

53. Сироткин, О. С. Проектирование соединений конструкций из композиционных материалов [Текст] / О. С. Сироткин / *Изв. вузов. Машиностроение.* – 1978. – № 2. – С. 20 – 23.

54. Эффективность сотовых конструкций различного назначения [Текст] / В. И. Сливинский, Г. В. Ткаченко, С. В. Телегин, В. А. Щеголь // *Композиционные материалы в промышленности : сб. материалов 27 междунар. науч.-практ. конф., Ялта 28 мая – 1 июня 2007 г. / Украинский информационный Центр «Наука. Техника. Технология».* – Киев, 2007. – С. 437 – 438.

55. Goddard, P. N. Применение композиционных материалов фирмой Westland [Текст] / P. N. Goddard // *Proc. 2nd Conf. Mater., Eng., London, 1985 – P. 243 – 251.*

*Поступила в редакцию 10.11.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., Заслуженный деятель науки и техники Украины, Председатель правления Г. А. Кривов, АО «Украинский научно-исследовательский институт авиационной технологии», Киев.

#### ЕТАПИ СТАНОВЛЕННЯ ТА ПОЧАТКУ РОЗГОРНУТОГО ЗАСТОСУВАННЯ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ В КОНСТРУКЦІЯХ ПАСАЖИРСЬКИХ І ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ (1970 - 1995 рр.)

*Д. С. Кива*

Проаналізовано стан застосування полімерних композиційних матеріалів у вітчизняних та зарубіжних пасажирських і транспортних літаках на початковому етапі заміщення ними металевих деталей і агрегатів і наступних стадіях їх впровадження у вітчизняних конструкціях даного класу. Розкрито переваги полімерних композитів у специфічній для розглянутого класу літаків сфері застосування, дано аналіз раціональних типів конструктивно-технологічних рішень. Розглянуто проблеми та перспективи застосування полімерних композиційних матеріалів в авіабудуванні України.

**Ключові слова:** пасажирські та транспортні літаки, полімерні композиційні матеріали, конструктивно-технологічні рішення, ефективність застосування.

#### STAGES OF FORMATION AND BEGINNING OF EXPAND USE OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS IN CONSTRUCTIONS OF PASSENGER AND TRANSPORT AIRPLANES (1970 - 1995 years)

*D. S. Kiva*

The state of the application of polymeric composite materials in domestic and foreign passenger and transport airplanes on the initial stage of metal parts and aggregates replacement and on the later stages of composite materials expanding implementation in the domestic constructions of this class is analyzed.

The advantages of polymer composites in specific for this class of aircraft scope of application are considered; the analysis of the rational model design and technological solutions is performed. The problems and prospects of polymer composite materials in the Ukrainian aircraft industry are considered.

**Keywords:** passenger and transport airplanes, polymer composite materials, design and technological solutions, effectiveness of application.

**Кива Дмитрий Семенович** – д-р техн. наук, профессор, академик НАН Украины, президент - генеральный конструктор, Государственное предприятие «Антонов», Киев, Украина, e-mail: kyva@antonov.com.

УДК 622.614.2

С. И. ПЛАНКОВСКИЙ, О. В. ШИПУЛЬ, Е. С. ПАЛАЗЮК, С. А. КРАСОВСКИЙ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"

**МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ ПРИ ТЕРМОИМПУЛЬСНОЙ ОБРАБОТКЕ ДЕТОНИРУЮЩИМИ ГАЗОВЫМИ СМЕСЯМИ**

*Предложена методика расчета тепловых потоков при термоимпульсной обработке детонирующими газовыми смесями. Для моделирования процесса теплообмена между продуктами сгорания и деталями, расположенными в камере, использована модель скорости горения с применением подробного механизма реакций и SST модель турбулентности. Для уменьшения вычислительных затрат предложено использовать моделирование сгорания с учетом теплообмена для камеры с эквивалентной деталью простой формы. Показано, что применение такого подхода позволяет рассчитывать время затухания ударных волн и осредненные тепловые потоки для произвольного давления смеси и геометрической формы детали по результатам моделирования для базового давления смеси в эквивалентной камере. В ходе численных экспериментов подтверждено, что предложенная методика имеет достаточную точность для применения при расчете режимов термоимпульсной обработки.*

**Ключевые слова:** термоимпульсная обработка, математическое моделирование, тепловой поток, затухание ударных волн, эквивалентная деталь.

**Введение**

Технологические процессы финишной термоимпульсной обработки на базе использования детонирующих газовых смесей вызывают особый интерес вследствие их высокой производительности, универсальности и гибкости. В качестве инструмента в данном случае выступают газообразные продукты сгорания, а обработка происходит практически одновременно во всех доступных им местах, что даёт возможность производить очистку и отделку как наружных, так и внутренних поверхностей и кромок деталей.

Постоянно повышающиеся требования к качеству финишной обработки требуют в свою очередь все большей гибкости и точности задания ее режимов. В настоящее время активно ведутся исследования, направленные на разработку научно-обоснованных методов назначения режимов финишной обработки, а также создание автоматизированного оборудования с его последующей интеграцией в современное производство, комплексно использующего CAD/CAE-системы [1].

При очистке деталей термоимпульсным методом тепловому воздействию подвергаются как удаляемые элементы, так и вся деталь, поэтому необходимо обеспечить плавление удаляемых элементов и при этом исключить необратимые изменения как в материале, так и в конструкции деталей. Оптимизация режимов обработки экспериментальным путем представляет собой сложную задачу, сопряженную с рядом технических трудностей и материальных за-

трат, поэтому создание методик, ориентированных на применение методов математического моделирования и современных CAD/CAE-систем, представляет собой актуальную задачу.

**Описание решаемой задачи**

В ранее выполненных диссертационных работах А. В. Лосева [2] и А. А. Жданова [3] представлена физико-математическая модель процесса нагрева поверхностей деталей при термоимпульсной обработке, позволяющая моделировать различные режимы обработки при изменении характеристики источника тепла, свойств детонирующих газовых смесей, теплофизических свойств материалов, времени теплового воздействия и толщины нагреваемых элементов.

Мощность теплового источника характеризовалась величиной поверхностной плотности теплового потока, т.е. количеством теплоты, проходящим через заданную поверхность в единицу времени. Величина теплового потока при термоимпульсной обработке принималась равномерной и постоянной по всем поверхностям обрабатываемых деталей. Для расчета его величины использовалась зависимость:

$$q = \frac{Q_{\text{уд}} V_{\text{см}}}{F_{\Sigma} \tau},$$

где  $Q_{\text{уд}}$  – объемная теплота сгорания газовой смеси;  $V_{\text{см}}$  – объем смеси;  $F_{\Sigma}$  – суммарная площадь теплоотводящих поверхностей;  $\tau$  – время действия источника тепла.

В то же время объем горючей смеси зависит от объема рабочей камеры ( $V_{p.k.}$ ), её загрузки деталями ( $k_3$ ), давления ( $P_{cm}$ ) и температуры ( $T_{cm}$ ) газовой смеси и описывается следующей зависимостью:

$$V_{cm} = \frac{V_{p.k.} k_3 P_{cm} T_0}{T_{cm} P_0}.$$

Объемная теплота сгорания газовой смеси может быть определена по формуле:

$$Q_{уд} = \sum_{i=1}^N Q_i C_i,$$

где  $Q_i$ ,  $C_i$  – объемная теплота сгорания и доля  $i$ -го компонента газа в смеси.

В результате выражение для определения величины теплового потока принимало вид:

$$q = \frac{V_{p.k.} k_3 P_{cm} T_0}{T_{cm} P_0 F_{\Sigma} \tau} \sum_{i=1}^N Q_i C_i.$$

Согласно данной зависимости, мощность теплового источника может регулироваться давлением горючей смеси и зависит от объема рабочей камеры, степени её загрузки, удельной теплоты сгорания газовой смеси и её начальной температуры, суммарной площади теплоотводящих поверхностей.

Несмотря на универсальность, данная зависимость имеет несколько недостатков [4]. Она предполагает, что все выделившееся при горении тепло поглощается поверхностями, участвующими в теплообмене. Также она не учитывает физику процесса теплообмена при взаимодействии продуктов сгорания с материалом обрабатываемой детали и стенок камеры. Тепловой поток в этом случае можно представить в виде суммы двух составляющих – радиационной и конвективной.

Радиационный тепловой поток может быть определен по закону Стефана-Больцмана и зависит от температур поверхности детали и продуктов сгорания. Температура продуктов сгорания определяется составом топливной смеси и практически не зависит от ее начального давления.

Конвективная составляющая теплового потока также зависит от разности температуры поверхности детали и температуры продуктов сгорания. Кроме того, она зависит от коэффициента теплоотдачи, который, в свою очередь существенно зависит от скорости течения газа вблизи стенки. Поэтому для определения тепловых потоков, действующих на поверхности деталей при термоимпульсной обработке необходимо знать картину течения продуктов сгорания. Более точную картину распределения тепловых потоков можно получить в ходе совместного решения задачи расчета параметров течения в ходе рабочего цикла термоимпульсной обработки (включая сгорание топливной смеси и выпуск продуктов сгорания), и теплообмена между продуктами сгора-

ния и обрабатываемой деталью.

При термоимпульсной обработке детонирующими газовыми смесями основным параметром, определяющим эффективность процесса, является время затухания ударных волн в рабочей камере установки после детонации или теплового взрыва части топливной смеси [2, 3]. Это явление приводит к увеличению значений тепловых потоков, действующих на обрабатываемые детали, что позволяет производить удаление заусенцев, и даже части профиля шероховатости поверхности, несмотря на незначительное время действия ударных волн. К тому же они препятствуют осаждению окислов удаленных элементов обратно на поверхности деталей. Поэтому время затухания ударных волн представляет собой параметр, который определяет время обработки и должен быть учтен при выборе её режимов.

В настоящее время определение требуемых параметров термоимпульсной обработки становится невозможным без проведения расчетов при помощи программных комплексов для трехмерного газодинамического моделирования, что позволяет в значительной степени повышать точность дозирования энергии и сокращать количество требуемых предварительных испытаний.

### Описание применяемой математической модели и методики проведения численного исследования

Поскольку удаление заусенцев термоимпульсным методом происходит в результате их нагрева до высоких температур, вопросы теплопередачи являются ключевыми в исследованиях данного процесса. При этом особое внимание следует уделять зоне контакта твердого тела с газовой средой.

При создании математической модели были использованы результаты анализа решения тестовых задач теплообмена между газовым потоком и твердым телом с использованием различных моделей турбулентности [5]. Результаты моделирования показали, что  $k-\omega$  и  $k-\epsilon$  модели турбулентности дают завышенную оценку максимального значения числа Нуссельта (до 20%), тогда как результаты расчета при применении SST модели отличаются от экспериментальных данных не более чем на 5%. Исходя из этого, в рамках данной задачи использовалась SST модель турбулентности.

Рассматривалось детонационное сгорание неподвижной стехиометрической пропано-кислородной смеси в цилиндрической камере сгорания термоимпульсной установки Т-15 высотой 260 мм и диаметром 280 мм с искровым поджогом сверху камеры. Моделирование проводилось на основе модели скорости горения с применением подробного механизма реакций, что позволяет наиболее точно

описывать детонационное сгорание газовых смесей [6], а также адекватно моделировать процесс теплообмена между продуктами сгорания и деталями, расположенными в камере [7].

Расчет процесса теплообмена проводился с использованием программного пакета ANSYS CFX. При моделировании процессов переноса в пристеночной области использовался метод масштабируемых пристеночных функций Лаундера [8]. Преимуществом такого подхода является уход от ограничений по размерам расчетной сетки в пристеночной области.

Требованием при использовании различных моделей турбулентности является соблюдение в пристеночной области следующего условия:

$$y^+ \geq Y_{\text{ниж}}^+,$$

где  $y^+ = \frac{\rho \Delta u \tau}{\mu}$  – безразмерное расстояние от стенки

первого узла сетки;  $Y_{\text{ниж}}^+$  – предельное нижнее значение, величина которого определяется используемой моделью турбулентности (обычно  $\approx 20$ ).

Для определения профиля температуры в пристеночном слое использовалось аналитическое решение Кадера [9]:

$$T^+ = \text{Pr} \cdot \tilde{y}^+ \exp(-\Gamma) + [2,12 \ln(1 + \tilde{y}^+) + \beta] \exp(-1/\Gamma),$$

$$\text{где } \beta = \left( 3,85 \text{Pr}^{1/3} - 1,3 \right)^2 + 2,12 \ln(\text{Pr}),$$

$$\Gamma = \frac{0,01(\text{Pr} \cdot \tilde{y}^+)^4}{1 + 5 \text{Pr} \cdot \tilde{y}^+}, \quad T^+ = \frac{\rho c_p \tilde{u}_\tau (T_w - T_f)}{q_w},$$

$T_w$  – температура стенки;  $T_f$  – температура продуктов сгорания в ядре потока;  $q_w$  – конвективный тепловой поток в стенку.

Исходя из этого выражения, можно получить зависимость для расчета величины конвективного теплового потока:

$$q_w = \frac{\rho c_p \tilde{u}_\tau}{T^+} (T_w - T_f).$$

Для определения профиля скорости  $\tilde{u}_\tau$  в пристеночном слое были использованы автоматически перестраиваемые пристеночные функции [10], получаемые смещением решений в формулировке вязкого подслоя и пристеночных функций с использованием значений плотности расчетной сетки. Для этой задачи наиболее хорошо подходит уравнение для определения удельной диссипации энергии турбулентности  $\omega$ , используемое в SST модели, так как оно имеет аналитическое решение как для вязкого подслоя, так и для логарифмического слоя. С его использованием определялась функция смещения с

учетом величины  $y^+$ .

Решения для  $\omega$  в вязком и логарифмическом пристеночном слое могут быть записаны в виде [10]:

$$\omega_{\text{вяз}} = \frac{6\nu}{0,075 y_1^2}; \quad \omega_{\text{лог}} = \frac{1}{3k} \frac{u_\tau}{y_1}.$$

Они могут быть переформулированы в терминах  $y^+$  при помощи гладкой функции смещения:

$$\omega(y^+) = \sqrt{\omega_{\text{вяз}}^2(y^+) + \omega_{\text{лог}}^2(y^+)}.$$

Аналогичная формулировка используется для задания пристеночного профиля скорости:

$$u_\tau^{\text{вяз}} = \frac{U_1}{y^+}; \quad u_\tau^{\text{лог}} = \frac{U_1}{\frac{1}{k} \ln(y^+) + C};$$

$$u_\tau = \left[ (u_\tau^{\text{вяз}})^4 + (u_\tau^{\text{лог}})^4 \right]^{0,25},$$

где  $U_1$  – значение скорости в ближайшем к стенке узле сетки.

Расчетная область делилась на три части: стенки камеры, внутренний объем, заполненный топливной смесью, и деталь. При построении сетки применялись тетраэдрические элементы с размерами, уменьшающимися вблизи контакта детали и стенок камеры с газом, а также в зоне поджога горючей смеси.

Для более точного моделирования течений в пограничном слое вблизи поверхности детали и стенок камеры строились слои из призматических элементов. Размеры элементов вблизи поверхностей контакта газа с твердым телом задавались с учетом требований к величине  $y^+$  для применяемой модели турбулентности.

В настоящее время вычислительная газодинамика достигла больших успехов, и программные продукты позволяют решать задачи расчёта теплообмена применительно к телам различной формы. Решение таких задач требует больших затрат машинного времени, поскольку результаты расчётов сильно зависят от структуры расчётной сетки, размеров расчётной области, входных параметров, особенностей алгоритма программы. В случае расчета параметров термоимпульсной обработки деталей сложной формы, имеющих большие площади поверхностей, данный метод, несмотря на свои преимущества, становится нерациональным, поскольку при этом увеличивается количество элементов конечно-элементной сетки, что, в свою очередь, приводит к значительному увеличению требуемых вычислительных ресурсов и времени.

В работе [11] предложен метод повышения численной эффективности моделирования процесса затухания ударных волн в камере сгорания термо-

импульсного оборудования, основанный на переходе от камеры с помещённой в неё деталью к пустой эквивалентной камере сгорания. Целью перехода являлось соблюдение геометрической эквивалентности, при которой объем топливной смеси в камере сгорания с учетом коэффициента заполнения деталями равнялся объему эквивалентной камеры сгорания. Также неизменной оставалась высота камеры для соблюдения одинаковой длины пробега ударных волн при их затухании. Несмотря на то, что результаты расчётов подтвердили высокую точность предложенного метода, он не предусматривает определение значений тепловых потоков, действующих на деталь, что является его существенным недостатком вследствие потребности проведения дополнительных расчётов.

Методика расчета тепловых потоков при термоимпульсной обработке с форкамерно-факельным поджогом, рассмотренная в работе [4], основана на определении значений осредненных тепловых потоков, действующих на поверхность камеры сгорания без наличия в ней каких-либо деталей. Однако результаты численного моделирования, проведенного в рамках рассматриваемой задачи, показывают, что данная методика не пригодна для случая термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями, поскольку значения тепловых потоков, действующих на поверхность камеры гораздо меньше значений тепловых потоков, действующих на поверхность детали (рис. 1).

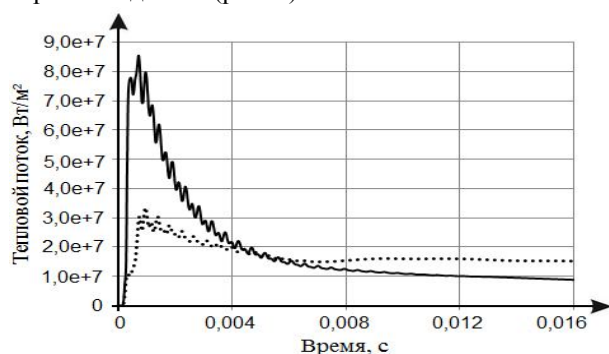


Рис. 1. Осредненный тепловой поток:  
..... — по поверхности пустой камеры,  
—— — по поверхности детали

В данной работе предлагается усовершенствованный метод определения параметров термоимпульсной обработки, основанный на применении эквивалентной детали. Суть метода заключается в замене камеры сгорания с оригинальной деталью, имеющей сложную форму, точно такой же камерой с эквивалентной деталью простой формы (рис. 2). При этом объем детали остаётся неизменным с целью сохранения постоянства значения коэффициента заполнения камеры. Также эквивалентная деталь имеет такие же соотношения габаритных размеров,

что и оригинальная.

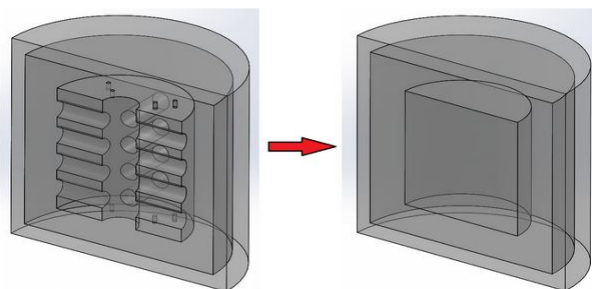


Рис. 2. Переход к камере сгорания с эквивалентной деталью

### Анализ результатов моделирования

Моделирование процессов теплообмена проводилось для случаев детонационного сгорания стехиометрической пропано-кислородной смеси при начальном давлении 15 бар. Целью численного исследования являлась сравнительная оценка двух параметров термоимпульсной обработки — времени затухания ударных волн и значений тепловых потоков, действующих в это время на поверхность детали, при переходе от камеры сгорания с оригинальной деталью к камере с эквивалентной деталью. Для подтверждения универсальности предложенного метода внутри камеры помещались детали различного объема, что соответствовало значениям коэффициента загрузки камеры в диапазоне 0,1 – 0,25.

На рисунке 3 представлены графики изменения давления по времени в камерах сгорания с оригинальной и эквивалентной деталями при коэффициенте загрузки камеры равным 0,1. Погрешность определения времени затухания ударных волн при переходе к камере с эквивалентной деталью составляет менее 1 %, поскольку графики в обоих случаях практически совпадают.

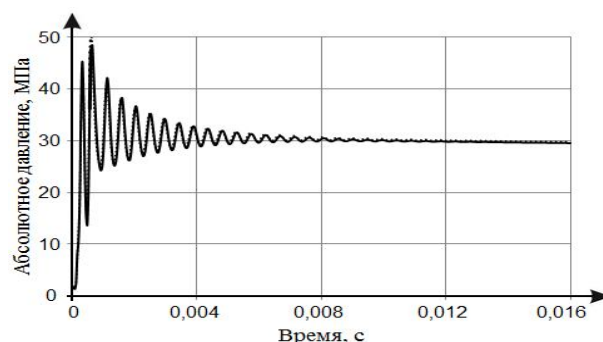


Рис. 3. Изменение давления по времени в рассматриваемых камерах:  
..... — камера с оригинальной деталью,  
—— — камера с эквивалентной деталью

Значимым параметром термоимпульсной обработки являются значения действующих на поверхности деталей тепловых потоков, поскольку они определяют возможности обработки. В стационар-

ном режиме теплообмена и при одинаковых его условиях на всей поверхности тела количество передаваемого тепла в единицу времени прямо пропорционально площади поверхности теплообмена [12]. В случае же реального процесса при переходе от камеры сгорания с оригинальной деталью к камере с эквивалентной деталью значения тепловых потоков с некоторой погрешностью могут быть определены следующим образом:

$$q = q_{\text{экв}} \frac{S_{\text{кам}} + S_{\text{экв}}}{S_{\text{кам}} + S_{\text{д}}},$$

где  $q_{\text{экв}}$  – осредненный по поверхности эквивалентной детали тепловой поток;  $S_{\text{кам}}$ ,  $S_{\text{экв}}$ ,  $S_{\text{д}}$  – суммарные площади поверхностей камеры сгорания, эквивалентной и оригинальной деталей соответственно.

На рисунке 4 изображены графики изменения осредненного по поверхности детали теплового потока по времени для камеры сгорания с оригинальной деталью и пересчитанный по приведенной выше зависимости тепловой поток для камеры с эквивалентной деталью при коэффициенте загрузки камеры равным 0,2. Погрешность при этом составляет менее чем 3,1 %. Следует отметить нелинейный характер изменения величины теплового потока, а также его колебания, связанные с действием ударных волн после детонации газовой смеси.

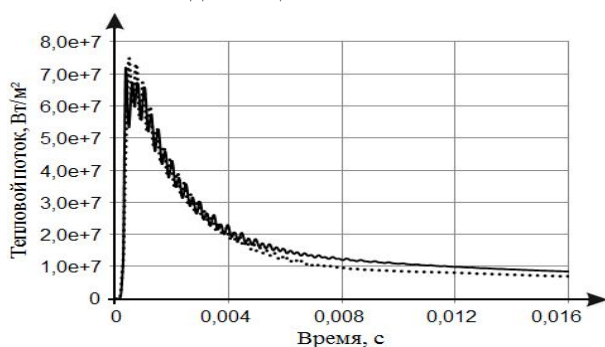


Рис. 4. Изменение осредненного по поверхности детали теплового потока по времени в рассматриваемых камерах:

..... – камера с оригинальной деталью,  
 ——— пересчет по камере с эквивалентной деталью

Поскольку при помощи рассматриваемого способа обработки может производиться очистка различных по форме и размерам деталей, было важным в рамках данной работы оценить влияние коэффициента загрузки камеры сгорания на точность результатов моделирования согласно предложенной методики. Если относительная погрешность определения времени затухания ударных волн меняется незначительно и составляет порядка 1 %, то максимальная погрешность определения значений тепловых потоков составляет 6,8% (рис. 5). Однако ввиду сложности физико-химических процессов, происхо-

дящих при термоимпульсной обработке, данная погрешность считается вполне приемлемой. Поэтому можно утверждать, что предложенная методика может применяться для расчета параметров обработки.

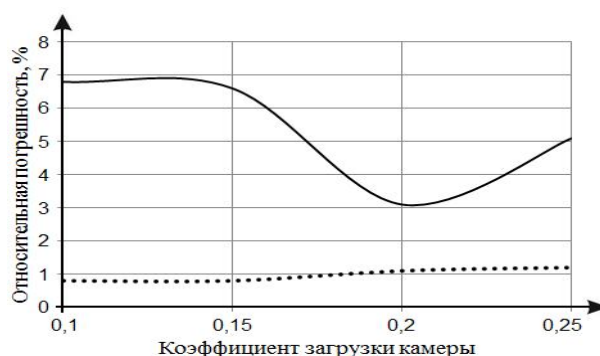


Рис. 5. Влияние коэффициента загрузки камеры на погрешность измеряемой величины:

..... – давление в камере сгорания,  
 ——— тепловой поток, действующий на поверхность детали

Качественная оценка характера зависимости величины теплового потока от начального давления смеси также может быть проведена из следующих соображений. При рассмотрении теплового пограничного слоя для определения коэффициента теплоотдачи может быть использовано следующее выражение [12]:

$$\alpha(T_{\Gamma} - T_{\text{ст}}) = \lambda \frac{\partial T}{\partial n} \approx \lambda \frac{(T_{\Gamma} - T_{\text{ст}})}{\delta},$$

где  $\delta$  – толщина теплового пограничного слоя, которая, в свою очередь, обратно пропорциональна числу квадратному корню из числа Рейнольдса [12]:

$$\delta \sim \frac{1}{\sqrt{\text{Re}}} = \frac{1}{\sqrt{v_{\Gamma} \rho_{\Gamma} / \eta_{\Gamma}}}.$$

Для неизменной геометрии камеры масштаб длины является постоянной величиной. Вязкость продуктов сгорания в рассматриваемом диапазоне давлений и температур изменяется незначительно. Поэтому приближенно можно считать, что для рассматриваемого случая термоимпульсной обработки:

$$\delta \sim \frac{1}{\sqrt{\rho_{\Gamma}}}.$$

В таком случае с учетом зависимости  $\rho_{\Gamma} = p/R_{\Gamma} T_{\Gamma}$ , а также сравнительно слабой зависимости температуры продуктов сгорания от начального давления из данного выражения можно получить следующую оценку:

$$\alpha \sim \sqrt{p}.$$

Коэффициент повышения давления при сгорании газообразных топлив является практически постоянной величиной, что приводит к выводу о зависимости значения осредненного по поверхности

теплового потока от квадратного корня от начального давления [4]:

$$q_p = q_{p0} \sqrt{p/p_0}.$$

Для проверки применимости данного аналитического решения в случае детонационного сгорания топливной смеси сравнивались результаты моделирования данного процесса при начальном давлении в камере 15 бар со значениями, полученными при пересчете значений теплового потока по приведенной зависимости. Пересчет проводился с результатов моделирования процесса термоимпульсной обработки с начальным давлением в камере 12,5 бар.

Графики, представленные на рисунке 6, наглядно иллюстрируют пригодность данного вывода. Согласно полученным результатам зависимость изменения осредненного по поверхности детали теплового потока, действующего в период затухания ударных волн, описывается при помощи данного выражения с погрешностью не более 4,5 %, что делает его пригодным для расчета данного параметра термоимпульсной обработки.

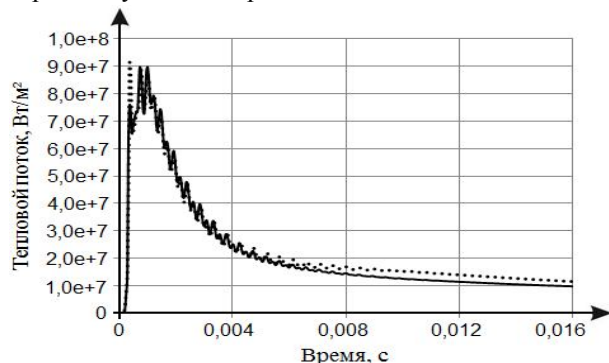


Рис. 6. Сравнение результатов численного и аналитического расчетов осредненного по поверхности детали теплового потока:  
..... — результаты моделирования,  
—— — результаты аналитического расчета

В конечном счете, значения тепловых потоков при термоимпульсной обработке для необходимого показателя начального давления в камере сгорания могут быть получены при помощи аналитического расчета с использованием данных численного моделирования для эквивалентной детали при заданном коэффициенте загрузки камеры по следующей зависимости:

$$q_p = q_{э\text{кв}} p_0 \sqrt{p/p_0} \frac{S_{\text{кам}} + S_{\text{э\text{кв}}}}{S_{\text{кам}} + S_{\text{д}}}.$$

Разница значений теплового потока при смене материала детали, связанная с изменением показателя теплопроводности, является несущественной, что делает данную методику еще более универсальной.

## Выводы

1. На основании анализа численных результатов исследований процессов горения и теплообмена для задач моделирования процессов термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями обосновано использование модели скорости горения с применением подробного механизма реакций и SST модели турбулентности.

2. Предложен подход, позволяющий рассчитывать такие основные параметры термоимпульсной обработки, как время затухания ударных волн и тепловые потоки, действующие на обрабатываемые детали. Данный подход имеет высокую точность и при этом значительно сокращает машинные и временные затраты.

3. Для расчета тепловых потоков в случае термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями предложен подход, основанный на моделировании теплообмена в камере сгорания с эквивалентной деталью для базового значения давления топливной смеси с возможностью пересчета для смесей с другими показателями начального давления при обработке деталей произвольной геометрической формы.

## Литература

1. Современное состояние и перспективы развития технологий финишной отделки прецизионных деталей летательных аппаратов [Текст] / С. И. Планковский, А. В. Лосев, О. В. Шипуль, О. С. Борисова // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2010. — № 2 (69). — С. 39–46.
2. Лосев, А. В. Повышение эффективности зачистки деталей пневматических и гидротопливных систем при использовании термоимпульсного метода [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.02.08 ; защищена 14.05.1995 ; утв. 07.10.1995 / Лосев Алексей Васильевич. — Х., 1995. — 210 с.
3. Жданов, А. А. Термоимпульсные технологии очистки поверхностей деталей агрегатов авиационных двигателей [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.07.04 ; защищена 25.01.2003 ; утв. 12.03.2003 / Жданов Александр Андреевич. — Х., 2003. — 120 с.
4. Расчет тепловых потоков при термоимпульсной обработке с форкамерно-факельным поджогом [текст] / О. В. Шипуль, Е. В. Цегельник, В. Л. Малащенко, С. А. Красовский // *Открытые информационные и компьютерные технологии : сб. научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. — 2013. — Вып. 62. — С. 89–97.
5. Vieser, W. Heat transfer predictions using advanced two-equation turbulence models [Text] / W. Vieser, T. Esch, F. Menter // *CFX Validation Report № CFX-VAL10/0602*. — 2002. — 73 p.
6. Влияние выбора моделей горения и механизмов реакций на достоверность прогнозирования перехода горения в детонацию [текст] / О. В. Шипуль, Д. А. Брега, А. А. Болоховец, Е. С. Палазюк //

Открытые информационные и компьютерные технологии : сб. научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2013. – Вып. 63. – С. 160–169.

7. Моделирование теплообмена при затухании ударных волн в замкнутой камере [Текст] / С. И. Планковский, О. В. Шипуль, О. В. Трифонов, Е. С. Палазюк, В. Л. Малащенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 1 (108). – С. 104–109.

8. Launder, B. E. The numerical computation of turbulent flows [Text] / B. E. Launder, D. B. Spalding // *Comp. Meth. Appl. Mech. Eng.* – 1974. – № 3. – P. 269–289.

9. Kader, B. A. Temperature and concentration profiles in fully turbulent boundary layers [Text] /

B. A. Kader // *Int. J. of Heat and Mass Transfer*. – 1981. – № 24(9). – P. 1541–1544.

10. Menter, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [Text] / F. R. Menter // *AIAA-Journal*. – 1994. – № 32(8). – P. 269–289.

11. Трифонов, О. В. Метод назначения режимов термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями в интегрированных CAD/CAE-системах [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.03.07 ; защищена 20.09.2013 ; утв. 21.11.2013 / Трифонов Олег Валерьевич. – Х., 2013. – 152 с.

12. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст] / В. С. Авдеевский, Б. М. Галицкий, Г. А. Глебов и др. – М. : Машиностроение, 1992. – 528 с.

Поступила в редакцию 1.09.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

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

## МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ТЕПЛОВИХ ПОТОКІВ ПРИ ТЕРМОІМПУЛЬСНІЙ ОБРОБЦІ ДЕТОНУЮЧИМИ ГАЗОВИМИ СУМІШАМИ

**С. І. Планковський, О. В. Шипуль, Є. С. Палазюк, С. О. Красовський**

Запропоновано методику розрахунку теплових потоків при термоімпульсній обробці детонуючими газовими сумішами. Для моделювання процесу теплообміну між продуктами згоряння і деталями, розташованими в камері, використано модель швидкості горіння із застосуванням докладного механізму реакцій та SST модель турбулентності. Для зменшення обчислювальних витрат запропоновано використовувати моделювання згоряння з урахуванням теплообміну для камери з еквівалентною деталлю простої форми. Показано, що використання такого підходу дозволяє розраховувати час затухання ударних хвиль і осереднені теплові потоки для довільного тиску суміші і геометричної форми деталі за результатами моделювання для базового тиску суміші в еквівалентній камері. В ході численних експериментів підтверджено, що запропонована методика має достатню точність для застосування при розрахунку режимів термоімпульсної обробки.

**Ключові слова:** термоімпульсна обробка, математичне моделювання, тепловий потік, затухання ударних хвиль, еквівалентна деталь.

## CALCULATION METHOD OF THE HEAT FLUXES DURING THERMAL-PULSE TREATMENT BY DETONATING GASEOUS MIXTURES

**S. I. Plankovskyy, O. V. Shypul, E. S. Palaziuk, S. O. Krasovskyy**

Calculation method of the heat fluxes during thermal-pulse treatment by detonating gaseous mixtures is offered. For heat transfer simulation between the combustion products and parts, located in the chamber, the burning velocity model with detailed mechanism of reactions and the SST turbulence model are using. To reduce computational costs combustion modeling considering heat exchange for the chamber with equivalent part with simple shape is proposed to use. It is shown that using this approach allows calculating the time of the shock waves damping and averaged heat fluxes for arbitrary pressure of the mixture and geometric shape of the part by the results of simulation for base pressure of the mixture in the equivalent camera. Numerical experiments are confirmed that proposed method has a sufficient accuracy for using in the calculation of thermal-pulse treatment modes.

**Keywords:** thermal-pulse treatment, mathematical simulation, heat flux, shock waves damping, equivalent part.

**Планковский Сергей Игоревич** – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: s.plank@khai.edu.

**Шипуль Ольга Владимировна** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: o.shipul@khai.edu.

**Палазюк Евгений Сергеевич** – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: e.palaz@mail.ru.

**Красовский Сергей Александрович** – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: everlast.s@mail.ru.

УДК 621.865.6

Г. И. КОСТЮК<sup>1</sup>, Е. В. МИРГОРОДСКАЯ<sup>1</sup>, О. О. БРУЯКА<sup>2</sup><sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*<sup>2</sup> *Автомобильно-дорожный институт при ДонНТУ, Горловка*

## МИКРОТВЕРДОСТЬ НАНО- И СУБМИКРОСТРУКТУР В ПОКРЫТИИ НА РЕЖУЩИХ ИНСТРУМЕНТАХ ИЗ ТВЕРДЫХ СПЛАВОВ

*Приведены результаты исследования взаимосвязи микротвердости покрытия  $0,18 \text{ HfN} + 0,82 \text{ ZrN}$  на режущих инструментах из твердых сплавов ВК8, Т15К6, МС221 и Сандвик Коромант и размером зерна (измерялся РЭМ-106). Показано, что рост размера зерна приводит к снижению микротвердости, а для двухслойного покрытия  $\text{Al}_2\text{O}_3 + (0,18 \text{ HfN} + 0,82 \text{ ZrN})$  микротвердость практически не зависит от размера зерна для наноструктурного покрытия, а снижение ее величины связано с наличием первого слоя из  $\text{Al}_2\text{O}_3$ , имеющего низкую микротвердость. Переход от наноструктурного покрытия к субмикроструктурному приводит к существенному уменьшению микротвердости.*

**Ключевые слова:** микротвердость, наноструктуры, режущий инструмент, твердый сплав, покрытие, субмикроструктура.

### Введение

Широкое применение наноструктур и нанопокровов в авиастроении может существенно улучшить служебные характеристики деталей и режущего инструмента (РИ), но необоснованное применение наноструктур и нанопокровов может загубить саму идею их использования. Все это говорит о необходимости исследования влияния наноструктур в покрытиях и основном материале детали или РИ на их физико-механические характеристики и работоспособность.

Поэтому данная работа посвящена исследованию влияния размера зерна на микротвердость РИ из твердых сплавов ВК8, МС221, Т15К6 и Сандвик Коромант с однослойным и многослойным покрытием и без покрытия, является важной и актуальной для применения покрытий с наноструктурами в авиастроении, двигателестроении и агрегатостроении.

Работа выполнялась в рамках госбюджетных тем, финансируемых Министерством образования и науки Украины: «Создание физико-технических основ повышения качества материалов аэрокосмических конструкций» и «Разработка технологических основ интегрирования технологий плазменной обработки деталей аэрокосмической техники», «Концепция создания наноструктур, нано и традиционных покрытий с учетом влияния адгезии на эффективность и работоспособность деталей авиационной техники, авиационных двигателей и РИ», хозяйственных работ и договоров о сотрудничестве.

### 1. Постановка задачи

В настоящее время есть значительное число экспериментальных работ по изучению наноструктур, результаты их обобщения представлены в монографиях [1...10], но оригинальных работ по применению наноструктурных покрытий для упрочнения режущего инструмента очень мало и в монографиях этим вопросам уделено незначительное место, в лучшем случае несколько страниц [8], а в основном только декларируется возможность применения наноструктур для повышения работоспособности РИ [9].

Целью данной работы является выявление возможностей реализации нанесения наноструктурного покрытия  $\text{Al}_2\text{O}_3 + 0,2 \text{ HfN} + 0,8 \text{ ZrN}$  на режущий инструмент из твердых сплавов, что позволит при наличии наноструктур существенно повысить его износостойкость и снимаемый объем материала за период стойкости.

### 2. Оборудование и методы исследования

Нанесение покрытий осуществилось на установке Булат-6 модернизированной для нанесения равномерных покрытий, размер зерна в покрытии и в основном материале режущего инструмента определялся с помощью растрового электронного микроскопа РЭМ-106, а микротвердость – прибором ПМТ-3.

### 3. Микротвердость и размер зерна в однослойном покрытии 0,2 HfN + 0,8 ZrN и в двухслойном покрытии $\text{Al}_2\text{O}_3$ + 0,2 HfN + 0,8 ZrN на РИ из твердых сплавов ВК8, Т15К6, МС221 и Сандвик Коромант

Микротвердость режущих и твердых сплавов с покрытием 0,2 HfN + 0,8 ZrN измерялась на микротвердомере ПМТ-3 и выбиралось среднее значение из 5-ти измерений.

Размер зерна измерялся на электронном микроскопе РЭМ-106 для покрытий 0,2 HfN + 0,8 ZrN на пластинах из твердого сплава ВК-8 (производства СССР) (рис. 1, 1), Сандвик Коромант (пластина Н13) (рис. 1, 2) и Сандвик Коромант с двухслойным покрытием  $\text{Al}_2\text{O}_3$  (слой на передней поверхности) и 0,2 HfN + 0,8 ZrN (слой непосредственно на пластине на передних поверхностях и на боковых поверхностях – задняя поверхность РИ) (рис. 1, 3).



Рис. 1. Внешний вид пластин: 1 – из ВК8, 2 – Сандвик Коромант (Н13) и покрытие 0,2 HfN + 0,8 ZrN, 3 – Сандвик Коромант с двухслойным покрытием  $\text{Al}_2\text{O}_3$  + 0,2 HfN + 0,8 ZrN

Также исследовались пластины из твердого сплава МС221 (производства России) с покрытиями 0,2 HfN + 0,8 ZrN и Сандвик Коромант (Н13) с покрытием и без покрытия.

На рисунках 2 – 6 представлены наиболее характерные участки поверхности покрытий на режущем инструменте, где даны размеры характерных зерен для каждого типа покрытий. Видно, что минимальные размеры зерна реализуются на двухслойном покрытии  $\text{Al}_2\text{O}_3$  + 0,2 HfN + 0,8 ZrN (33...63 нм) (рис. 2).

Относительно невысокие размеры зерна в покрытии 0,2 HfN + 0,8 ZrN реализуются на пластинах из твердого сплава ВК-8, они имеют значения в диапазоне 84...119 нм, т.е. реализуются как наноструктуры ( $\alpha \leq 100$  нм) так и субмикроструктуры в диапазоне размеров зерна от 100 до 119 нм (рис. 3, а, б).

Фотография в зоне излома покрытия 0,2 HfN + 0,8 ZrN дает возможность оценить его

толщину, которая в зоне изнашивания покрытия составляет  $\approx 1$ –2 мкм, тогда как в зоне не подтвержденной интенсивному износу она близка к первоначальному, порядка 10 мкм (рис. 3, в).

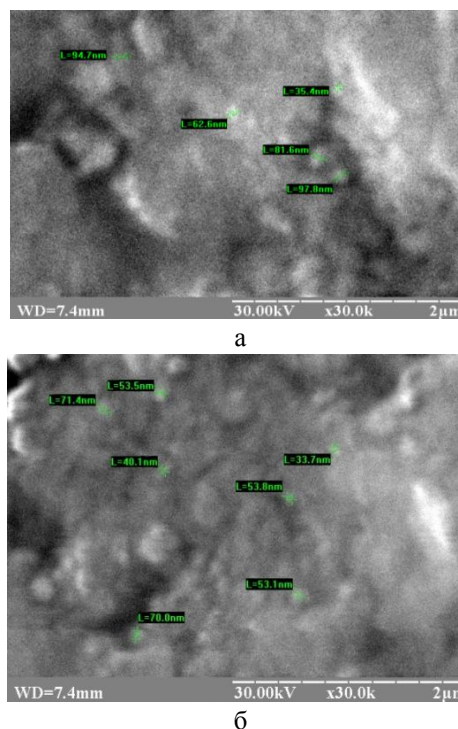


Рис. 2. Микрофотография поверхности покрытия  $\text{Al}_2\text{O}_3$  + 0,2 HfN + 0,8 ZrN на твердом сплаве Сандвик Коромант получены на электронном микроскопе (для снижения влияния заряда на  $\text{Al}_2\text{O}_3$  использовалось покрытие Cu) для различных зон передней поверхности: а – вблизи вершины, б – в средней части передней поверхности пластины

Для пластин из твердого сплава Сандвик Коромант (Н13) с покрытием 0,2 HfN + 0,8 ZrN реализуются размеры зерна от 84 до 200 нм, где размер зерна субмикроструктур от 100 до 200 нм, но есть значительное число нанокластеров с размером зерна от 84 до 100 нм (рис. 4).

Фотографии покрытия на твердом сплаве МС221 представлены на рис. 5. Видно, что реализуются размеры зерна от 36,5 до 105 нм, причем зерен с размером 100–105 нм очень мало, практически преобладают зерна с размерами 36–58 нм, т.е. практически все покрытие является наноструктурным.

Фотографии твердого сплава Сандвик Коромант (Н13) без покрытия представлены на рис. 6. Видно, что размеры зерна лежат в пределах от 35,6 до 115 нм, причем значительное число зерен лежит в диапазоне от 40 до 88 нм, т.е. реализуются наноструктуры в достаточно большой части объема пластины.

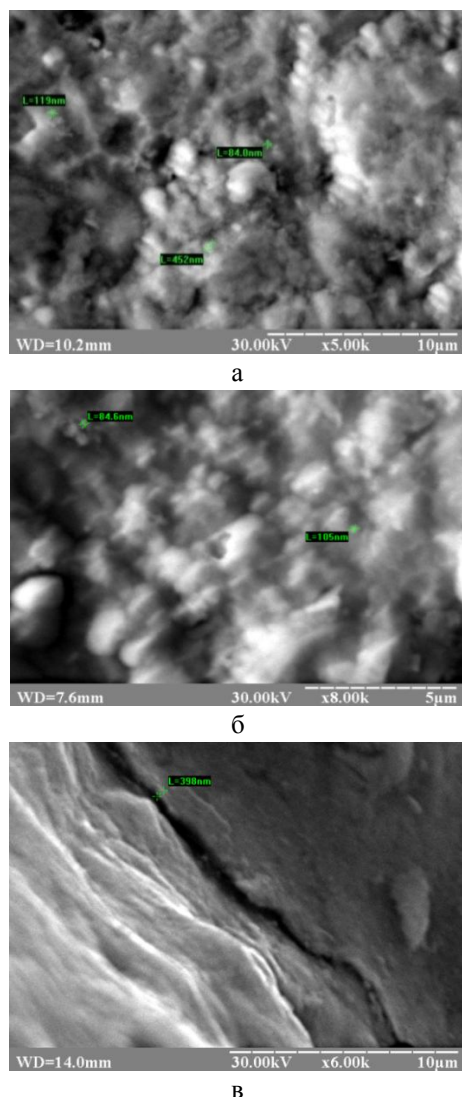


Рис. 3. Микрофотографии пластины с покрытием 0,2 HfN + 0,8 ZrN на BK8:

а – вблизи вершины, б – в средней части пластины, в – вблизи от зоны излома покрытия

Все, выше изложенное, говорит о том, что не только в покрытии, но и в основном материале режущих инструментов реально получать наноструктуры.

Зависимость микротвердости этих пластин с покрытиями от размера зерна представлена на рис. 7, где наблюдается снижение микротвердости с ростом размера зерна. Наибольшая микротвердость реализуется для пластин ВК-8 (производство СССР), но в тоже время для него реализуется и самый быстрый спад микротвердости до величины 14,67 ГПа ( $\alpha = 119$  нм), тогда как для Сандвик Коромант с покрытием 0,2 HfN + 0,8 ZrN такого снижения достигаем практически до того же значения (14 ГПа), при размере зерна 200 нм. Для пластин Сандвик Коромант с двуслойным покрытием  $\text{Al}_2\text{O}_3$  и 0,2 HfN + 0,8 ZrN микротвердость колеблется в небольших пределах 16,08–17,14 ГПа размер зерна

меняется в пределах 33,7–63,8 нм, т.е. практически всегда реализуются наноструктуры.

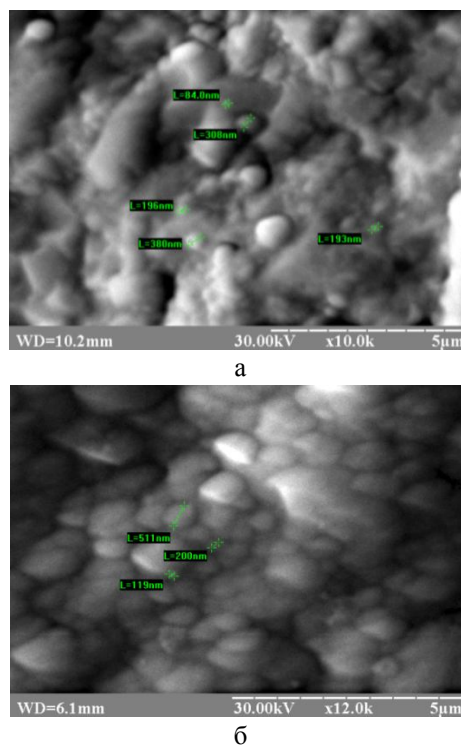


Рис. 4. Микрофотография пластины из Сандвик Коромант с покрытием 0,2 HfN + 0,8 ZrN: а – вблизи вершины; б – в средней части пластины на передней поверхности

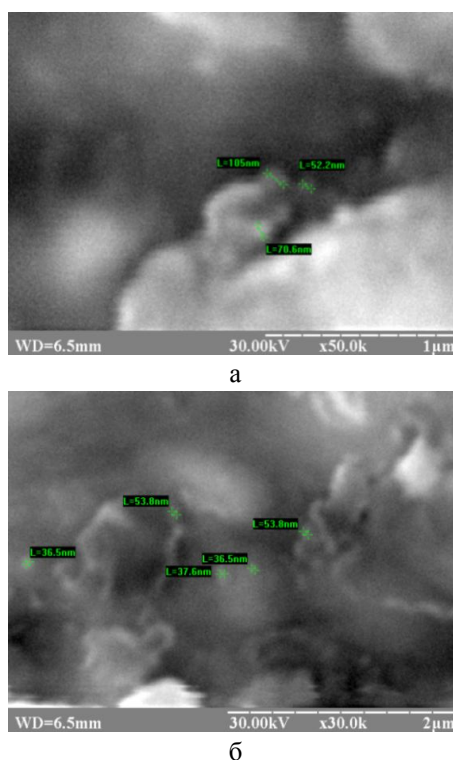
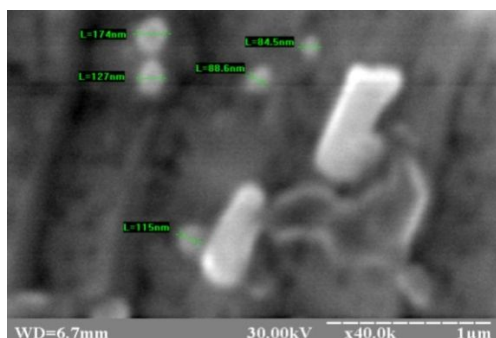
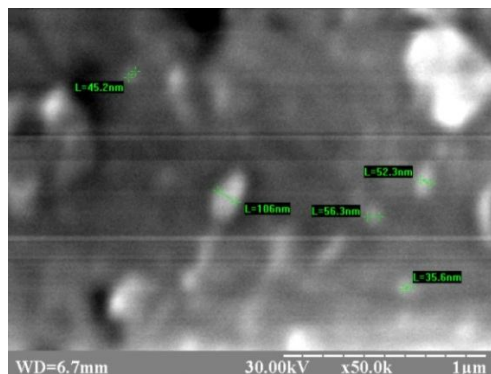


Рис. 5. Микрофотография покрытия 0,2 HfN + 0,8 ZrN на твердом сплаве MC221



а



б

Рис. 6. Микрофотография твердого сплава Сандвик Коромант (H13) без покрытия

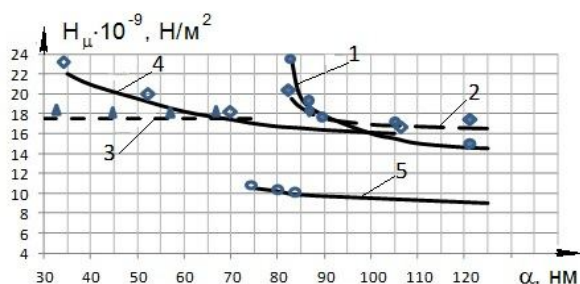


Рис. 7. Зависимость микротвердости от размера зерна для покрытия:

- 1 – 0,2 HfN + 0,8 ZrN на BK8; 2 – на Сандвик Коромант (пластин H13); 3 – для двуслойного покрытия  $Al_2O_3 + 0,2 HfN + 0,8 ZrN$  на Сандвик Коромант; 4 – покрытия 0,2 HfN + 0,8 ZrN на MC221; 5 – для Сандвик Коромант без покрытия (H13)

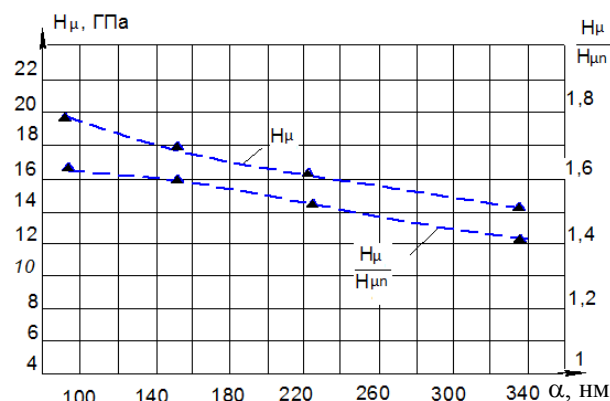
Для режущего инструмента из MC221 с покрытием микротвердость составляет 22,28 ГПа для зерна размером порядка 36 нм с ростом его размера микротвердость снижается и при размере зерна 105 нм становится равной 16,08 ГПа (рис. 7, кривая 5).

Микротвердость относительно слабо меняется от размера зерна для пластин Сандвик Коромант без покрытия (рис. 7). Видно, что изменение размера зерна от 36 до 176 нм приводит к снижению микротвердости от 10,42 до 8,9 ГПа.

Также небольшое изменение микротвердости в

твердом сплаве Сандвик Коромант говорит о достаточно высокой изотропности структуры, а значит и качественной технологии изготовления пластины (рис. 7, кривая 5).

Для покрытия 0,18HfN+0,82ZrN на T15K6 аналогичные зависимости микротвердости от размера зерна представлены на рис. 8 (размер зерна рассматривался как среднестатистический, измеренный на РЭМ-106, а микротвердость измерялась на приборе ПМТ-3).

Рис. 8. Зависимость микротвердости T15K6 с покрытием 0,18 HfN + 0,82 ZrN –  $H_{\mu n}$  и относительной микротвердости от размера зерна –  $\alpha$ , нм

Видно, что с ростом размера зерна микротвердость покрытия снижается, но все равно остается большей, чем каждого из нитридов гафния и циркония. В связи с тем, что наноструктуры реализуются в одном режиме, при энергии ионов 110 эВ (рис. 9), то очевидно ожидать достаточно эффективной работы РИ из T15K6 не представляется возможным.

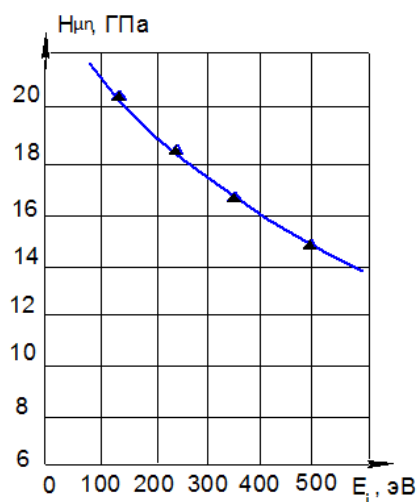


Рис. 9. Зависимость микротвердости от энергии ионов

Относительное изменение микротвердости (РИ с покрытием по отношению к РИ без покрытия) от

размера зерна представлено на рис. 8. Видно, что максимальное повышение микротвердости реализуется в случае наноструктурного покрытия.

Все это подтверждает тезис, что наноструктуры существенно повышают микротвердость.

Выше изложенное говорит о том, что для эффективного применения покрытий необходимо условие – размер зерна в покрытии должен быть меньше, чем в основном материале РИ и предпочтительно, чтобы реализовывались наноструктуры.

### Заключение

1. Обнаружено снижение микротвердости с ростом размера зерна для ВК8, Сандвик Коромант, MC221 с покрытием 0,2 HfN + 0,8 ZrN.

2. Микротвердость Сандвик Коромант с двухслойным покрытием  $Al_2O_3 + (0,2 \text{ HfN} + 0,8 \text{ ZrN})$  изменяется незначительно, (в связи с тем, что реализуются практически всегда наноструктуры) с ростом зерна (33,7...63,8 нм,  $H_c=16,08...17,14$  ГПа).

3. Микротвердость T15K6 с покрытием 0,2 HfN + 0,8 ZrN ниже, чем у остальных твердых сплавов с тем же покрытием, что связано с существенно большим размером зерна, которое от наноструктурного при  $E_i = 110$  эВ переходит в субмикроструктурное при  $E_i = 250...500$  эВ.

4. Критерием эффективного применения покрытия будет условие: размер зерна в покрытии должен быть меньше, чем в основном материале РИ.

5. Показана наиболее эффективная работа покрытий с наноструктурами.

### Литература

1. Костюк, Г. И. Нанотехнологии: выбор технологических параметров и установок, производительность обработки, физико-механические характеристики наноструктур [Текст] : моногр. / Г. И. Костюк. – К. : Изд. центр Междунар. академии наук и инновац. технологий, 2014. – 472 с.
2. Костюк, Г. И. Нанотехнологии: теория, эксперимент, техника, перспективы [Текст] : моногр. / Г. И. Костюк. – К. : Изд. центр Междунар. академии наук и инновац. технологий, 2012. – 648 с.
3. Костюк, Г. И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий [Текст] : в 2 кн. / Г. И. Костюк. – К. : Изд-во АИНУ, 2002. – 1030 с.
4. Костюк, Г. И. Наноструктуры и нанопокртытия: перспективы и реальность [Текст] : учеб. пособие / Г. И. Костюк. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2009. – 406 с.
5. Костюк, Г. И. Эффективные покрытия и модифицированные упрочненные слои на режущих инструментах [Текст] : моногр.- справ. / Г. И. Ко-

стюк. – К. : Изд. центр Междунар. академии наук и инновац. технологий, 2012. – 728 с.

6. Костюк, Г. И. Научные основы создания современных технологий [Текст] : учеб. пособие / Г. И. Костюк. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2008. – 552 с.

7. Костюк, Г. И. Эффективный режущий инструмент с покрытием и упрочненным слоем [Текст] : моногр.- справ. / Г. И. Костюк. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 633 с.

8. Костюк, Г. И. Эффективный режущий инструмент с покрытием и упрочненным слоем [Текст] : справ. / Г. И. Костюк. – К. : Вид-во АИНУ, 2003. – 412 с.

9. Костюк, Г. И. Физико-технические основы роботизированного производства [Текст] : учеб. пособие / Г. И. Костюк. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 614 с.

10. Гречихин, Л. И. Физика наночастиц и нанотехнологий [Текст] / Л. И. Гречихин. – М. : УП «Технопринт», 2004. – 397 с.

11. Аксенов, И. И. Вакуумная дуга в эрозионных источниках плазмы [Текст] / И. И. Аксенов. – Х. : Изд-во НИИ «ХФТИ», 2005. – 211 с.

12. Гусев, А. И. Нанокристаллические материалы: методы получения и свойства [Текст] / А. И. Гусев. – Екатеринбург : Изд-во РАН, Уральское отд-ние, 1998. – 302 с.

13. Гусев, А. И. Наноматериалы наноструктуры, нанотехнологии [Текст] / А. И. Гусев. – М. : Физматлит, 2005. – 416 с.

14. Решетняк, Е. Н. Синтез упрочняющих наноструктурных покрытий [Текст] / Е. Н. Решетняк, А. И. Стрельницкий // Вопросы атомной науки и техники. – 2008. – № 2. – С. 119 – 130.

15. Андриевский, Р. А. Наноматериалы: концепция и современные проблемы [Текст] / Р. А. Андриевский // Физика металлов и металловедение. – 2003. – Т. 91, № 1. – С. 50 – 56.

16. Состав, структура и свойства наноструктурных пленок боридов тантала [Текст] / А. А. Гончаров, П. И. Игнатенко, В. В. Петухов и др. // ЖТФ. – 2006. – Т. 76, вып. 10. – С. 17 – 25.

17. Костюк, Г. И. Оценка объема нанокластера и глубин его залегания в алюминиевом сплаве при действии ионов различных энергий [Текст] / Г. И. Костюк, Т. А. Постельник, А. Н. Костюк // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 64. – Х., 2014. – С. 129 – 141.

18. Костюк, Г. И. Исследование влияния размера зерна в покрытии на микротвердость, снимаемый объем материала за период стойкости и стойкость РИ при точении специального чугуна [Текст] / Г. И. Костюк, А. А. Шматко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 64. – Х., 2014. – С. 142 – 151.

Поступила в редакцию 24.10.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

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

### **МІКРОТВЕРДІСТЬ НАНО- ТА СУБМІКРОСТРУКТУР В ПОКРИТТІ НА РІЗУЧИХ ІНСТРУМЕНТАХ З ТВЕРДИХ СПЛАВІВ**

**Г. І. Костюк, К. В. Миргородська, О. О. Бруяка**

Наведено результати дослідження взаємозв'язку мікротвердості покриття  $0,18 \text{ HfN} + 0,82 \text{ ZrN}$  на різучих інструментах з твердих сплавів VK8, T15K6, MC221 і Сандвик Коромант і розміром зерна (вимірювався REM-106). Показано, що зростання розміру зерна призводить до зниження мікротвердості, а для двошарового покриття  $\text{Al}_2\text{O}_3 + (0,18 \text{ HfN} + 0,82 \text{ ZrN})$  мікротвердість практично не залежить від розміру зерна для наноструктурного покриття, а зниження її величини пов'язано з наявністю першого шару з  $\text{Al}_2\text{O}_3$ , що має низьку мікротвердість. Перехід від наноструктурного покриття до субмікроструктурного призводить до суттєвого зменшення мікротвердості.

**Ключові слова:** мікротвердість, наноструктури, різучий інструмент, твердий сплав, покриття, субмікроструктура.

### **MICROHARDNESS NANO AND SUBMICROSTRUCTURE IN COATINGS ON SOLID CARBIDE CUTTING TOOL**

**G. I. Kostyuk, E. V. Mirgorodskaya, O. O. Bruyaka**

The results of studies on the relationship coating microhardness  $0,18 \text{ HfN} + 0,82 \text{ ZrN}$  on cutting tools with carbide VK8, T15K6, MS221 and Sandvik Koromant and grain size (measured by REM-106). It was shown that growth of grain size leads to a reduction of microhardness, and for two-layer coating  $\text{Al}_2\text{O}_3 + (0,18 \text{ HfN} + 0,82 \text{ ZrN})$  the microhardness is practically independent of time, to measure the grain nanostructured coating and decrease its value associated with the presence of the first layer  $\text{Al}_2\text{O}_3$  having a lowest microhardness. Transition from a nanostructured coating to submicrostructure loosed leads to a substantial decrease in microhardness.

**Keywords:** microhardness, nanostructures, cutting tools, tungsten carbide coating, submicrostructure.

**Костюк Геннадий Игоревич** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: g.kostyuk206@mail.ru.

**Миргородская Екатерина Викторовна** – аспирант каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина.

**Бруяка Ольга Олеговна** – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. физики, Автомобильно-дорожный институт при Донецком национальном техническом университете, г. Горловка, Украина.

УДК 669.187.58

**А. В. ИСАКОВ, В. П. КОЛЕСНИК, А. М. ОХРИМОВСКИЙ,  
Н. П. СТЕПАНУШКИН, А. А. ТАРАН***Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ В АНОМАЛЬНОМ ТЛЕЮЩЕМ  
РАЗРЯДЕ В СКРЕЩЕННЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКОМ И МАГНИТНОМ ПОЛЯХ**

*Проведено измерение распределений потенциала плазмы, температуры и концентрации электронов в технологическом генераторе плазмы зондовым методом. Основные параметры плазмы определены также с помощью жидкостной модели. Получено количественное и качественное соответствие расчетных данных с экспериментальными в пределах погрешности зондового метода измерений. Проведено сравнение экспериментально измеренного распределения плотности тока по длине катода-мишени с расчетным. Показана возможность использования жидкостной модели для проведения количественного и качественного определения профиля зоны эрозии катода-мишени.*

**Ключевые слова:** жидкостная модель, аномальный тлеющий разряд, зондовый метод, локальные параметры плазмы, технологический генератор плазмы.

**Введение**

Газовые разряды в скрещенных электрических и магнитных полях широко используются в технологии получения тонких пленок. Нанесение защитных покрытий на детали машин и устройств аэрокосмической техники позволяет увеличить их ресурс. Для нанесения покрытий в вакууме без магнитного поля используются такие системы как диодная и триодная. Однако эти системы не позволяют получать покрытия с высокой скоростью осаждения. Более высокие плотности плазмы в разрядном промежутке и, соответственно, более высокие плотности тока на катоды-мишени позволяют получать методы с использованием скрещенных электрических и магнитных полей.

При использовании разрядов в скрещенных электрическом и магнитном полях с большим количеством электродов сложно учесть все особенности движения заряженных частиц в этих полях. Поэтому необходима разработка таких численных моделей, которые бы в течение приемлемого времени расчета позволяли определить все основные параметры исследуемого процесса.

В работе [1] предложена жидкостная модель, которая позволяет определять распределения потенциала плазмы, концентрации и температуры электронов в разрядном промежутке, а также определять распределение плотности ионного тока по длине катода-мишени технологического генератора плазмы.

**Постановка задачи исследования**

Методы диагностики плазмы можно разделить на контактные и бесконтактные. Бесконтактные ме-

тоды позволяют определять осредненные параметры плазмы во всем объеме разряда. Контактные методы диагностики параметров плазмы позволяют определять параметры плазмы в конкретном месте разрядного промежутка. Наиболее эффективным методом диагностики локальных параметров плазмы в скрещенных электрическом и магнитном полях является зондовый метод диагностики [2, 3].

Определение плотности тока по длине катода-мишени возможно двумя способами: с использованием ленгмюровского зонда и с использованием катода-мишени с расположенными на нем плоскими зондами. Наиболее эффективным способом является использование катода-мишени с расположенными на нем плоскими зондами. Это связано не только со сложностью измерений ленгмюровским зондом вблизи катода-мишени, но и с расположением ленгмюровского зонда относительно магнитного поля (диффузия электронов вдоль силовых линий магнитного поля ниже, чем поперек силовых линий).

**Определение локальных характеристик  
плазмы в разрядном промежутке  
и распределения плотности тока  
по длине катода мишени**

Для измерения потенциала плазмы, концентрации и температуры электронов использовались стандартные зонды Ленгмюра [4 – 6]. К зонду предъявляются жесткие требования: с одной стороны, он не должен вносить возмущения в плазму, с другой стороны – не должен разрушаться под действием плазмы.

Одним из основных ограничений зондового метода при использовании стандартной методики

обработки данных являются высокие значения приложенного магнитного поля [2]. Поэтому радиус зонда выбирают из следующих условий: ларморовский радиус электрона должен быть больше радиуса зонда, а дебаевский радиус экранирования электрона – меньше радиуса зонда.

Зонд – керамическая трубка из керамики 22ХС диаметром 5 и длиной от 50 до 300 мм, во внутреннее отверстие которой, диаметром 3 мм, устанавливалась проволока из сплава ВР5 диаметром 1 мм, которая выступала на 10 мм. Вольфраморенивая проволока центрировалась в керамической трубке с помощью установочных втулок из керамики 22ХС.

На зонд от источника питания ТВ-3 подавалось постоянное напряжение относительно заземленной вакуумной камеры. Потенциал зонда и ток в его цепи регистрировались датчиком напряжения, выполненном на основе датчика 91SS12-2, и датчиком тока CSLA1CD. Показания датчиков записывались на жесткий диск персонального компьютера при помощи программируемого логического контроллера К201.

Величины концентраций заряженных частиц определялись по ионной части вольт-амперной характеристики (ВАХ) одиночного зонда, так как ионная компонента плазмы более инертная и соответственно менее подвержена влиянию магнитного поля, чем электронная компонента плазмы (см. рис. 1). В нашем случае плазма в разрядном промежутке квазинейтральна, что видно из незначительного изменения потенциала плазмы в разрядном промежутке, рассмотренного далее.

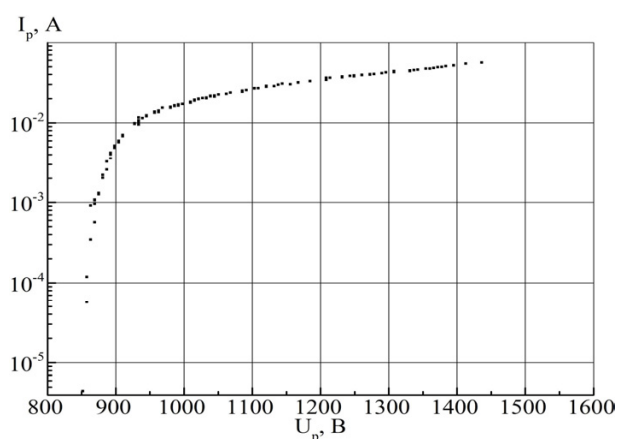


Рис. 1. ВАХ одиночного цилиндрического зонда для технологического генератора с радиальными потоками плазмы

На рисунке 1 представлена ВАХ одиночного зонда, на которой виден достаточно протяженный прямолинейный участок. Наличие прямолинейного участка на ВАХ свидетельствует о максвелловском распределении электронов по энергиям [7].

В качестве электрода (1) для измерения плот-

ности тока использовался катод-мишень, изготовленный из титанового сплава ВТ1-0 (см. рис. 2). На поверхности электрода (1) располагались дисковые зонды (2) диаметром 7 мм из того же сплава титана, толщиной 0,5 мм, которые были изолированы от электрода (1). Дисковые зонды (2) и электрод (1) находились под одним потенциалом  $\varphi = 0$ .

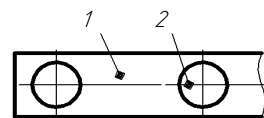


Рис. 2. Схема электрода для измерения плотности тока: 1 – плоский электрод, 2 – дисковый зонд

## Результаты исследований

Измерения по определению параметров плазмы в технологическом генераторе проводились при давлении технологического газа аргона  $p = 0,2$  Па. Напряжение разряда между анодом и катодом  $U_d = 900$  В. Величина магнитной индукции на плоскости симметрии  $B = 0,02 \dots 0,15$  Тл.

Измерения были проведены в четырех плоскостях: на плоскости симметрии ( $h = 0$ ) (см. рис. 3 а, б) и на расстояниях  $z = 0,25 h$  (см. рис. 3 в, г),  $z = 0,5 h$  (см. рис. 3 д, е),  $z = 0,75 h$  (см. рис. 4), где  $2h$  – высота разрядного промежутка. Плоскость симметрии – срединная плоскость технологического генератора плазмы.

Для определения расчетных распределений параметров плазмы в разрядном промежутке и плотности тока по длине катода-мишени, использовалась жидкостная модель со следующими начальными условиями: температура технологического газа  $T = 300$  К; подвижность электронов при отсутствии магнитного поля  $\mu_{DC} = 8,1 \cdot 10^4 \text{ м}^2/(\text{В} \cdot \text{с})$  [8]. Функция распределения электронов по энергиям – максвелловская. Для расчетов принято, что начальная концентрация электронов и ионов  $n_e = n_i = 10^{11} \text{ м}^{-3}$ , начальная энергия электронов  $w = 2$  эВ и начальная молярная концентрация возбужденных атомов аргона  $c_{Ar^*} = 10^{-6} \text{ моль}^{-1}$ .

В работе [1] приведены уравнения, описывающие граничные условия для плотности потока электронов, плотности потока энергии электронов и плотности потока тяжелых частиц (нейтральный атом аргона, возбужденный атом аргона, ион аргона).

В таблице 1 представлены граничные условия на электродах (анode, катоде-мишени, торцевом электроде), оси симметрии и плоскости симметрии. В таблице использовался следующий перечень условных сокращений:  $U$  – напряжение на торцевом электроде,  $I$  – ток на торцевом электроде,  $C$  – внешняя емкость,  $R$  – внешнее активное сопротивление,  $\mathbf{n}$  – орт внешней нормали,  $\mathbf{D}$  – электрическое

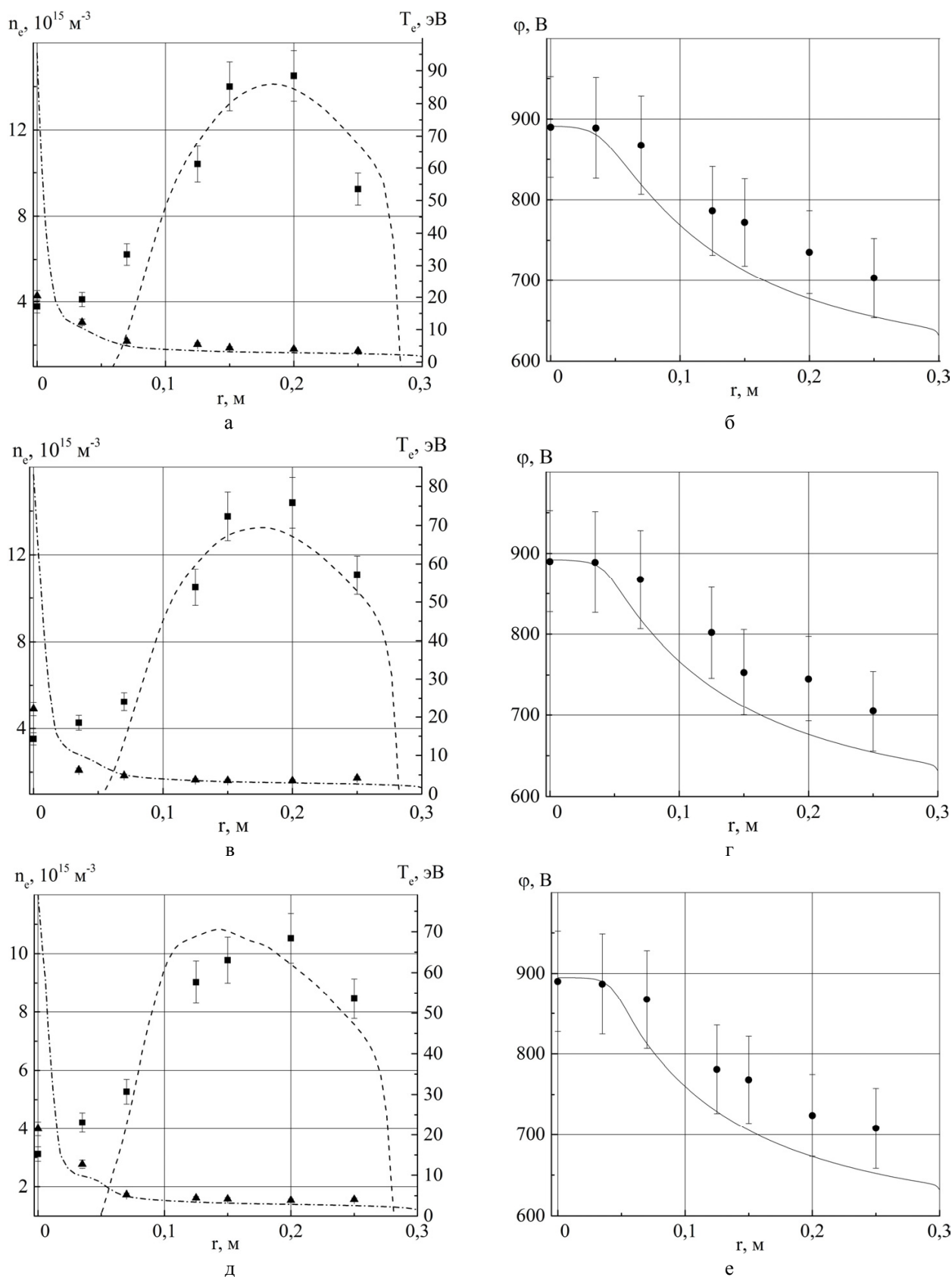


Рис. 3. Распределения концентрации и температуры электронов (а, в, д), потенциала плазмы (б, г, е) на расстояниях  $z = 0; 0,25 \text{ h}; 0,5 \text{ h}$ , соответственно (■ – экспериментальная и – – – расчетная концентрация электронов, ▲ – экспериментальная и - · - · – расчетная температура электронов, ● – экспериментальные и — — — расчетные значения потенциала плазмы), в зависимости от расстояния между осью симметрии и катодами-мишенями

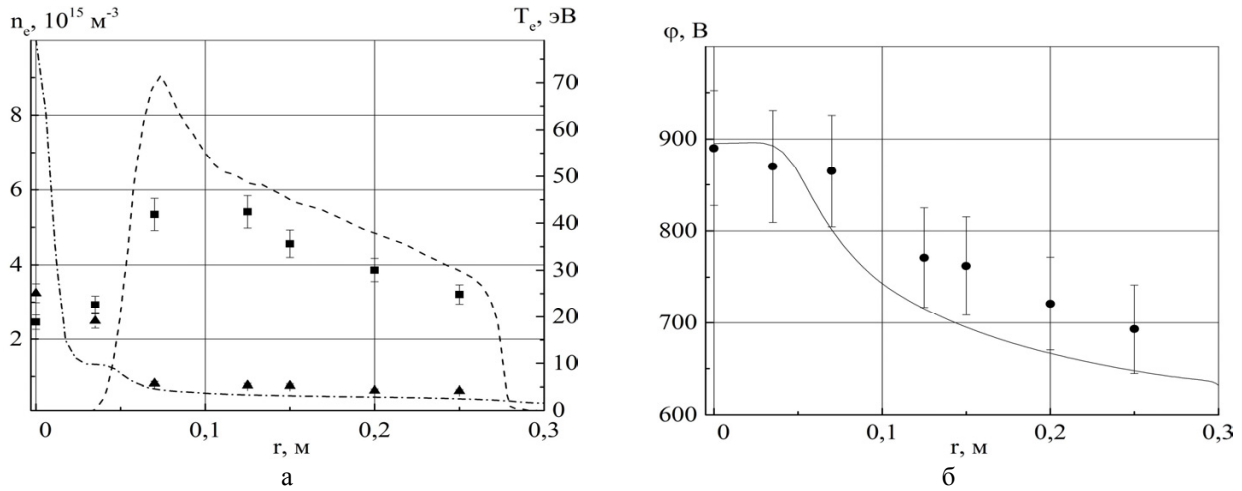


Рис. 4. Распределения концентрации и температуры электронов (а), потенциала плазмы (б) на расстоянии  $z = 0,75$  h, соответственно (■ – экспериментальная и – – – расчетная концентрация электронов, ▲ – экспериментальная и - · - · - расчетная температура электронов, ● – экспериментальное и — — — расчетные значения потенциала плазмы), в зависимости от расстояния между осью симметрии и катодами-мишенями

Таблица 1

Граничные условия жидкостной модели

|                                     | Анод                                                                                                                                                                                                                   | Катод-мишень                        | Торцевой электрод                                                       | Ось симметрии                                | Плоскость симметрии                      |
|-------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------|------------------------------------------|
| Электрическое поле                  | $\varphi = 900$ В                                                                                                                                                                                                      | $\varphi = 0$ В                     | $\frac{dU}{dt} + \frac{1}{C} \left( I - \frac{U_d - U}{R} \right) = 0;$ | $\frac{\partial \mathbf{D}}{\partial r} = 0$ | $\mathbf{n} \cdot \mathbf{D} = 0$        |
| Плотность потока электронов         | $-\mathbf{n} \cdot \mathbf{\Gamma}_e = \left( \frac{1}{2} v_e n_e + n_e (\boldsymbol{\mu}_e \cdot \mathbf{E}) \cdot \mathbf{n} \right) - \sum_p \gamma_p (\mathbf{\Gamma}_p \cdot \mathbf{n})$                         |                                     |                                                                         | $\frac{\partial n_e}{\partial r} = 0$        | $\mathbf{n} \cdot \mathbf{\Gamma}_e = 0$ |
|                                     | $\gamma_p = 0$                                                                                                                                                                                                         | $\gamma_p = 0.17$                   | $\gamma_p = 0.15$                                                       |                                              |                                          |
| Плотность потока энергии электронов | $-\mathbf{n} \cdot \mathbf{\Gamma}_w = \left( \frac{5}{6} v_e n_e T_e + \frac{5}{3} n_e T_e (\boldsymbol{\mu}_e \cdot \mathbf{E}) \cdot \mathbf{n} \right) - \sum_p \gamma_p w_p (\mathbf{\Gamma}_p \cdot \mathbf{n})$ |                                     |                                                                         | $\frac{\partial (n_e T_e)}{\partial r} = 0$  | $\mathbf{n} \cdot \mathbf{\Gamma}_w = 0$ |
|                                     | $\gamma_p = 0;$<br>$w_p = 0$ эВ                                                                                                                                                                                        | $\gamma_p = 0,015;$<br>$w_p = 1$ эВ | $\gamma_p = 0,017;$<br>$w_p = 0,9$ эВ                                   |                                              |                                          |
| Плотность потока тяжелых частиц     | $-\mathbf{n} \cdot \mathbf{j}_k = M_k S_{sk} + M_k c_k \mu_k z_k (\mathbf{n} \cdot \mathbf{E})$                                                                                                                        |                                     |                                                                         | $\frac{\partial n_k}{\partial r} = 0$        | $\mathbf{n} \cdot \mathbf{\Gamma}_k = 0$ |

смещение,  $\mathbf{\Gamma}_e$  – плотность потока электронов,  $v_e$  – тепловая скорость электронов,  $\boldsymbol{\mu}_e$  – тензор подвижности электронов,  $\mathbf{E}$  – напряженность электрического поля,  $\gamma_p$  – коэффициент вторичной электронной эмиссии,  $\mathbf{\Gamma}_p$  – плотность потока положительных ионов на стенку,  $r$  – расстояние от оси симметрии до катодов-мишеней,  $\mathbf{\Gamma}_w$  – плотность потока энергии электронов,  $T_e$  – температура электронов,  $w_p$  – энергия вторичных электронов,  $\mathbf{j}_k$  – диффузионный поток частиц типа  $k$ ,  $M_k$  – молярная масса частиц типа  $k$ ,  $S_{sk}$  – скорость взаимодействия частицы типа  $k$  с поверхностью,  $c_k$  – молярная концентрация  $k$ -ой частицы,  $\mu_k$  – усредненная подвижность частицы типа  $k$ ,  $z_k = 1$  – для однозарядного иона,  $z_k = 0$  – для нейтральных и метастабильных атомов,  $n_k$  – концентрация частиц типа  $k$ .

Из рисунков 3 и 4 видно, что при  $z = 0; 0,25$  h,

0,5 h характер изменения величины концентрации электронов не меняется, а при  $z = 0,75$  h максимум перемещается ближе к оси симметрии. Это вызвано влиянием анода и торцевого электрода на характер распределения концентрации электронов.

Незначительное отличие экспериментальных и расчетных данных вблизи оси симметрии объясняется неполным выполнением критериев сходимости за данное время расчета. Уменьшить эту расходимость представляется возможным путем уменьшения размеров элементов сетки расчетной области. Как следствие, за счет этого увеличится время расчета, но это неоправданно, так как значения параметров плазмы в остальных точках останутся практически без изменения.

Небольшая расходимость расчетных данных с экспериментальными данными в разрядном проме-

жутке связана с погрешностью зондового метода. На рисунках 3 и 4 приведены абсолютные погрешности измерений, которые составляют не более 10 % от измеряемой величины. Отметим, что по литературным данным погрешность зондового метода не превышает 40 % [9]. Высокая погрешность зондового метода связана с рядом причин: радиус собирающей поверхности зонда больше суммы самого радиуса зонда и радиуса Дебая, это связано с проникновением электрических полей зонда в плазму; заряженные частицы приобретают дополнительную энергию в электрическом поле зонда, которая при обработке данных не учитывается [4-6].

При получении расчетных значений параметров плазмы, представленных на рис. 3 и 4, был сделан ряд предположений. Так как расстояние между катодами-мишенями много больше темного катодного пространства, то влияние катодов-мишеней на распределение потенциала плазмы и температуры электронов можно не учитывать. Поэтому при численном определении этих параметров плазмы использовались следующие допущения: катод находится под потенциалом порядка  $\phi = 600$  В. Концентрация электронов определялась при условии, что катод находится под нулевым потенциалом.

Достоверность приведенных допущений можно оценить на основании сравнения экспериментальных данных с расчетными данными, полученными в цилиндрическом магнетроне (см. [1]) и в технологическом генераторе плазмы (см. рис. 3 и 4). Из сравнения полученных результатов можно сделать вывод, что математическая модель позволит качественно и количественно определить основную зону ионизации, распределения потенциала плазмы и температуры электронов в разрядном промежутке. Таким образом, предложенная математическая модель позволяет проводить оптимизацию конфигураций технологических генераторов плазмы.

В большей части разрядного промежутка кривые распределений основных параметров плазмы совпадают (см. рис. 3 и 4), поэтому разработанная жидкостная модель позволяет с достаточно высокой точностью и за относительно небольшое расчетное время определять основные параметры плазмы в технологических генераторах с радиальными потоками плазмы.

На рисунке 5 представлено распределение расчетной плотности тока, полученной с помощью жидкостной модели, и экспериментального распределения плотности тока. Для экспериментального определения значений плотности тока по длине катода-мишени была проведена серия измерений в нескольких точках по длине катода-мишени.

Для определения ширины доверительного интервала взята доверительная надежность 0,9. Из ри-

сунка 5 видно, что кривая в большей части находится в доверительном интервале.

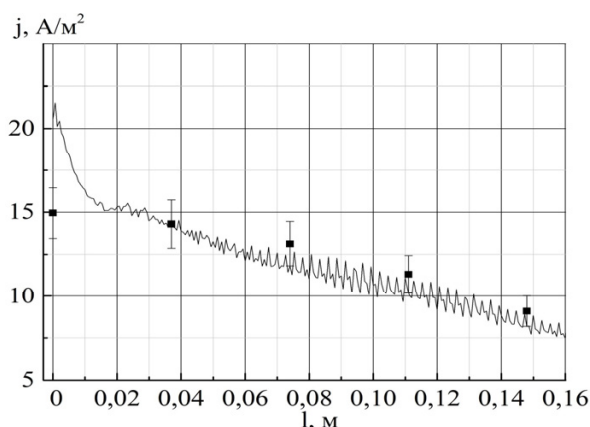


Рис. 5. Распределения экспериментальной и расчетной плотности тока по длине катода-мишени (■ — экспериментальная плотность тока, — — — расчетная плотность тока)

Из полученных распределений плотности тока можно сделать вывод, что разработанная математическая модель позволяет определять плотность тока по длине катода с точностью до 10 %. Таким образом, предложенная математическая модель позволяет не только определять распределение плотности тока по длине катода, но и в дальнейшей работе проводить количественное и качественное определение профиля зоны эрозии катода-мишени.

Незначительное отличие экспериментальных и расчетных данных вблизи плоскости симметрии объясняется неполным выполнением критериев сходимости за данное время расчета. Уменьшить эту расходимость возможно путем уменьшения размеров элементов сетки расчетной области. Как следствие, за счет этого увеличится время расчета, но это неоправданно, так как значения плотности тока в остальных точках останутся практически без изменения.

Для более качественного описания темного катодного пространства вблизи катода на выбранных временах расчета необходимо использовать сетку с мелким размером элементов, что приводит к наблюдаемой пилообразности на рисунке 5.

## Выводы

В работе проведено сравнение экспериментальных данных, полученных зондовым методом, и расчетных, полученных с помощью жидкостной модели. Результаты демонстрируют хорошее соответствие между расчетными и экспериментальными данными, полученными для разных конфигураций технологических генераторов плазмы.

Установлено, что предложенная модель обеспечивает прогнозирование профиля зоны эрозии катода-мишени с погрешностью, не превышаю-

щей 10 %. Это дает возможность применения жидкостной модели для оптимизации конструкции технологических генераторов плазмы с точки зрения повышения эффективности использования материала катодов-мишеней.

### Литература

1 Numerical simulation of abnormal glow discharge processes in crossed electric and magnetic fields [Text] / A. V. Isakov, V. P. Kolesnik, A. M. Okhrimovskyy et al. // Int. Conf.-School on Plasma Physics and Controlled Fusion and the Adjoint Workshop "Nano- and micro-sized structures in plasmas": book of abstracts, Kharkiv, 15–18 sept. 2014. – Kharkiv, 2014. – P. 133.

2 Козлов, О. В. Электрический зонд в плазме [Текст] / О. В. Козлов. – М. : Атомиздат, 1969. – 291 с.

3 Чен, Ф. Электрические зонды. В кн. : Диагностика плазмы [Текст] / Ф. Чен ; под. ред. Р. Хаддлстоуна, С. Леонарда. – М. : Мир. – 1967.

– С. 94–164.

4 Kudrna, P. Langmuir Probe Diagnostics of Low Temperature Non-Isotermal Plasma in a Weak Magnetic Field [Text] / P. Kudrna, E. Passoth // J. of Contrib. Plasma Phys. – 1997. – V. 37, № 5. – P. 417–429.

5 Орлов, К. Е. Диагностика низкотемпературной плазмы [Текст] : учеб. пособие / К. Е. Орлов. – СПб : Изд-во политехн. ун-та, 2005. – 111 с.

6 Laframboise, J. G. Theory of spherical and cylindrical Langmuir probes in a collisionless, maxwellian plasma at rest [Text] / J. G. Laframboise. – Toronto : UTLAS, 1967. – 205 p.

7 Лёб, Л. Основные процессы электрических разрядов в газах [Текст] / Л. Лёб. – М. – Л. : Гос. изд-во техн.-теорет. лит., 1950. – 672 с.

8 Райзер, Ю. П. Физика газового разряда [Текст] / Ю. П. Райзер. – М. : Наука, 1992. – 536 с.

9 Обухов, В. А. Источники тяжелых ионов. В кн. : Плазменные ускорители и ионные инжекторы / В. А. Обухов, В. Г. Григорьян, Л. А. Латышев. – М. : Наука, 1984. – С. 169–185.

Поступила в редакцию 8.11.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., гл. науч. сотр. научного отдела каф. физики А. И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

### ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ПЛАЗМИ В АНОМАЛЬНОМУ ТЛЮЧОМУ РОЗРЯДІ В СХРЕЩЕНИХ ЕЛЕКТРИЧНОМУ І МАГНІТНОМУ ПОЛЯХ

**О. В. Ісаков, В. П. Колесник, А. М. Охрімівський, М. П. Степанушкін, А. О. Таран**

Проведено вимірювання розподілів потенціалу плазми, температури і концентрації електронів в технологічному генераторі плазми зондовим методом. Основні параметри плазми визначено також за допомогою рідинної моделі. Отримано кількісну і якісну відповідність розрахункових даних з експериментальними в межах похибки зондового методу вимірювань. Проведено порівняння експериментально виміряного розподілу густини струму за довжиною катода-мішені з розрахунковим. Показано можливість використання рідинної моделі для проведення кількісного та якісного визначення профілю зони ерозії катода-мішені.

**Ключові слова:** рідинна модель, аномальний тліючий розряд, зондовий метод, локальні параметри плазми, технологічний генератор плазми.

### DETERMINATION OF THE PLASMA PARAMETERS WITHIN THE ABNORMAL GLOW DISCHARGE IN CROSSED ELECTRIC AND MAGNETIC FIELDS

**O. V. Isakov, V. P. Kolesnik, A. M. Okhrimovskyy, N. P. Stepanushkin, A. A. Taran**

The plasma potential, electron temperature and density distributions in the technological plasma generator was measured using the probe method. The main parameters of plasma were determined using the fluid model. Qualitative and quantitative correspondence was obtained between the calculated and experimental data within the error of the probe measurement method. A comparison of the experimental and calculated results of current density distribution along the cathode-target was conducted. The possibility of using fluid model for quantitative and qualitative determination the profile of the erosion zone of the cathode target. The possibility of the liquid model application is shown for the quantitative and qualitative determination of the cathode erosion profile.

**Key words:** fluid model, abnormal glow discharge, probe method, local plasma parameters, technological plasma generator.

**Ісаков Алексей Владимирович** – аспирант каф. космической техники и нетрадиционных источников энергии, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: lewka@3g.ua.

**Колесник Владимир Петрович** – канд. техн. наук, начальник НИЧ, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Охримовский Андрей Михайлович** – канд. физ.-мат. наук, доцент каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Степанушкін Николай Петрович** – старший научный сотрудник научного отдела каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Таран Анатолий Алексеевич** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 517.958:539.4: 629.7.02

С. А. ХАЛИЛОВ, В. Б. МИНТЮК, Д. А. ТКАЧЕНКО, В. В. КОПЫЧКО

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

## ОБОБЩЁННАЯ ЗАДАЧА НА СОБСТВЕННЫЕ ЗНАЧЕНИЯ В ПРЯМОУГОЛЬНИКЕ С БИГАРМОНИЧЕСКИМ ОПЕРАТОРОМ ПРИ ГЛАВНЫХ КРАЕВЫХ УСЛОВИЯХ

*В высоких приближениях дано решение, имеющее широкое приложение к задачам механики деформируемого твердого тела обобщенной задачи на собственные значения в прямоугольной области. Подчиненный оператор задачи содержит переменные коэффициенты. Предложена процедура, позволяющая упростить без потери точности структуру собственных функций. Получены с наперед заданной точностью решения восьми краевых задач, описывающих проблему устойчивости прямоугольных пластин при комбинированном нагружении, точные решения которых неизвестны по сей день. Анализ известной формулы взаимодействия при комбинированном нагружении позволил сделать вывод о ее бесполезности. На основании полученных в работе с высокой точностью параметров критической нагрузки при чистом сдвиге в зависимости от удлинения дано уточнение известной приближенной формулы, что позволило рекомендовать эту формулу как практически точную во всем диапазоне изменения параметра удлинения пластины.*

**Ключевые слова:** устойчивость, сходимость и точность процедур определения собственных значений и собственных функций; «оптимизация» структуры собственных функций; комбинированное нагружение; формула взаимодействия.

### Введение

Прямоугольные пластины (гладкие и подкрепленные стрингерами), выполненные как из традиционных, так и композиционных материалов, являются одними из основных силовых элементов конструкций аэрокосмической техники. Это, прежде всего, элементы несущих поверхностей, силового поля, механизации, перегородок и т.д. В составе тонкостенной пространственной системы (крыло, фюзеляж, оперение) они сложным образом взаимодействуют между собой и оболочечными элементами. Например, крыльевые панели силового многолонжеронного кессона, работая совместно с лонжеронами и нервюрами, образуют многозамкнутые системы. При этом они, участвуя в общем изгибе и кручении крыла, воспринимают и местные нагрузки. Кроме того, к ним могут быть приложены локальные нагрузки, которые они воспринимают и передают на соседние элементы с помощью промежуточных упругих звеньев («буферных» элементов).

За потерю устойчивости при раздельном или совместном действии сжатия и сдвига ответственность может лечь на любой тонкостенный агрегат или элемент конструкции. Что касается несущих поверхностей планера самолета, то устойчивость могут потерять не только сжатые панели, но и стенки лонжеронов, нервюр и т.д. Известен случай, когда при статических испытаниях самолета типа «Boeing» крыло сложилось («сплющилось») из-за

потери устойчивости нервюры, а при статических испытаниях самолета Ан-72 несущая способность была исчерпана при расчетной нагрузке в результате потери устойчивости стенки заднего лонжерона у корня. В истории авиации таких примеров много.

Сказанное выше следует понимать вот в каком смысле. Критическая нагрузка (или её параметры) является характеристикой всей конструкции, а не отдельного её элемента. Нельзя утверждать, что потеряла устойчивость сжатая панель, стенка лонжерона, нервюра и т.д. в отдельности, а остальные агрегаты или элементы не потеряли устойчивость. Можно (и нужно) только утверждать, что потеряла устойчивость вся конструкция. Но правомерен вопрос: «Какое из звеньев системы является самым слабым в её составе?», то есть необходимо выявить элемент-«провокатор», изначально ответственный за потерю устойчивости всей системы, с тем, чтобы исключить «эффект домино». Это можно сделать лишь тогда, когда систему рассматривают в полной совокупности всех её элементов.

Существующие подходы к исследованию устойчивости тонкостенных пространственных систем, включая и метод конечного элемента (МКЭ), такой возможностью не обладают. Кроме того, принятый по сей день в опытно-конструкторских бюро подход выделения отдельных элементов или блоков элементов (панели, лонжероны, нервюры, стенки и т.д.) в целях рассмотрения их устойчивости вне сис-

темы с искусственным наделением их краев (на основании якобы правдоподобных рассуждений) идеальными опорами (свободное опирание, жесткое защемление, свободный край и т.д.) совершенно не приемлем. От этого подхода давно следовало бы отказаться. Идеальных опорных устройств не существует. Их идеализация при рассмотрении устойчивости тонкостенных пространственных систем чревата серьезными ошибками. Эти опоры всегда являются упругими. Таким образом, чтобы иметь возможность рассматривать систему поэлементно или поблочно, необходимо заранее выявить упругие свойства реальных опор. Это позволяет осуществить предложенный и успешно развиваемый в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» метод идентификации краевых условий (МИКУ) [1-13]. Широко применяемый подход выделения из системы некоторой её по возможности большей части с дальнейшим привлечением к её анализу МКЭ также не приемлем по ранее отмеченной причине. При реализации МИКУ опирается на два основных метода анализа сложных систем. Это, прежде всего, метод расширения области до канонической (МРОК), который позволяет построить общие аналитические решения краевых задач механики деформируемого твердого тела в неканонических областях, если предварительно построено решение соответствующих краевых задач в известной канонической области, в которую можно «погрузить» заданную область [6, 7, 14, 15]. Вторым основным методом для реализации МИКУ, применяемым совместно с МРОК, – это метод сопряжения конструктивных элементов (МСКЭ) [9]. В этом методе проводится декомпозиция на различных уровнях сложной системы не на конечные элементы, а на *конструктивные*. В зависимости от уровня декомпозиции в качестве конструктивных элементов могут выступать отсеки, панели, нервюры, лонжероны, шпангоуты, клетки обшивки пояса, стрингеры и т.д.

В задачах устойчивости тонкостенных пространственных систем существует настоятельная необходимость в разработке более точных и адекватных математических моделей и методов их оперативного анализа с наперед заданной точностью. Предпочтение при этом отдается аналитическим и аналитико-численным решениям, то есть решениям, алгоритмически замкнутым. Именно такого подхода придерживаются авторы. Предметом рассмотрения является актуальная, востребованная и по сей день нерешенная задача об устойчивости сугубо неоднородного исходного состояния при произвольном нагружении по границе прямоугольной пластины. В математическом плане – это обобщенная краевая задача в прямоугольной области на собственные значения и собственные функции. Основное назна-

чение искомых решений – это получение с заданной точностью как параметров критических нагрузок, так и форм потери устойчивости, а также, что важнее, приложение этих решений к задачам исследования устойчивости тонкостенных пространственных систем по МИКУ.

## 1. Постановка краевой задачи

С точки зрения механики деформируемого твердого тела к данной задаче сводится проблема устойчивости прямоугольных пластин при комбинированном нагружении. С математической точки зрения это обобщенная краевая задача на собственные значения

$$Aw = -\mu Bw \text{ в } \Omega, \quad (1)$$

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

$$\text{где } A \equiv \frac{\partial^4}{\partial x^4} + 2\lambda^2 \frac{\partial^4}{\partial x^2 \partial y^2} + \lambda^4 \frac{\partial^4}{\partial y^4};$$

$$B \equiv \bar{N}_x \frac{\partial^2}{\partial x^2} + 2\bar{N}_{xy} \lambda \frac{\partial^2}{\partial x \partial y} + \bar{N}_y \lambda^2 \frac{\partial^2}{\partial y^2};$$

$n$  – внешняя нормаль к границе  $\Gamma$  (в угловых точках проводятся две нормали);

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

$\mu$  – искомое собственное значение.

В операторах  $A$  и  $B$  приняты такие обозначения:  $\lambda = a/b$  – параметр удлинения пластины с размерами  $2a$  и  $2b$ ;  $\bar{N}_x$ ,  $\bar{N}_{xy}$ ,  $\bar{N}_y$  – безразмерные функции переменных  $(x, y)$ , определяющие исходное состояние прямоугольной пластины (нормальные усилия  $\bar{N}_x$  и  $\bar{N}_y$  положительны при сжатии, а касательные – согласованы уравнениями равновесия).

Удельные усилия  $N_x$ ,  $N_y$ ,  $N_{xy}$  пропорциональные мембранным напряжениям  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $\tau$ , связаны с безразмерными функциями следующим образом:

$$N_x = \bar{N}_x D/a^2, N_{xy} = \bar{N}_{xy} D/a^2, N_y = \bar{N}_y D/a^2, \quad (3)$$

где  $D$  – цилиндрическая жесткость пластины.

Наименьшее собственное значение  $\mu_1$  характеризует запас устойчивости пластины: при  $0 < \mu \leq \mu_1$  потери устойчивости не происходит, при  $\mu > \mu_1$  пластина теряет устойчивость. В обоих случаях поле критических удельных усилий  $N_x^{кр}$ ,  $N_y^{кр}$ ,  $N_{xy}^{кр}$  определяется по формулам

$$N_x^{кр} = \mu_1 N_x, N_y^{кр} = \mu_1 N_y, N_{xy}^{кр} = \mu_1 N_{xy}. \quad (4)$$

Об операторах  $A$  и  $-B$  известно следующее:

– оператор  $A$  (с постоянными коэффициентами) при краевых условиях (2) является положительно определенным;

– оператор  $-B$  – это симметричный оператор с

переменными коэффициентами, поэтому в общем случае он может быть как положительно, так и отрицательно определённым. Положительная определённость оператора  $A$  и симметричность оператора  $-B$  полностью гарантирует симметрию задачи и действительность собственных значений;

– если среди собственных значений  $\mu_n$  задачи (1)–(2) имеются отрицательные, что может встретиться при преобладании касательных усилий  $N_{xy}$ , то в качестве собственного значения  $\mu_1$ , определяющего первую критическую нагрузку, следует принять наименьшее по модулю собственное значение;

– если  $N_x = N_y \equiv 0$  в  $\Omega$  (чистый сдвиг), то каждому положительному значению  $\mu_n$  соответствует и отрицательное  $-\mu_n$ , что физически ясно: потеря устойчивости при чистом сдвиге не зависит от направления приложенных усилий  $N_{xy}$ ;

– если погонные усилия  $N_x, N_y, N_{xy}$  таковы, что в каждой точке пластины главные усилия  $N_1, N_2$  – сжимающие, то оператор  $-B$  – положительно определённый и собственные значения краевой задачи (1) – (2) действительны, положительны и сгущаются на бесконечности, а система собственных функций  $\psi_n(x, y)$  линейно независима, полна и ортогональна в энергетических пространствах  $H_A$  и  $H_B$ . Нормировать собственные функции можно в любом из этих пространств;

– если в некоторой подобласти  $\Omega' \subset \Omega$  оба главных усилия  $N_1$  и  $N_2$  сжимающие, то минимальное собственное значение краевой задачи (1) – (2) – положительно;

– если же хотя бы в одной точке области  $\Omega$  оба главных усилия  $N_1, N_2$  сжимающие, то среди собственных значений найдется минимальное положительное собственное значение, ответственное за потерю устойчивости пластины.

Переменными коэффициентами оператора  $B$  являются функции, которые должны быть известны во всей области  $\Omega$ . Они служат решением плоской задачи теории упругости при тех или иных неоднородных краевых условиях. Чаще всего неоднородные краевые условия формулируются в напряжениях, и соответствующая краевая задача должна быть решена в терминах функции напряжений. Эта задача при произвольной системе напряжений, заданной на границе и отвечающей необходимым и достаточным условиям разрешимости и единственности, по сей день, к сожалению, не решена. Вариант её аналитическо-численного решения с наперед заданной точностью при определенных требованиях к гладкости краевых функций дан в работе [16]. Важным моментом этой работы является представление краевых функций в виде их равновесных и ряда самоуравновешенных составляющих. В настоящей работе такое

решение принято за базисное.

В работе [16] при построении исходного поля по заданным краевым нагрузкам было предложено два варианта решения. Первый из них приводит к приближенному аналитическому решению, основанному на замечательных свойствах предложенной ранее автором обсуждаемой работы системы функций, используемой в качестве координатной. Исследование точности и сходимости указанного приближенного аналитического решения было дано в ряде работ того же автора. Однако точка в данном вопросе была поставлена лишь в последующих работах [17–19]. Второй вариант предложенного в работе [16] решения, являющегося аналитическим, был основан на построении системы координатных функций, ортонормированной в энергетическом пространстве  $H_A$  оператора  $A$ <sup>1</sup>. Указанная в сноске программа «Омега-1» по требованиям настоящего времени является достаточно примитивной, поэтому возникла необходимость в разработке более современного программного обеспечения, отвечающего требованиям сегодняшнего дня. Результаты этой работы представлены в статье [20], в ней получены точные функции, параметры которых выражены в замкнутой форме в виде аналитических выражений (неправильные дроби, радикалы и т.п.). Последнее обстоятельство полностью сняло проблему неустойчивости процедуры ортогонализации Грама – Сонина – Шмидта.

Ортонормированная в энергетическом пространстве  $H_A$  положительно определенного оператора  $A$  система функций, принимаемая при решении краевых задач прямыми методами в качестве координатной, обеспечивает устойчивость как процедуры решения системы линейных алгебраических уравнений, так и самих решений, а следовательно, и их сходимость. Однако даже такие системы функций не всегда обеспечивают сходимость к нулю невязки в исходном уравнении задачи. В работе [21] для обеспечения стремления к нулю указанной невязки в открытой области  $\Omega$  приводится теорема, в которой утверждается, что для этого *достаточно* в качестве координатной принять систему собственных функций некоторого оператора  $A_1$ , сходного к оператору  $A$ . Но бигармонический оператор  $A$  рассматриваемой здесь задачи сходен к самому себе, поэтому не существует более простого оператора  $A_1$ , сходного к оператору  $A$ . Это значит, что для обеспечения стремления к нулю невязки необходимо иметь собственные функции самого оператора  $A$ . Такая система функций построена в работе [22].

<sup>1</sup> Соответствующее математическое обеспечение «Омега-1» было разработано на языке программирования «Алгол» в 1980 г. аспирантом А. Г. Дибиром, ныне канд. техн. наук, доцентом кафедры 102 Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ».

Подчеркнем еще раз, что условия отмеченной теоремы [21] являются лишь достаточными, но не необходимыми. Более того, как показано в работах [17-19], существуют системы функций, не являющиеся собственными функциями некоторого сходного оператора, но обеспечивающие сходимость к нулю указанной невязки. И все же, собственные функции оператора были построены в работе [22], невзирая на возникшие при этом трудности технического характера. В этой же работе собственные значения (а, следовательно, и собственные функции) получены с точностью, многократно превышающей точность, предъявляемую к точности инженерных расчетов. Более того, там же показано, что известные двусторонние оценки собственных значений, полученные А. Вайнштейном и Г. Фикера, могут быть значительно улучшены.

Сформулированную обобщенную краевую задачу на собственные значения (1) – (2) можно было бы решать с привлечением собственного спектра и собственных функций оператора  $A$ , однако эти собственные функции, будучи ортонормированными в  $H_A$ , не являются ортогональными в  $H_B$ , что может доставить определенные неудобства для проведения соответствующего вычислительного процесса.

В связи со сказанным представляет несомненный интерес непосредственное построение собственных функций краевой задачи (1) – (2). Это важно, невзирая на трудности получения такого решения, поскольку решение этой задачи сулит безусловные выгоды: определяется как весь спектр критических параметров, так и соответствующие формы потери устойчивости.

## 2. Решение краевой задачи

Решение поставленной краевой задачи, удовлетворяющее краевым условиям (2), ищется в виде

$$w(x, y) = \sum_{i=0}^M \sum_{j=0}^N C_{ij} H_i(x) H_j(y), \quad (5)$$

где  $H_i(x)H_j(y)$  – линейно независимая, полная и ортонормированная в  $L_2(\Omega)$  система координатных функций [23];

$C_{ij}$  – подлежащие определению коэффициенты.

Подстановка (5) в исходное уравнение (1) после применения процедуры Бубнова – Галеркина приводит к однородной системе линейных алгебраических уравнений порядка  $(M+1) \times (N+1)$ , элементы матрицы которой содержат искомый параметр  $\mu$ . Приравняв определитель системы к нулю, приходим к характеристическому уравнению относительно параметра  $\mu$ . В зависимости от значений верхних пределов  $M$  и  $N$  можно получить  $n$  первых собственных значений  $\mu_n(M, N)$ ,  $n = 1, 2, 3, \dots$ . Чем ближе

$n$  к началу натурального ряда, тем точнее определяются собственные значения и соответствующие им собственные функции. Точность определения дальних собственных значений зависит от величин  $M$  и  $N$ . В зависимости от требуемой точности определения собственных значений верхние пределы  $M$  и  $N$  в сумме (5) подбираются программным путем. Данный вопрос точности решения краевой задачи будет обсужден ниже. Полученные собственные функции в дальнейшем нормируются в  $H_A$ .

Следует отметить, что среди членов суммы (5) существует ведущий  $C_{ij}^* H_i^*(x) H_j^*(y)$ . Это обстоятельство является следствием сильной минимальности и почти ортонормированности в  $H_A(\Omega)$  предложенной координатной системы. Это означает, что любую собственную функцию  $\psi_n(x, y)$  можно «оптимизировать» (упростить) в зависимости от заданной точности путем окаймления слева и справа ведущей функции.

Рассмотрим этот вопрос подробнее. Обратимся к случаю квадратной пластины, когда  $\bar{N}_x = \bar{N}_{xy} = \bar{N}_y = 1$  (неблагоприятный случай). Для обеспечения точности в восьмом знаке первого собственного значения соответствующая собственная функция содержит 225 слагаемых в сумме (5). Выражение этой функции здесь не приведено, поскольку оно достаточно громоздкое. Однако, учитывая свойства исходной системы  $H_i(x)H_j(y)$  [23], выражение искомой собственной функции можно упростить («оптимизировать») до нескольких слагаемых без практической потери точности. В обсуждаемом выражении содержится всего девять членов вместо 225 в полном выражении. Данное выражение и соответствующая форма потери устойчивости будут приведены в следующем пункте (случай 5).

Следует отметить, что для наименьшего положительного параметра критических нагрузок  $\mu_1$  подходы, основанные на вариационном принципе Лагранжа, с увеличением верхних пределов  $M$  и  $N$  в сумме (5) дают приближение к истинному собственному значению сверху. Проектировщика больше интересуют нижние оценки этого параметра. Для получения таких оценок нужна разработка специальных методов, так как встречающийся к принципу Лагранжа принцип Кастильяно к задачам подобного рода неприменим в силу их нелинейной природы.

Первая и, по-видимому, единственная попытка сформулировать задачу устойчивости в терминах функции напряжений (принцип Кастильяно) была предпринята в работе [1]. Надо сказать, что автор ограничился рассмотрением комбинированного, но однородного нагружения, поскольку только в этом случае подчиненный оператор –  $B$  является оператором с постоянными коэффициентами, и потому вхо-

дящие в него дифференциальные операторы коммутируют. Для получения уравнения устойчивости в терминах функции напряжений автор выполнил условия равновесия и одно из условий неразрывности деформаций путём введения функции деформаций (напряжений) изменения кривизн. Из второго оставшегося уравнения неразрывности деформаций автор получил уравнение устойчивости и сформулировал краевые условия в деформациях изменения кривизн, выраженные через функции деформаций. Благодаря этому удалось получить нижние оценки критических параметров в рассматриваемых случаях исходя из вариационного принципа «типа Кастильяно» (термин введен автором работы [1]).

В настоящей же работе сложные подходы А. Вайнштейна и Г. Фикера, а также подходы, основанные на приеме М. Г. Слободянского [24], теряют свою актуальность. Если собственные значения определены с высокой гарантированной точностью и известна процедура их уточнения, то появляется возможность конструктивного получения двусторонних оценок. Процедура получения таких оценок была обозначена в работе [22], относящейся к задачам колебаний упругих систем, и будет продемонстрирована далее применительно к задачам упругой устойчивости.

### 3. Некоторые численные результаты

#### 3.1. «Оптимизация» выражений для собственных функций

Рассматривается восемь случаев нагружения пластины (исходные поля во всех случаях однородны). Каждый случай характеризуется отношением  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = k_1 : k_2 : k_3$ .

Случай 1.  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = 1 : 0 : 0$

$$\begin{aligned} \psi_1(x, y) = & 0,108909(H_0(x)H_0(y) - \\ & -0,0386387(H_0(x)H_2(y) + H_2(x)H_0(y)) - \\ & -0,00629442H_2(x)H_2(y) + \\ & +0,00114088(H_4(x)H_0(y) + H_0(x)H_4(y))). \end{aligned} \quad (6)$$

Случай 2.  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = 0 : 0 : 1$

$$\begin{aligned} \psi_1(x, y) = & 0,0617651(H_0(x)H_0(y) - \\ & -0,421155H_1(x)H_1(y) + 0,0682874H_2(x)H_2(y) - \\ & -0,117282(H_2(x)H_0(y) + H_0(x)H_2(y)) + \\ & +0,0195468837(H_3(x)H_1(y) + H_1(x)H_3(y)) + \\ & +0,00820227(H_4(x)H_0(y) + H_0(x)H_4(y)) - \\ & -0,00423641H_3(x)H_3(y) - \\ & -0,00220370948(H_5(x)H_1(y) + H_1(x)H_5(y))). \end{aligned} \quad (7)$$

Случай 3.  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = 1 : 1 : 0$

$$\begin{aligned} \psi_1(x, y) = & 0,108909(H_0(x)H_0(y) - \\ & -0,0386387(H_2(x)H_0(y) + H_0(x)H_2(y)) - \\ & -0,00629443H_2(x)H_2(y) + \\ & +0,00114088(H_4(x)H_0(y) + H_0(x)H_4(y))). \end{aligned} \quad (8)$$

Случай 4.  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = 1 : 0 : 1$

$$\begin{aligned} \psi_1(x, y) = & 0,0849044(H_0(x)H_0(y) - \\ & -0,234557H_1(x)H_1(y) + 0,00807588H_4(x)H_0(y) - \\ & -0,0322953H_0(x)H_2(y) + 0,0147968H_2(x)H_2(y) - \\ & -0,114246H_2(x)H_0(y) + 0,0118827H_3(x)H_1(y) + \\ & +0,00231268H_0(x)H_4(y)). \end{aligned} \quad (9)$$

Случай 5.  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = 1 : 1 : 1$

$$\begin{aligned} \psi_1(x, y) = & 0,0980071(H_0(x)H_0(y) - \\ & -0,153134H_1(x)H_1(y) + 0,00315387H_2(x)H_2(y) - \\ & -0,0504430(H_2(x)H_0(y) + H_0(x)H_2(y)) + \\ & +0,00266205(H_3(x)H_1(y) + H_1(x)H_3(y)) + \\ & +0,00232182(H_4(x)H_0(y) + H_0(x)H_4(y))). \end{aligned} \quad (10)$$

Случай 6.  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = -1 : 0 : 1$

$$\begin{aligned} \psi_1(x, y) = & 0,0280615(H_0(x)H_1(y) - \\ & -0,559619H_1(x)H_2(y) + 0,00505744H_5(x)H_0(y) + \\ & +0,439113H_1(x)H_0(y) - 0,0131414H_3(x)H_4(y) - \\ & -0,220641H_0(x)H_3(y) - 0,0130757H_2(x)H_5(y) - \\ & -0,207469H_2(x)H_1(y) - 0,00869885H_1(x)H_6(y) + \\ & +0,131500H_2(x)H_3(y) - 0,00677696H_5(x)H_2(y) + \\ & +0,0778181H_1(x)H_4(y) + 0,0268506H_0(x)H_5(y) + \\ & +0,00409564H_4(x)H_1(y)). \end{aligned} \quad (11)$$

Случай 7.  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = 1 : -1 : 1$

$$\begin{aligned} \psi_1(x, y) = & 0,044833(H_1(x)H_0(y) + \\ & +0,272462H_0(x)H_1(y) + 0,00449251H_1(x)H_4(y) - \\ & -0,229514H_2(x)H_1(y) + 0,00408277H_0(x)H_3(y) - \\ & -0,151079H_3(x)H_0(y) + 0,0243174H_4(x)H_1(y) - \\ & -0,0195432H_1(x)H_2(y) + 0,0136747H_5(x)H_0(y) - \\ & -0,0119571H_2(x)H_3(y) + 0,0111724H_3(x)H_2(y)). \end{aligned} \quad (12)$$

Случай 8.  $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy} = 1 : -1 : 0$

$$\begin{aligned} \psi_1(x, y) = & 0,0448330(H_1(x)H_0(y) - \\ & -0,164316H_3(x)H_0(y) + 0,00713516H_1(x)H_4(y) + \\ & +0,0569734H_1(x)H_2(y) + 0,0149553H_5(x)H_0(y) - \\ & -0,0132433H_3(x)H_2(y) - 0,00275317H_3(x)H_4(y)). \end{aligned} \quad (13)$$

Поскольку функции  $H_i(x)H_j(y)$  [23] ограничены в совокупности (независимо от значений  $i$  и  $j$ ), то, как видно из приведенных выше формул, по-

следние слагаемые дают поправку к значениям собственных функций порядка тысячных по отношению к единице. Этого вполне достаточно, чтобы многократно перекрыть предъявляемую инженерную точность. Так как критические параметры являются спектральными, то точность их определения всегда выше точности построенной собственной функции. Исходя из этого приведенные выше собственные функции могут быть еще более упрощены. Можно сделать еще один вывод: ведущие функции в приведенных равенствах весьма близки к собственным. Этот вывод с помощью иных подходов был подтвержден в работах [18-20, 22].

Собственные формы для всех случаев показаны на рис. 1, где на каждом фрагменте в верхнем правом углу цифры соответствуют номеру рассматриваемого случая.

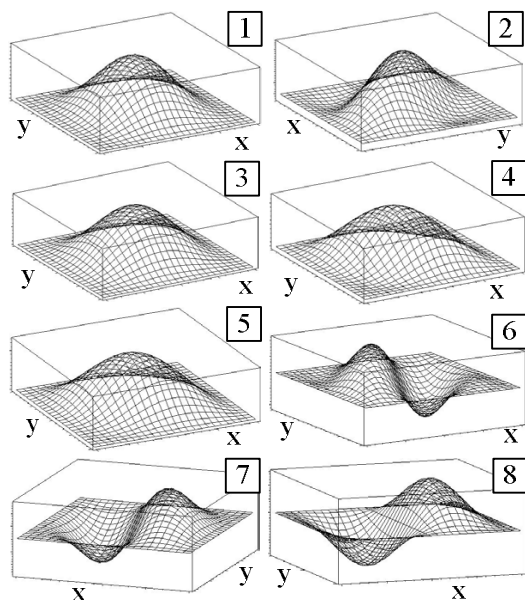


Рис. 1. Собственные формы потери устойчивости

### 3.2. Устойчивость, сходимость и точность решения краевой задачи

Рассматриваемые здесь вопросы взаимосвязаны, поскольку при устойчивой процедуре получения всё уточняющихся решений автоматически обеспечена сходимость решения к точному, а, следовательно, появляется возможность получить критерийные оценки искомых параметров *конструктивно*. Иными словами, если при построении собственных функций наращиваются верхние пределы в сумме (5) и при этом происходит стабилизация значений коэффициентов  $C_{ij}$ , следствием чего является стабилизация и собственных значений до определённого знака в мантиссе, а дальнейшее увеличение верхних пределов  $M$  и  $N$  приводит лишь к изменению в последующих знаках мантиссы коэффициен-

тов  $C_{ij}$  (и  $\mu_n$ ) и никак не влияет на уже установившиеся знаки, то это значит, что благодаря устойчивости и сходимости достигнута с гарантией заданная точность.

Обсуждаемые ниже данные настоящей работы сопоставляются с результатами, полученными по МКЭ. Индустриальный в настоящее время в механике деформируемого твердого тела МКЭ имеет много позитивного. Однако он привнес в процесс развития численных методов анализа некоторые негативные моменты.

Неустойчивость вычислительных процедур, медленная сходимость искомого решения, неоднозначность выбора типа конечного элемента ( $\pi$ -проблема) и степени дискретизации ( $n$ -проблема) для конкретно рассматриваемой задачи, нарушение условий совместности на межэлементных границах перемещений (и, тем более, деформаций) в варианте МКЭ в форме метода перемещений, неадекватность типа конечного элемента математической модели реального объекта и т.д. в конечном итоге приводят к неправдоподобным результатам. Часть таких вопросов рассматривается ниже на примере простейших моделей в проблеме устойчивости. Именно в этих задачах недостатки МКЭ высвечиваются наиболее ярко, что подтверждается не только нашими исследованиями, но и исследованиями многих других авторов. Сказанное следует принимать убежденным приверженцам МКЭ как некоторое предостережение.

Если в период становления МКЭ шло его интенсивное развитие как вширь, так и вглубь, то в настоящее время наблюдается развитие вширь, а развитие вглубь затормозилось, особенно после выхода в свет работ известных (прежде всего французских) математиков [25-27]. Имеет ли место кризис МКЭ – трудно сказать, но он, по нашему мнению, уже наметился.

Выпячиваемые на заре создания МКЭ как несомненные достоинства такие моменты, как симметричность и разреженность матрицы систем алгебраических уравнений (СЛАУ), возможность учета криволинейности границы области, потеряли свою актуальность, поскольку симметрия матрицы СЛАУ является прямым следствием фундаментальной теоремы Э. Бетти о взаимности работ (принцип симметрии в теории упругости и во всех его прикладных направлениях). Разреженная система СЛАУ также не является прерогативой МКЭ, существуют и другие методы, которые приводят не только к разреженным, но и к диагональным матрицам (см., например, [17-20, 22]). Что же касается учета криволинейности границ, то по МКЭ можно получить совершенно недостоверные результаты в том смысле, что МКЭ априори не может дать сходи-

мость ожидаемого решения к точному (известный парадокс Бабушки – Витасека в задачах изгиба жестких пластин), а введение изопараметрических элементов проблему не разрешает.

Криволинейность границы совсем нетрудно учесть, если воспользоваться методом расширения области до канонической, развиваемым и широко применяемым авторским коллективом этой работы.

Из указанных в пункте 3.1 восьми случаев остановимся на обсуждении двух наиболее важных: чистого сдвига и одноосного сжатия. Результаты, полученные при рассмотрении остальных случаев, абсолютно аналогичны. Следует повторить еще раз, что во всех восьми случаях, приведенных на рис. 1, точные решения не получены.

Таблицы 1 и 2 дают наглядное представление об устойчивости, сходимости и точности вычисления спектрального параметра в зависимости от числа вводимых собственных функций (подход данной работы) для двух краевых задач: задача чистого сдвига ( $\bar{N}_x = \bar{N}_y = 0, \bar{N}_{xy} = 1$ ) и задача одноосного сжатия ( $\bar{N}_x = 1, \bar{N}_y = \bar{N}_{xy} = 0$ ) соответственно при удлинениях пластины  $\lambda = 1$  и  $\lambda = 2$ . В обеих таблицах в колонках «М» и «N» указаны значения верхних пределов в сумме (5). При этом число неизвестных, вводимых в решение краевой задачи (1) - (2) в случае чистого сдвига (табл. 1), равно  $(M+1) \times (N+1)$ , во втором случае (табл. 2) это значение намного меньше, чем  $(M+1) \times (N+1)$ . В колонке «К» указано число неизвестных, которые были удержаны при решении поставленной задачи по МКЭ. В колонках « $\bar{\mu}$ » и « $\bar{\mu}_{МКЭ}$ » представлены значения безразмерных величин критических параметров устойчивости, которые связаны с размерными величинами следующей формулой:

$$\bar{\mu} = \frac{(2a)^2 \mu N_i}{\lambda^2 \pi^2 D}, \quad i = \{x; y; xy\}. \quad (14)$$

Данные по МКЭ получены с использованием простейшего прямоугольного конечного элемента с шестью степенями свободы во внутренних узлах.

При обсуждении данных табл. 1 и 2 важно выделить следующие моменты:

– подход авторов во всех задачах устойчивости даёт монотонную сходимость сверху к искомому спектральному параметру. В задаче устойчивости при чистом сдвиге МКЭ тоже дает монотонную сходимость, что не наблюдается в задаче об одноосном сжатии, – этой монотонности нет;

– точность результатов в нашем подходе гарантирована: в таблицах верны все значащие цифры, выделенные жирным шрифтом, что намного превосходит точность, доставляемую МКЭ;

Таблица 1

Параметр критической нагрузки защемленной пластины при чистом сдвиге

| $\lambda$ | M  | N  | $\bar{\mu}$  | K     | $\bar{\mu}_{МКЭ}$ |
|-----------|----|----|--------------|-------|-------------------|
| 1         | 2  | 2  | 14,822245666 | 639   | 16,05735849       |
|           | 4  | 4  | 14,651940157 | 2479  | 14,86051392       |
|           | 6  | 6  | 14,642206751 | 5519  | 14,71371314       |
|           | 8  | 8  | 14,642050119 | 9759  | 14,67520947       |
|           | 10 | 10 | 14,642018711 | 15199 | 14,66069315       |
|           | 12 | 12 | 14,642012409 | 21839 | 14,65396607       |
|           | 14 | 14 | 14,642011041 | 29679 | 14,65024847       |
|           | 16 | 16 | 14,642010728 | 38719 | 14,64805775       |
|           | 18 | 18 | 14,642010653 | 48959 | 14,64666365       |
| 2         | 5  | 2  | 10,334013196 | 1259  | 10,94145982       |
|           | 9  | 4  | 10,250209339 | 4919  | 10,36124933       |
|           | 13 | 6  | 10,248003536 | 10979 | 10,28933156       |
|           | 17 | 8  | 10,247986326 | 19439 | 10,26906181       |
|           | 21 | 10 | 10,247986326 | 30299 | 10,26074147       |
|           | 25 | 12 | 10,247983847 | 43559 | 10,25658131       |
|           | 29 | 14 | 10,247983774 | 59219 | 10,25427994       |
|           | 33 | 16 | 10,247983760 | 77279 | 10,25262030       |
|           | 37 | 18 | 10,247983757 | 97739 | 10,25149174       |

Таблица 2

Параметр критической нагрузки защемленной пластины при одноосном сжатии

| $\lambda$ | M  | N  | $\bar{\mu}$ | K     | $\bar{\mu}_{МКЭ}$ |
|-----------|----|----|-------------|-------|-------------------|
| 1         | 2  | 2  | 10,10714093 | 639   | 10,256315764      |
|           | 4  | 4  | 10,07428345 | 2479  | 10,086965997      |
|           | 6  | 6  | 10,07394992 | 5519  | 10,074175697      |
|           | 8  | 8  | 10,07394808 | 9759  | 10,072693085      |
|           | 10 | 10 | 10,07394806 | 15199 | 10,072670956      |
|           | 12 | 12 | 10,07394803 | 21839 | 10,072892242      |
|           | 14 | 14 | 10,07394801 | 29679 | 10,073113527      |
|           | 16 | 16 | 10,07394800 | 38719 | 10,073224170      |
|           | 18 | 18 | 10,07394800 | 48959 | 10,073379070      |
| 2         | 8  | 2  | 7,91932209  | 1259  | 7,9045159694      |
|           | 14 | 4  | 7,86711490  | 4919  | 7,8468932343      |
|           | 20 | 6  | 7,86707271  | 10979 | 7,8532883842      |
|           | 26 | 8  | 7,86707182  | 19439 | 7,8581345359      |
|           | 32 | 10 | 7,86707179  | 30299 | 7,8609669899      |
|           | 38 | 12 | 7,86707179  | 43559 | 7,8626930165      |
|           | 44 | 14 | 7,86707179  | 59219 | 7,8637773153      |
|           | 50 | 16 | 7,86707179  | 77279 | 7,8645075573      |
|           | 56 | 18 | 7,86707179  | 97739 | 7,8651050281      |

– разница между необходимым числом неизвестных в нашем подходе и МКЭ велика: в МКЭ даже для достижения меньшей точности число неизвестных превосходит в сотни и тысячи раз число неизвестных, требуемых в подходе данной работы. Если это имеет место при решении простейших задач устойчивости для одного-единственного конструктивного элемента, то совершенно очевидно, что

при рассмотрении тонкостенных пространственных систем, состоящих из сотен и тысяч таких элементов, ресурсы современной вычислительной техники могут оказаться недостаточными.

Далее приводятся результаты решения краевых задач в восьми случаях, указанных на рис. 1 (табл. 3), при различных значениях параметра удлинения пластины.

Таблица 3

Параметр критической нагрузки  
защемленной пластины при комбинированном  
однородном нагружении

| $\bar{N}_x : \bar{N}_y : \bar{N}_{xy}$ | $\lambda$ | M  | N  | $\bar{\mu}$ |
|----------------------------------------|-----------|----|----|-------------|
| 1:0:1                                  | 1         | 14 | 14 | 7,2562950   |
|                                        | 2         | 29 | 14 | 5,5752673   |
|                                        | 3         | 44 | 14 | 5,1870421   |
|                                        | 4         | 59 | 14 | 5,0613598   |
| 0:0:1                                  | 1         | 16 | 16 | 14,6420107  |
|                                        | 2         | 25 | 12 | 10,2479838  |
|                                        | 3         | 44 | 14 | 9,5343138   |
|                                        | 4         | 59 | 14 | 9,2951611   |
| 1:0:0                                  | 1         | 8  | 8  | 10,0739481  |
|                                        | 2         | 21 | 10 | 7,8670718   |
|                                        | 3         | 26 | 8  | 7,3593455   |
|                                        | 4         | 35 | 8  | 7,2078708   |
| 1:1:0                                  | 1         | 10 | 10 | 5,3036261   |
|                                        | 2         | 17 | 8  | 3,9234381   |
|                                        | 3         | 26 | 8  | 3,8605152   |
|                                        | 4         | 35 | 8  | 3,8260957   |
| 1:1:1                                  | 1         | 14 | 14 | 4,6445888   |
|                                        | 2         | 25 | 12 | 3,4898591   |
|                                        | 3         | 38 | 12 | 3,3049325   |
|                                        | 4         | 51 | 12 | 3,2392272   |
| 1:-1:0                                 | 1         | 12 | 12 | 14,965576   |
|                                        | 2         | 21 | 10 | 11,9626751  |
|                                        | 3         | 32 | 10 | 11,3186002  |
|                                        | 4         | 44 | 11 | 11,0819992  |
| 1:-1:1                                 | 1         | 14 | 14 | 11,0453863  |
|                                        | 2         | 29 | 14 | 8,2145864   |
|                                        | 3         | 44 | 14 | 7,6987365   |
|                                        | 4         | 59 | 14 | 7,5280825   |
| -1:0:1                                 | 1         | 18 | 18 | 36,4072709  |
|                                        | 2         | 33 | 16 | 19,8595305  |
|                                        | 3         | 50 | 16 | 17,8361975  |
|                                        | 4         | 67 | 16 | 17,1943394  |

В приводимых результатах табл. 3 верны все значащие цифры, что позволяет с уверенностью принять их в качестве критериальных, а каждый исследователь, занимающийся подобными вопросами, может использовать их по своему усмотрению.

Более подробные сведения как количественно, так и качественного характера для двух случаев нагружения: двустороннее сжатие и одностороннее сжатие со сдвигом можно почерпнуть из рис. 2 и 3

соответственно. Данные графики представляют зависимости параметра критической нагрузки  $\bar{\mu}$  как функции удлинения пластины  $\lambda$ , так и соотношения действующих нагрузок  $\gamma$  ( $\gamma = \bar{N}_y / \bar{N}_x$  – рис. 2,  $\gamma = \bar{N}_{xy} / \bar{N}_x$  – рис. 3).

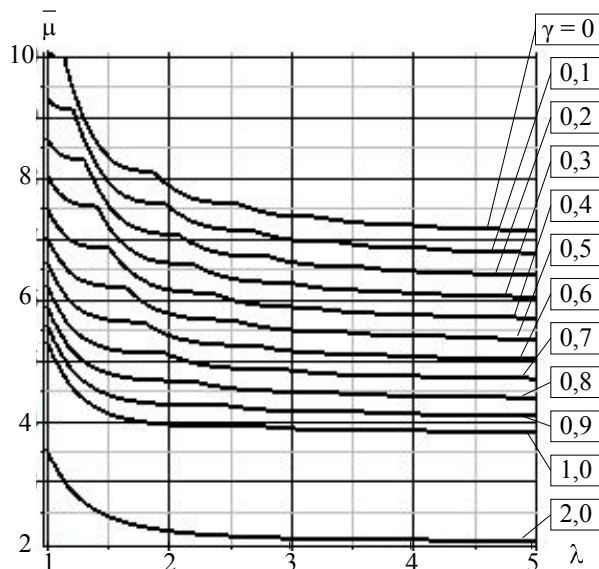


Рис. 2. Параметр критической нагрузки при двустороннем сжатии

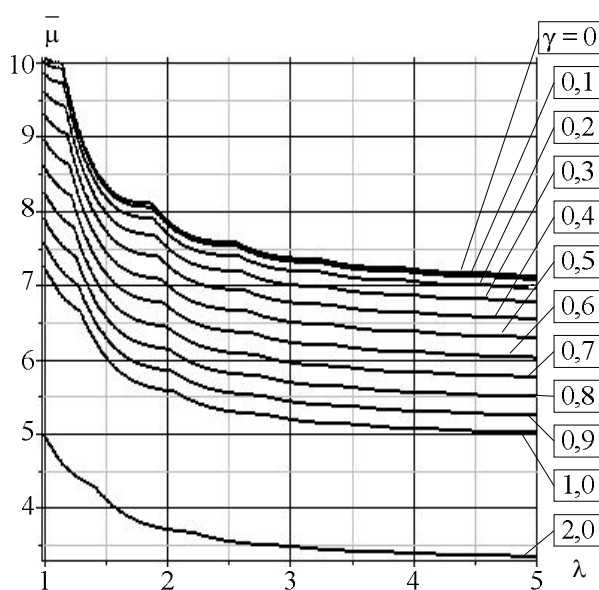


Рис. 3. Параметр критической нагрузки при совместном действии сжатия и сдвига

### 3.3. Уточнение некоторых известных зависимостей

Первое уточнение касается формулы взаимодействия, имеющей место при совместном действии нормальных и касательных усилий

$$\frac{\bar{N}_x^{\text{кр}}}{\bar{N}_{x0}^{\text{кр}}} + \left( \frac{\bar{N}_{xy}^{\text{кр}}}{\bar{N}_{xy0}^{\text{кр}}} \right)^{\alpha} \leq 1, \quad (15)$$

где нормальные усилия считаются положительными, если они – сжимающие, в противном случае при соответствующем члене должен стоять знак минус;

$\bar{N}_x^{\text{кр}}$ ,  $\bar{N}_{xy}^{\text{кр}}$  – критические усилия при их совместном действии; а в знаменателях усилия  $\bar{N}_{x0}^{\text{кр}}$ ,  $\bar{N}_{xy0}^{\text{кр}}$ , обозначенные с нулём, – те же критические усилия, но при раздельном действии. Происхождение термина «формула взаимодействия» неизвестно, её также можно назвать критерием потери устойчивости, здесь используется общепринятый термин – «формула взаимодействия». Показатель степени  $\alpha$  может изменяться в достаточно широких пределах (от 1,7 до 2,2). Общепринято полагать  $\alpha = 2$  [28]. Так ли это? Ответ на этот вопрос мы сейчас получим.

Рассматриваемый случай одностороннего сжатия со сдвигом (15) наиболее важен для конструкций силового кессона многолонжеронного крыла. В табл. 4 представлены результаты определения параметра  $\alpha$ , содержащегося в формуле (15). При вычислении критических усилий верхние пределы M и N в сумме (5) определялись программным путем в целях достижения точности всех цифр в мантиссе приводимых ниже чисел.

Таблица 4

К формуле взаимодействия

|           |          |          |          |          |
|-----------|----------|----------|----------|----------|
| $\lambda$ | 0,5      | 1        | 1,25     | 1,5      |
| $\alpha$  | 1,814818 | 2,098262 | 1,991639 | 1,893307 |
| $\lambda$ | 1,75     | 2        | 2,25     | 2,5      |
| $\alpha$  | 2,026062 | 2,010213 | 1,935794 | 2,018158 |
| $\lambda$ | 2,75     | 3        | 4        | 5        |
| $\alpha$  | 2,004461 | 1,992782 | 2,008797 | 2,007443 |

Да, действительно, в данном случае коэффициент  $\alpha$  в двучленной формуле очень близок к числу два.

При одновременном действии двустороннего сжатия (растяжения) и сдвига ряд авторов предлагает писать формулу взаимодействия в виде

$$\frac{\bar{N}_x^{\text{кр}}}{\bar{N}_{x0}^{\text{кр}}} + \frac{\bar{N}_y^{\text{кр}}}{\bar{N}_{y0}^{\text{кр}}} + \left( \frac{\bar{N}_{xy}^{\text{кр}}}{\bar{N}_{xy0}^{\text{кр}}} \right)^{\alpha} \leq 1, \quad (16)$$

где принимают  $\alpha = 2$ . Если какое-то из усилий  $\bar{N}_x$  или  $\bar{N}_y$  является растягивающим, то перед соответствующим слагаемым следует писать знак «-». Формулу (16) необходимо считать несостоятельной, что очевидно. Поскольку показатель степени  $\alpha$  мало отличается от двойки, то формулу (16) можно переписать так:

$$\left( \frac{\bar{N}_{xy}^{\text{кр}}}{\bar{N}_{xy0}^{\text{кр}}} \right)^2 \leq 1 - \frac{\bar{N}_x^{\text{кр}}}{\bar{N}_{x0}^{\text{кр}}} - \frac{\bar{N}_y^{\text{кр}}}{\bar{N}_{y0}^{\text{кр}}}. \quad (17)$$

Из этой формулы, полагая известной правую часть и критическую нагрузку  $\bar{N}_{xy0}^{\text{кр}}$ , можно было бы определить соответствующую сдвиговую критическую нагрузку  $\bar{N}_{xy}^{\text{кр}}$ . Это возможно при условии неотрицательности правой части неравенства (17), что, как правило, не выполняется. Иными словами, неравенство (17) можно рассматривать лишь как посыл и никак иначе.

Данное обстоятельство имеет место и в теории оболочек при совместном действии сжатия, внешнего давления и кручения. Различные формулы взаимодействия в этом случае, предложенные разными авторами, имеют отмеченный выше недостаток [29, равенства (5.1), (5.2), (5.3) на с. 190].

Завершая рассмотрение различных формул взаимодействия, следует отметить их совершенную бесполезность.

Второе уточнение связано с задачей потери устойчивости при чистом сдвиге жестко защемленной по всему контуру прямоугольной пластины. В работе [28, формула (9.170) на с. 349] приведена формула определения параметра  $\bar{\mu}_B$  критического касательного усилия

$$\bar{\mu}_B = 8,98 + 5,6\lambda^{-2}. \quad (18)$$

Располагая высокоточными значениями  $\bar{\mu}$ , полученными в данной работе, формулу (18) можно уточнить, добавив к её правой части некоторую функцию  $f(\lambda)$ , полученную по интерполяционной формуле Лагранжа по десяти узлам ( $\lambda = 1, 2, \dots, 10$ ):

$$\begin{aligned} f(\lambda) = & -1,562061207 \cdot 10^{-6} (\lambda - 1,089400712) \times \\ & \times (\lambda - 9,498538170) (\lambda - 9,868010742) \times \\ & \times (\lambda^2 - 5,586814131\lambda + 10,80428424) \times \\ & \times (\lambda^2 - 10,41548899\lambda + 28,92187337) \times \\ & \times (\lambda^2 - 15,74529261\lambda + 63,32633902), 1 \leq \lambda \leq 10; \\ f(\lambda) = & 0, \quad \lambda > 10. \end{aligned} \quad (19)$$

Функция  $f(\lambda)$  интерполирует разницу между нашими данными и результатами, вычисленными по формуле (18).

В результате формула (18) уточняется следующим образом:

$$\bar{\mu} = 8,98 + 5,6\lambda^{-2} + f(\lambda). \quad (20)$$

Как оказалось, уточнение приближенной формулы (18) незначительно, о чем свидетельствуют данные табл. 5. Выбор значений M и N производился программным путем автоматически с целью дос-

тижения точности во всех значащих цифрах чисел, приведенных в колонке « $\bar{\mu}$ », что символически отмечено жирным шрифтом.

Таблица 5  
Уточнение приближенной формулы для параметра критической нагрузки при чистом сдвиге

| $\lambda$ | M   | N  | $\bar{\mu}$       | $\bar{\mu}_B$ | $f(\lambda)$ | $\varepsilon, \%$ |
|-----------|-----|----|-------------------|---------------|--------------|-------------------|
| 1         | 17  | 17 | <b>14,6420107</b> | 14,58         | 0,0620107    | 0,424             |
| 2         | 26  | 13 | <b>10,2479838</b> | 10,38         | -0,1320162   | 1,288             |
| 3         | 45  | 15 | <b>9,5343138</b>  | 9,60          | -0,0679084   | 0,712             |
| 4         | 44  | 11 | <b>9,2951611</b>  | 9,33          | -0,0348389   | 0,375             |
| 5         | 55  | 11 | <b>9,18535774</b> | 9,20          | -0,0186423   | 0,203             |
| 6         | 66  | 11 | <b>9,11929474</b> | 9,14          | -0,0162608   | 0,178             |
| 7         | 77  | 11 | <b>9,07980060</b> | 9,09          | -0,0144851   | 0,160             |
| 8         | 88  | 11 | <b>9,05557699</b> | 9,07          | -0,0119230   | 0,132             |
| 9         | 99  | 11 | <b>9,03970148</b> | 9,05          | -0,0094343   | 0,104             |
| 10        | 110 | 11 | <b>9,02858644</b> | 9,04          | -0,0074136   | 0,082             |

Максимальная погрешность получается для сравнительно коротких пластин  $\lambda \leq 4$ . Как видно, с увеличением  $\lambda$  погрешность формулы (18) уменьшается, и при  $\lambda \rightarrow \infty$  (чистый сдвиг полосы) формула (18) превращается в точную.

Формула, аналогичная формуле (18), в случае свободного опирания пластины [28, формула (9.139) на с. 349], была получена Р. В. Саусвеллом и С. У. Скэнном [28, сноска на с. 345]. Следует подчеркнуть несомненный талант исследователей начала прошлого века, которым в отсутствие вычислительных средств удалось, зная лишь точное значение функции при  $\lambda = \infty$ , подобрать вид уточняющей функции  $(1/\lambda^2)$  при произвольном  $\lambda$  и определить один-единственный параметр (в формуле (18) коэффициент равен 5,6). Таким образом, формулу (18) и подобные ей следует считать гениальными, точность такой формулы отражена в табл. 5.

На этой мажорной ноте можно завершить исследования в этом направлении.

## Заключение

1. С высокой точностью решена двумерная обобщенная задача на собственные значения, когда подчиненный оператор задачи имеет переменные коэффициенты.

2. Элементы матрицы однородной системы линейных алгебраических уравнений, к решению которой редуцировано решение исходной задачи, вычислены точно в виде дробей, радикалов и т.п., что позволило получить характеристическое уравнение с заданной гарантированной точностью.

3. Замечательные свойства ранее предложенных и использованных здесь координатных функций позволили выделить среди слагаемых собствен-

ных функций ведущий элемент, окаймление которого слева и справа дало возможность упростить («оптимизировать») структуру собственных функций без заметного ущерба точности.

4. Конструктивно подтверждена устойчивость, сходимости и точность процедур получения иско- мых решений.

5. В качестве приложения к задачам механики даны решения восьми краевых задач, описывающих устойчивость прямоугольных пластин при различном нагружении границы. Точные решения этих задач не получены по сей день. Параметры критических нагрузок здесь получены с точностью до восьми-десяти значащих цифр, что в десятки и сотни тысяч раз превышает точность, предъявляемую к инженерным расчетам.

6. Известные формулы взаимодействия при комбинированном нагружении пластины, а также приближенная формула для параметра критической нагрузки при чистом сдвиге в зависимости от удлинения пластины получили свое уточнение.

## Литература

1. Халилов, С. А. Проблема исследования устойчивости несущей конструкции большегрузных самолетов [Текст] / С. А. Халилов // *Авиационно-космическая техника и технология* : сб. науч. тр. Харьковского авиац. ин-та им. Н. Е. Жуковского. – Х., 1994. – С. 358 – 369.
2. Халилов, С. А. Развитие альтернативного подхода к решению проблемы устойчивости силовых элементов конструкции самолета [Текст] / С. А. Халилов // *Авиационно-космическая техника и технология* : сб. науч. тр. Харьковского авиац. ин-та им. Н. Е. Жуковского. – Х., 1995. – С. 223 – 227.
3. Халилов, С. А. Метод идентификации краевых условий в задачах упругой устойчивости. Идея метода [Текст] / С. А. Халилов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 36/1. – С. 15 – 21.
4. Кривцов, В. С. Исследование устойчивости силового кессона крыла методом идентификации краевых условий [Текст] / В. С. Кривцов, С. А. Халилов, В. Б. Минтюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 7 (23). – С. 151 – 161.
5. Кривцов, В. С. Устойчивость силового кессона крыла. Численный анализ на основе метода идентификации краевых условий [Текст] / В. С. Кривцов, С. А. Халилов, В. Б. Минтюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 3 (39). – С. 5 – 26.
6. Минтюк, В. Б. Устойчивость подкрепленной в области и на криволинейной границе пластины как элемента тонкостенной пространственной системы [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 01.02.04 ; защищена 18.12.2004 ; утв. 9.03.2005 / Минтюк Виталий Борисович. – Х., 2004. – 147 с.

7. Кравченко, С. Г. Устойчивость пространственных тонкостенных пластинчатых систем [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 01.02.04 ; защита 24.09.2010 ; утв. 13.12.2010 / Кравченко Сергей Григорьевич. – Х., 2010. – 160 с.

8. Теоретические основы математического моделирования устойчивости несущих конструкций авиакосмической техники [Текст] : отчет о НИР (заключ.) / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Гайдачук В. Е., Халилов С. А.; исполн. Минтюк В. Б. [и др.] – Х., 2002. – 140 с. – № ГР 0100U003434. – Инв. № 0203U008196.

9. Теоретические основы метода идентификации краевых условий для исследования упругой устойчивости силовой конструкции аэрокосмической техники [Текст] : отчет о НИР (заключ.) / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Гайдачук В. Е., Халилов С. А.; исполн. Минтюк В. Б. [и др.] – Х., 2005. – 173 с. – № ГР 0103U005070. – Инв. № 0206U002451.

10. Теория и численная реализация метода идентификации краевых условий в задачах упругой устойчивости и колебаний [Текст] : отчет о НИР (заключ.) / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Гайдачук В. Е., Халилов С. А.; исполн. Минтюк В. Б. [и др.] – Х., 2008. – 217 с. – № ГР 0106U001061. – Инв. № 0209U005481.

11. Новые математические методы исследования полей, состояний и процессов механики сплошных сред для развития современных аэрокосмических технологий. Т. 2. Метод идентификации краевых условий [Текст] : отчет о НИР (заключ.) / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Николаев А. Г., Халилов С. А.; исполн. Минтюк В. Б. [и др.] – Х., 2011. – 184 с. – № ГР 0109U0013194. – Инв. № 0712U001251.

12. Новые методы исследования линейно и нелинейно деформируемых тел из композиционных материалов. Т. 2. Математические модели, методы их анализа и численная реализация нелинейного деформирования тонкостенных пространственных систем [Текст] : отчет о НИР (промеж.) / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Николаев А. Г., Халилов С. А.; исполн. Минтюк В. Б. [и др.] – Х., 2012. – 94 с. – № ГР 0112U002135. – Инв. № 0712U001251.

13. Новые методы исследования линейно и нелинейно деформируемых тел из композиционных материалов. Т. 2. Математические модели, методы их анализа и численная реализация нелинейного деформирования тонкостенных пространственных систем [Текст] : отчет о НИР (промеж.) / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Николаев А. Г., Халилов С. А.; исполн. Минтюк В. Б. [и др.] – Х., 2013. – 142 с. – № ГР 0112U002135. – Инв. № 0214U006196.

14. Халилов, С. А. Приближенное замкнутое решение плоской задачи теории упругости в трапецевидной области [Текст] / С. А. Халилов,

М. А. Яровой // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 2 (10). – С. 33 – 38.

15. Халилов, С. А. Построение приближенного аналитического решения плоской задачи теории упругости в трапецевидной области [Текст] / С. А. Халилов, С. Г. Кравченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 1 (58). – С. 16 – 23.

16. Халилов, С. А. Решение в прямоугольнике статической задачи теории упругости при заданных на границе напряжениях [Текст] / С. А. Халилов // *Вопросы проектирования самолетных конструкций : темат. сб. науч. тр. Харьковско-го авиац. ин-та им. Н. Е. Жуковского*. – Вып. 3. – Х., 1982. – С. 120 – 127.

17. Халилов, С. А. Построение и исследование аналитико-численного решения задачи об изгибе жестко закреплённой прямоугольной пластины [Текст] / С. А. Халилов, В. Б. Минтюк, Д. А. Ткаченко // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 49. – Х., 2011. – С. 81 – 94.

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

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

20. Ткаченко, Д. А. Ортонормированный в энергетическом пространстве бигармонического оператора базис в прямоугольнике при однородных главных краевых условиях по границе [Текст] / Д. А. Ткаченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 3 (110). – С. 41 – 51.

21. Михлин, С. Г. Численная реализация вариационных методов [Текст] / С. Г. Михлин. – М. : Наука, 1966. – 432 с.

22. Собственный спектр бигармонического оператора в прямоугольнике при главных краевых условиях [Текст] / С. А. Халилов, В. Б. Минтюк, Д. А. Ткаченко, В. В. Копычко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 5 (112). – С. 70–78.

23. Халилов, С. А. Новые системы ортонормированных многочленов, некоторые их свойства и приложения [Текст] / С. А. Халилов // *Прочность конструкций летательных аппаратов : темат. сб. науч. тр. Харьковско-го авиац. ин-та им. Н. Е. Жуковского*. – Вып. 5. – Х., 1978. – С. 46 – 56.

24. Михлин, С. Г. Вариационные методы в математической физике [Текст] / С. Г. Михлин. - М. : Гостехиздат, 1957. - 478 с.

25. Оден, Дж. Конечные элементы в нелинейной механике сплошных сред [Текст] / Дж. Оден. - М. : Мир, 1976. - 464 с.

26. Обэн, Ж.-П. Приближенное решение эллиптических краевых задач [Текст] / Ж.-П. Обэн. - М. : Мир, 1977. - 383 с.

27. Сьярле, Ф. Метод конечных элементов для эллиптических задач [Текст] / Ф. Сьярле. - М. : Мир, 1980. - 512 с.

28. Вольмир, А. С. Устойчивость деформируемых систем [Текст] / А. С. Вольмир. - М. : Наука, 1967. - 984 с.

29. Григолюк, Э. И. Устойчивость оболочек [Текст] / Э. И. Григолюк, В. В. Кабанов. - М. : Наука, 1978. - 360 с.

Поступила в редакцию 25.09.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

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

### УЗАГАЛЬНЕНА ЗАДАЧА НА ВЛАСНІ ЗНАЧЕННЯ В ПРЯМОКУТНИКУ З БІГАРМОНІЧНИМ ОПЕРАТОРОМ ПРИ ГОЛОВНИХ КРАЙОВИХ УМОВАХ

*С. А. Халілов, В. Б. Минтюк, Д. А. Ткаченко, В. В. Копичко*

У високих наближеннях наведено розв'язання узагальненої задачі на власні значення в прямокутній області, яка має широке застосування до задач механіки деформівного твердого тіла. Підпорядкований оператор задачі містить змінні коефіцієнти. Запропоновано процедуру, що дозволяє спростити без утрати точності структуру власних функцій. Отримано з наперед заданою точністю розв'язки восьми крайових задач, що описують проблему стійкості прямокутних пластин при комбінованому навантаженні, точні розв'язки яких не відомі дотепер. Аналіз відомої формули взаємодії при комбінованому навантаженні дозволив зробити висновок про її непотрібність. На підставі отриманих у роботі з високою точністю параметрів критичного навантаження при чистому зсуві залежно від подовження дано уточнення відомої наближеної формули, що дозволило рекомендувати цю формулу як практично точну на всьому діапазоні зміни параметра подовження пластини.

**Ключові слова:** стійкість, збіжність і точність процедур визначення власних значень і власних функцій; «оптимізація» структури власних функцій; комбіноване навантаження; формула взаємодії.

### THE GENERALIZED EIGENVALUE PROBLEM IN A RECTANGLE WITH THE BIHARMONIC OPERATOR BY THE MAIN BOUNDARY CONDITIONS

*S. A. Khalilov, V. B. Myntyuk, D. A. Tkachenko, V. V. Kopychko*

The generalized eigenvalue problem in a rectangular domain solution, which is of wide application to of solid mechanics problems, is given with high approximations. The subordinate operator of the problem contains variable coefficients. A procedure that allows to simplify the eigenfunctions structure without loss of accuracy is suggested. The solutions of eight boundary value problems describing the problem of the rectangular plate's stability under combined loading, whose exact solutions are not known to this day, are obtained with prescribed accuracy. The analysis of the well-known interaction formula with the combined loading led to the conclusion of its uselessness. The known approximate formula specification is given, depending on the extension, on the basis of the critical load by pure shear parameters obtained in the work with high precision that allowed to recommend this formula as an almost exact over the entire range of the extension plate parameter.

**Keywords:** stability, convergence and accuracy of the procedures for determining the eigenvalues and eigenfunctions; «optimization» of the eigenfunctions structure; combined loading; interaction formula.

**Халілов Сиявуш Ахмедович** – старший научный сотрудник научного отдела кафедры высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: khalilov@ukr.net.

**Минтюк Виталий Борисович** – канд. техн. наук, доцент кафедры прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: minvit@mail.ru.

**Ткаченко Денис Анатольевич** – аспирант кафедры технологии и производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: 20Black\_and\_White07@ukr.net.

**Копычко Виктор Владимирович** – аспирант кафедры технологии и производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: viktor\_kopychko@mail.ru.

УДК 539.3

А. Г. НИКОЛАЕВ, Е. А. ТАНЧИК

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

## РАЗВИТИЕ АППАРАТА ОБОБЩЕННОГО МЕТОДА ФУРЬЕ НА НЕКОТОРЫЕ МНОГОСВЯЗНЫЕ ОБЛАСТИ И ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОРИСТОГО МАТЕРИАЛА

*В работе получены новые теоремы сложения модифицированных базисных решений уравнения Ламе в сжатых сфероидальных системах координат, начала которых произвольно сдвинуты друг относительно друга. Эти теоремы использованы для построения модели напряженно-деформированного состояния пористого упругого материала. Поры моделируются сжатыми сфероидальными полостями, центры которых расположены в узлах кубической решетки. Модель сводится к краевой задаче для уравнения Ламе с однородными условиями на границе пор и условиями на бесконечности. Вектор перемещений строится в виде суперпозиции модифицированных базисных решений уравнения Ламе и перемещения, удовлетворяющего условиям на бесконечности. В модели граничные условия удовлетворяются точно при помощи аппарата теорем сложения. Разрешающая система для определения параметров модели допускает эффективное численное решение. Проведен численный и качественный анализ напряженного состояния в областях максимальной концентрации напряжений в зависимости от относительного расстояния между полостями.*

**Ключевые слова:** теоремы сложения, базисные решения уравнения Ламе, сжатые сфероидальные полости, граничные условия, напряженно-деформированное состояние, обобщенный метод Фурье, метод редукции, пористый материал.

### Введение

В последние десятилетия наблюдается стремительный рост внедрения новых видов материалов при проектировании различных образцов техники в высокотехнологических областях, в частности, в авиаракетостроении. К таким материалам относятся металлические и неметаллические композиты, металлопены, керамика, интерметаллиды, полимеры и др. При этом важной задачей является создание математических моделей материалов, учитывающих их физические и геометрические неоднородности. Практически все известные на сегодняшний день модели обладают одним существенным недостатком — они учитывают влияние неоднородностей приближенно. При этом в авиаракетостроении с каждым годом повышаются требования к точности расчетов полей напряжений и деформаций, которые возникают в процессе эксплуатации летательных аппаратов. В связи с этим актуальной задачей для высокотехнологических областей промышленности является задача точного определения напряженно-деформированного состояния многокомпонентных материалов.

В настоящее время предлагаются разные модели напряженно-деформированного состояния пористых и композиционных материалов. В работе [1] обобщены базовые подходы, применяемые в математических моделях, и общие методы решения уравнений механики стохастических композитов.

Они могут быть сведены к стохастическим уравнениям теории упругости структурно неоднородного тела, к уравнениям теории эффективных упругих модулей, к уравнениям теории упругих смесей или к более общим уравнениям четвертого порядка. Решение стохастических уравнений теории упругости для произвольной области вызывает значительные математические трудности и может быть 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 статьях [2–4] методами теории аналитических функций решаются некоторые осесимметричные задачи теории упругости для системы сферических и эллипсоидальных полостей и включений.

В статье [5] предложена структурная модель зернистого эластомерного композита, позволившая связать его деформационное и прочностное поведение с размерами частиц дисперсной фазы, т.е. учесть масштабный фактор прочности. На основе теоретических исследований напряженно-деформированного состояния вокруг двух жестких сферических включений в упругой несжимаемой матрице

установлены зависимости математического ожидания разрывного усилия от физико-механических характеристик связующего, размеров частиц и расстояния между ними. В результате предложен новый вероятностный критерий появления микроразрушения в композитной структуре в виде отслоений матрицы от частиц. С его помощью проведены модельные исследования процессов развития внутренней поврежденности в композитной системе в зависимости от степени наполнения и величины включений. Построены соответствующие кривые растяжения, определены предельные разрывные макро-напряжения и макродеформации.

В работах [6, 7] методами теории гармонических функций исследованы осесимметричные напряженные состояния в упругом пространстве с двумя сферическими включениями и в полупространстве с вытянутой сфероидальной полостью.

В статье [8] сделана попытка моделирования напряженного состояния упругой среды с периодической системой сфероидальных включений.

В статье [9] дается обзор методов моделирования напряженного состояния композита с очень малыми размерами нановключений. Обсуждаются варианты применения функции Грина, непосредственного интегрирования уравнений равновесия, метода бесконечно малых включений. Все перечисленные методы учитывают неоднородные включения приближенно.

В работе [10] на примере решения задачи Дирихле для уравнения Лапласа приводится сравнительный анализ методов решения краевых задач в областях с  $N$  непересекающимися включениями.

В статьях [11, 12] исследовано напряженное состояние в окрестности четырех вытянутых сфероидальных пор и включений в упругом материале обобщенным методом Фурье (ОМФ). Численная реализация модели позволила получить характер распределения локальных напряжений в области их концентрации. Развитие и применение ОМФ излагается в работах [13, 14]. В данной работе ОМФ развивается на модифицированные базисные решения уравнения Ламе в сжатых сфероидальных системах координат, сдвинутых произвольно друг относительно друга. Приводится его приложение к моделированию напряженно-деформированного состояния пористого материала.

### Теоремы сложения решений уравнения Ламе в сдвинутых сжатых сфероидальных системах координат для модифицированного базиса

В работе [13] были введены наборы частных решений уравнения Ламе

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

в сжатых сфероидальных системах координат  $(\xi, \eta, \varphi)$

$$U_{s,n,m}^{\pm(6)} = \frac{-ic}{2n+1} D_s \left[ u_{n-1,m}^{\pm(6)} - u_{n+1,m}^{\pm(6)} \right], \quad s=1,3; \quad (2)$$

$$U_{2,n,m}^{\pm(6)} = D_2 u_{n,m}^{\pm(6)} - ic \bar{q}_0^2 D_1 u_{n\pm 1,m}^{\pm(6)}, \quad (3)$$

$$n, m \in \mathbb{Z}, \quad n \geq 0, \quad |m| \leq n+1,$$

$$u_{n,m}^{\pm(6)}(\xi, \eta, \varphi) = u_{n,m}^{\pm}(\xi) S_n^m,$$

$$u_{n,m}^+(\xi) = Q_n^{-m}(\operatorname{ish} \xi), \quad u_{n,m}^-(\xi) = P_n^{-m}(\operatorname{ish} \xi),$$

где  $D_1 = \nabla$ ,  $D_2 = z \nabla - \chi e_z$ ,  $D_3 = i[\nabla \times e_z]$  (здесь  $i$  - мнимая единица),  $S_n^m = P_n^m(\cos \eta) e^{im\varphi}$ ,  $\chi = 3 - 4\sigma$ ,  $\bar{q} = \operatorname{sh} \xi$ ,  $\bar{q}_0 = \operatorname{sh} \xi_0$ ,  $P_n^m$  и  $Q_n^m$  - присоединенные функции Лежандра первого и второго рода соответственно.

В координатной форме перемещения (2), (3) имеют вид

$$U_{1,n,m}^{\pm(6)} = u_{n,m-1}^{\pm(6)} e_{-1} - u_{n,m+1}^{\pm(6)} e_1 - u_{n,m}^{\pm(6)} e_0, \quad (4)$$

$$U_{3,n,m}^{\pm(6)} = -u_{n,m-1}^{\pm(6)} e_{-1} - u_{n,m+1}^{\pm(6)} e_1, \quad (5)$$

$$U_{2,n,m}^{\pm(6)} = i \bar{q} u_{1,n,m-1}^{\pm(6)} e_{-1} - i \bar{q} u_{1,n,m+1}^{\pm(6)} e_1 - [i \bar{q} u_{1,n,m}^{\pm(6)} + \chi u_{n,m}^{\pm(6)}] e_0 + ic(\bar{q}^2 - \bar{q}_0^2) \nabla u_{n\pm 1,m}^{\pm(6)}, \quad (6)$$

где

$$u_{1,n,m}^{\pm(6)} = u_{1,n,m}^{\pm} S_n^m,$$

$$u_{1,n,m}^+ = (n+m+1) Q_{n+1}^{-m}(i \bar{q}),$$

$$u_{1,n,m}^- = -(n-m) P_{n-1}^{-m}(i \bar{q}).$$

Базис  $(e_{-1}, e_1, e_0)$  связан с ортами цилиндрической системы координат следующим образом:

$$e_{-1} = \frac{1}{2}(e_\rho + i e_\varphi) e^{i\varphi}, \quad e_1 = \frac{1}{2}(e_\rho - i e_\varphi) e^{-i\varphi}, \quad e_0 = e_z.$$

Можно заметить, что приведенные частные решения уравнения Ламе не при всех индексах  $n$  и  $m$  являются регулярными линейно независимыми функциями в областях  $\xi > \xi_0$  ( $\xi < \xi_0$ ). Ввиду этого в работе [13] были введены наборы регулярных линейно независимых решений уравнения Ламе в соответствующих областях

$$\tilde{U}_{s,n,m}^{\pm(6)} = U_{s,n,m}^{\pm(6)}, \quad s=1 \div 3, \quad n \in \mathbb{N}, \quad |m| \leq n-1; \quad (7)$$

$$\tilde{U}_{1,n,\pm n}^{+(6)} = U_{1,n,\pm n}^{+(6)} \mp U_{3,n,\pm n}^{+(6)}, \quad n \in \mathbb{N}; \quad (8)$$

$$\tilde{U}_{1,0,0}^{+(6)} = -\chi U_{1,0,1}^{+(6)} + U_{2,0,1}^{+(6)} + (1+\chi) U_{3,0,1}^{+(6)}; \quad (9)$$

$$\tilde{U}_{2,n,\pm n}^{+(6)} = U_{2,n,\pm n}^{+(6)}, \quad n \in \mathbb{Z}_+; \quad (10)$$

$$\tilde{U}_{3,n,\pm n}^{+(6)} = -\chi U_{1,n,\pm(n+1)}^{+(6)} + U_{2,n,\pm(n+1)}^{+(6)} \pm$$

$$\pm(1+\chi)U_{3,n,\pm(n+1)}^{+(6)}, \quad n \in \mathbb{N}; \quad (11)$$

$$\tilde{U}_{3,0,0}^{+(6)} = -\chi U_{1,0,-1}^{+(6)} + U_{2,0,-1}^{+(6)} - (1+\chi)U_{3,0,-1}^{+(6)}; \quad (12)$$

$$\tilde{U}_{1,n,\pm n}^{-(6)} = U_{1,n,\pm n}^{-(6)}, \quad n \in \mathbb{Z}_+; \quad (13)$$

$$\tilde{U}_{2,n,\pm n}^{-(6)} = U_{1,n,\pm(n+1)}^{-(6)}, \quad n \in \mathbb{N}; \quad (14)$$

$$\tilde{U}_{3,n,\pm n}^{-(6)} = U_{3,n,\pm n}^{-(6)}, \quad n \in \mathbb{N}; \quad (15)$$

$$\tilde{U}_{2,0,0}^{-(6)} = U_{1,0,1}^{-(6)}, \quad \tilde{U}_{3,0,0}^{-(6)} = U_{1,0,-1}^{-(6)}. \quad (16)$$

В работе [15] было доказано, что наборы решений (7) – (12) и (13) – (16) являются базисными решениями уравнения Ламе в областях  $\xi > \xi_0$  и  $\xi < \xi_0$  соответственно. В работе [13] были получены теоремы сложения решений (2), (3) в сжатых сфероидальных системах координат, начала которых произвольно сдвинуты друг относительно друга. Целью настоящей работы является получение теорем сложений решений (7) – (12) в сдвинутых друг относительно друга сонаправленных сжатых сфероидальных системах координат и применение их к моделированию напряженно-деформированного состояния пористого материала со сфероидальными порами.

Доказана следующая

**Теорема.** Справедливы теоремы сложения внешних базисных решений уравнения Ламе (7) – (12) по внутренним решениям (13) – (16) при  $\xi_\alpha \in (0, \gamma_{j\alpha})$ :

$$\begin{aligned} \tilde{U}_{s,n,m}^{+(6)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j) = \\ = \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{\ell=-k}^k \tilde{T}_{s,n,m,j}^{t,k,\ell,\alpha} \tilde{U}_{t,k,\ell}^{-(6)}(\xi_\alpha, \eta_\alpha, \varphi_\alpha), \end{aligned} \quad (17)$$

где

$$\gamma_{j\alpha} = \text{Arsh} \frac{\sqrt{t_{j\alpha} + \sqrt{t_{j\alpha}^2 + 4c_\alpha^2 z_{j\alpha}^2}}}{c_\alpha \sqrt{2}},$$

$$t_{j\alpha} = z_{j\alpha}^2 + (\rho_{j\alpha} - c_j)^2 - c_\alpha^2,$$

$$\tilde{T}_{s,n,m,j}^{t,k,\ell,\alpha} = T_{s,n,m,j}^{t,k,\ell,\alpha}, \quad k \geq 1, \quad |\ell| \leq k-1;$$

$$\tilde{T}_{s,n,m,j}^{1,k,k,\alpha} = T_{s,n,m,j}^{1,k,k,\alpha} + \chi T_{s,n,m,j}^{2,k,k,\alpha}, \quad k \geq 0;$$

$$\tilde{T}_{s,n,m,j}^{2,k,k,\alpha} = T_{s,n,m,j}^{1,k,k+1,\alpha} - T_{s,n,m,j}^{3,k,k+1,\alpha}, \quad k \geq 0;$$

$$\tilde{T}_{s,n,m,j}^{3,k,k,\alpha} = T_{s,n,m,j}^{3,k,k,\alpha} + (1+\chi)T_{s,n,m,j}^{2,k,k,\alpha}, \quad k \geq 1;$$

$$\tilde{T}_{s,n,m,j}^{1,k,-k,\alpha} = T_{s,n,m,j}^{1,k,-k,\alpha} + \chi T_{s,n,m,j}^{2,k,-k,\alpha}, \quad k \geq 1;$$

$$\tilde{T}_{s,n,m,j}^{2,k,-k,\alpha} = T_{s,n,m,j}^{1,k,-k-1,\alpha} + T_{s,n,m,j}^{3,k,-k-1,\alpha}, \quad k \geq 1;$$

$$\tilde{T}_{s,n,m,j}^{3,k,-k,\alpha} = T_{s,n,m,j}^{3,k,-k,\alpha} - (1+\chi)T_{s,n,m,j}^{2,k,-k,\alpha}, \quad k \geq 1;$$

$$\tilde{T}_{s,n,m,j}^{3,0,0,\alpha} = T_{s,n,m,j}^{1,0,-1,\alpha} + T_{s,n,m,j}^{3,0,-1,\alpha};$$

$$T_{s,n,m,j}^{t,k,\ell,\alpha} = \delta_{st} f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha} - \delta_{s2} \delta_{t1} g_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha}$$

при  $(n \geq 1) \wedge (|m| \leq n-1)$ ;

$$T_{1,n,n,j}^{t,k,\ell,\alpha} = (\delta_{t1} - \delta_{t3}) f_{n,n,j}^{k,\ell,\alpha}$$

при  $(-k \leq \ell \leq k+1) \wedge (n \geq 1)$ ;

$$T_{1,n,n,j}^{t,k,-k-1,\alpha} = 0 \quad \text{при } n \geq 1;$$

$$T_{1,n,-n,j}^{t,k,\ell,\alpha} = (\delta_{t1} + \delta_{t3}) f_{n,-n,j}^{k,\ell,\alpha}$$

при  $(-k-1 \leq \ell \leq k) \wedge (n \geq 1)$ ;

$$T_{1,0,0,j}^{t,k,\ell,\alpha} = \tilde{\delta}_t f_{0,1,j}^{k,\ell,\alpha} - \delta_{t1} g_{0,1,j}^{k,\ell,\alpha}$$

при  $1-k \leq \ell \leq k+1$ ;

$$T_{1,0,0,j}^{t,k,-k,\alpha} = -\delta_{t1} g_{0,1,j}^{k,-k,\alpha};$$

$$T_{1,0,0,j}^{t,k,-k-1,\alpha} = \delta_{t1} g_{0,1,j}^{k,-k-1,\alpha};$$

$$T_{2,n,n,j}^{t,k,\ell,\alpha} = \delta_{st} f_{n,n,j}^{k,\ell,\alpha} - \delta_{s2} \delta_{t1} g_{n,n,j}^{k,\ell,\alpha}$$

при  $-k \leq \ell \leq k+1$ ;

$$T_{2,n,n,j}^{t,k,-k-1,\alpha} = -\delta_{t1} \delta_{s2} g_{n,n,j}^{k,-k-1,\alpha};$$

$$T_{2,n,-n,j}^{t,k,\ell,\alpha} = \delta_{st} f_{n,-n,j}^{k,\ell,\alpha} - \delta_{s2} \delta_{t1} g_{n,-n,j}^{k,\ell,\alpha}$$

при  $-k-1 \leq \ell \leq k$ ;

$$T_{2,n,-n,j}^{t,k,k+1,\alpha} = -\delta_{t1} \delta_{s2} g_{n,-n,j}^{k,k+1,\alpha};$$

$$T_{3,n,n,j}^{t,k,\ell,\alpha} = \tilde{\delta}_t f_{n,n+1,j}^{k,\ell,\alpha} - \delta_{t1} g_{n,n+1,j}^{k,\ell,\alpha}$$

при  $(1-k \leq \ell \leq k+1) \wedge (n \geq 1)$ ;

$$T_{3,n,n,j}^{t,k,-k,\alpha} = -\delta_{t1} g_{n,n+1,j}^{k,-k,\alpha} \quad \text{при } n \geq 1;$$

$$T_{3,n,n,j}^{t,k,-k-1,\alpha} = \delta_{t1} g_{n,n+1,j}^{k,-k-1,\alpha} \quad \text{при } n \geq 1;$$

$$T_{3,n,-n,j}^{t,k,\ell,\alpha} = \hat{\delta}_t f_{n,-n-1,j}^{k,\ell,\alpha} - \delta_{t1} g_{n,-n-1,j}^{k,\ell,\alpha}$$

при  $-k-1 \leq \ell \leq k-1$ ;

$$T_{3,n,-n,j}^{t,k,k,\alpha} = -\delta_{t1} g_{n,-n-1,j}^{k,k,\alpha};$$

$$T_{3,n,-n,j}^{t,k,k+1,\alpha} = \delta_{t1} g_{n,-n-1,j}^{k,k+1,\alpha};$$

$$g_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha} = -\bar{q}_{j0}^2 f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha} - \bar{q}_{\alpha 0}^2 f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha} + z_{j\alpha} f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha},$$

$$g_{2,n,m,j}^{k,\ell,\alpha} = \bar{q}_{j0}^2 f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha} + \bar{q}_{\alpha 0}^2 f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha} + f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha},$$

$$g_{3,n,m,j}^{k,\ell,\alpha} = \bar{q}_{j0}^2 f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha} + \bar{q}_{\alpha 0}^2 f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha} + f_{n,m,j}^{k,\ell,\alpha};$$

$$\tilde{\delta}_t = -\chi \delta_{t1} + (\chi+1) \delta_{t3} + \delta_{t2},$$

$$\hat{\delta}_t = -\chi \delta_{t1} - (\chi+1) \delta_{t3} + \delta_{t2};$$

$$f_{n,m,j}^{k,1,\alpha} = \pi \left( k + \frac{1}{2} \right) \sum_{p=k}^{\infty} \sum_{r=n}^{\infty} \Gamma_{nrj}^{kpa} u_{p+r,m-\ell}^{+(4)j,\alpha},$$

$$f_{n,m,j}^{k,1,\alpha} = \pi \left( k + \frac{1}{2} \right) \sum_{p=k}^{\infty} \sum_{r=n+2}^{\infty} (n-r) \Gamma_{nrj}^{kpa} u_{p+r,m-\ell}^{+(4)j,\alpha},$$

$$\begin{aligned}
f_3^{k,l,\alpha} &= \pi \left( k + \frac{1}{2} \right) \sum_{p=k+2}^{\infty} \sum_{r=n}^{\infty} (p-k) \Gamma_{nr}^{kp\alpha} u_{p+r,m-\ell}^{+(4)j,\alpha}, \\
f_4^{k,l,\alpha} &= -\pi \left( k + \frac{1}{2} \right) \sum_{p=k}^{\infty} \sum_{r=n}^{\infty} \Gamma_{nr}^{kp\alpha} u_{p+r+1,m-\ell}^{+(4)j,\alpha}, \\
f_5^{k,l,\alpha} &= \pi \left( k + \frac{1}{2} \right) \sum_{p=k}^{\infty} \sum_{r=n}^{\infty} \Gamma_{nr}^{kp\alpha} v_{p+r,n,k}^{j,\alpha}, \\
f_6^{k,l,\alpha} &= \pi \left( k + \frac{1}{2} \right) \sum_{p=k}^{\infty} \sum_{r=n}^{\infty} \Gamma_{nr}^{kp\alpha} w_{p+r,n,k}^{j,\alpha}, \\
\Gamma_{nr}^{kp\alpha} &= \frac{1}{\gamma_{kp} \gamma_{nr}} (-1)^{p+m-\ell} \varepsilon_{kp} \varepsilon_{nr} \left( \frac{-ic_j}{2} \right)^{r+1} \left( \frac{-ic_\alpha}{2} \right)^p; \\
\gamma_{kp} &= \Gamma \left( \frac{p-k}{2} + 1 \right) \Gamma \left( \frac{k+p}{2} + \frac{3}{2} \right); \\
v_{v,n,k}^{j,\alpha} &= \begin{cases} u_{v,n+k+2}^{+(4)j,\alpha} + z_{j\alpha} u_{v+1,n+k+2}^{+(4)j,\alpha}, & v \geq n+k+2, \\ \frac{r_{j\alpha}^2}{2n+2k+3} u_{n+k+2,n+k+2}^{+(4)j,\alpha}, & v \leq n+k+1, \end{cases} \\
w_{v,n,k}^{j,\alpha} &= \begin{cases} u_{v,-n-k-2}^{+(4)j,\alpha} + z_{j\alpha} u_{v+1,-n-k-2}^{+(4)j,\alpha}, & v \geq n+k+2, \\ \frac{r_{j\alpha}^2}{2n+2k+3} u_{n+k+2,-n-k-2}^{+(4)j,\alpha}, & v \leq n+k+1, \end{cases} \\
u_{n,m}^{+(4)j,\alpha} &= \begin{cases} \frac{(n-m)!}{r_{j\alpha}^{n+1}} P_n^m(\cos \theta_{j\alpha}) e^{im\varphi_{j\alpha}}, & n \geq m, \\ \frac{(-1)^m (n+m)!}{r_{j\alpha}^{n+1}} P_n^{-m}(\cos \theta_{j\alpha}) e^{im\varphi_{j\alpha}}, & n < m, \end{cases} \\
(r_{j\alpha}, \theta_{j\alpha}, \varphi_{j\alpha}) &- \text{сферические координаты точки } O_\alpha \\
&\text{в системе координат с началом в точке } O_j.
\end{aligned}$$

### Приложение ОМФ к определению напряженного состояния в пористом материале

Рассматривается упругое пространство  $\Omega$  с четырьмя непересекающимися сжатыми сфероидальными полостями  $\Omega_j$ , центры которых расположены в вершинах квадрата со стороной  $a$ , как показано на рис. 1. Будем использовать одинаково ориентированные цилиндрические  $(\rho_j, \varphi_j, z_j)$  и сжатые сфероидальные системы координат  $(\xi_j, \eta_j, \varphi_j)$ , начала которых отнесены к центрам полостей  $O_j$ ,  $j=1 \div 4$ . Граница  $\Gamma_j$  сфероидальной полости  $\Omega_j$  описывается в локальной сжатой сфероидальной системе координат уравнением  $\xi_j = \xi_{j0}$ . Материал

пространства имеет упругие характеристики  $(G, \sigma)$ .

Будем считать, что на бесконечности приложены постоянные растягивающие усилия  $\sigma_z^\infty = T$ ,  $\tau_{\rho z}^\infty = \tau_{\varphi z}^\infty = 0$  (одноосное растяжение) или  $\sigma_\rho^\infty = T$ ,  $\tau_{\rho\varphi}^\infty = \tau_{\rho z}^\infty = 0$  (двуосное растяжение), а полости свободны от нагрузки.

Для определения напряженно-деформированного состояния в рассматриваемом теле необходимо решить краевую задачу для уравнения Ламе с условиями на границе полостей

$$FU|_{\Gamma_j} = 0, \quad (18)$$

а также указанными выше условиями на бесконечности. Здесь  $FU$  – отвечающий перемещению  $U$  вектор усилий на соответствующей граничной поверхности;  $\sigma$  – коэффициент Пуассона.

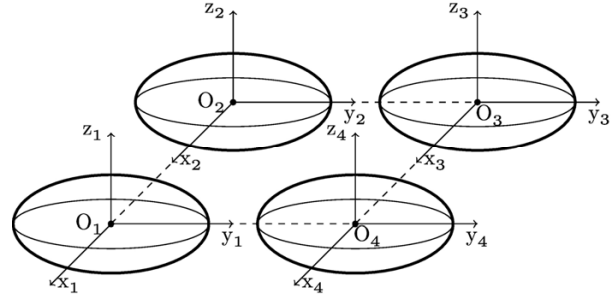


Рис. 1. Схематическое представление задачи

Решение задачи в упругом пространстве  $\Omega$  ищется в виде

$$U = \tilde{U} + U_0; \quad (19)$$

$$\tilde{U} = \sum_{j=1}^4 \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n}^n a_{s,n,m}^{(j)} \tilde{U}_{s,n,m}^{+(6)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j), \quad (20)$$

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

где  $a_{s,n,m}^{(j)}$  – неизвестные коэффициенты, которые определяются из граничных условий. Перемещение  $U_0$  соответствует напряженно-деформированному состоянию на бесконечности (для одноосного и двуосного растяжения упругого пространства):

$$U_0 = -\frac{1}{2} \frac{T\sigma\rho}{G(\sigma+1)} e_\rho + \frac{1}{2} \frac{Tz}{G(\sigma+1)} e_z; \quad (21)$$

$$U_0 = -\frac{1}{2} \frac{T(\sigma-1)\rho}{G(\sigma+1)} e_\rho - \frac{1}{2} \frac{T\sigma z}{G(\sigma+1)} e_z; \quad (22)$$

где  $T$  – усилие на бесконечности;  $G$  – модуль сдвига;  $(e_\rho, e_\varphi, e_z)$  – орты цилиндрической системы координат.

Вектор напряжений на площадке с нормалью  $n$  имеет вид:

$$\mathbf{F}\mathbf{U} = 2G \left[ \frac{\sigma}{1-2\sigma} \mathbf{n} \operatorname{div} \mathbf{U} + \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \mathbf{n}} + \frac{1}{2} (\mathbf{n} \times \operatorname{rot} \mathbf{U}) \right]. \quad (23)$$

Применив к формулам (4) – (6) оператор (23) на площадке с нормалью  $\mathbf{n} = \mathbf{e}_\xi$  получим:

$$\mathbf{F}\mathbf{U}_{s,n,m}^{\pm(6)} \Big|_{\xi=\xi_0} = 2G \frac{h}{c} \times \\ \times \sum_{r=-1}^1 F_{s,n,m}^{\pm(r)}(\xi_0) P_n^{m+r}(\cos \eta) e^{i(m+r)\varphi} \mathbf{e}_r, \quad (24)$$

где

$$F_{1,n,m}^{\pm(-1)} = \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m-1}^{\pm}, \quad F_{1,n,m}^{\pm(1)} = -\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m+1}^{\pm}, \quad F_{1,n,m}^{\pm(0)} = \\ = -\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m}^{\pm}, \quad F_{2,n,m}^{\pm(-1)} = i\bar{q}^2 \frac{\partial}{\partial \xi} (\bar{q}^{-1} u_{1,n,m-1}^{\pm}) - 2\sigma u_{2,n,m}^{\pm},$$

$$F_{2,n,m}^{\pm(1)} = -i\bar{q}^2 \frac{\partial}{\partial \xi} (\bar{q}^{-1} u_{1,n,m+1}^{\pm}) + 2\sigma u_{3,n,m}^{\pm},$$

$$F_{2,n,m}^{\pm(0)} = -i\bar{q}^2 \frac{\partial}{\partial \xi} (\bar{q}^{-1} u_{1,n,m}^{\pm}) + (2\sigma - 1) \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m}^{\pm}.$$

$$F_{3,n,m}^{\pm(-1)}(\xi) = -\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m-1}^{\pm}(\xi) + \frac{1}{2} u_{2,n,m}^{\pm}(\xi),$$

$$F_{3,n,m}^{\pm(1)}(\xi) = -\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m+1}^{\pm}(\xi) + \frac{1}{2} u_{n,m}^{\pm}(\xi),$$

$$F_{3,n,m}^{\pm(0)}(\xi) = \frac{m}{2} \frac{\bar{q}}{q} u_{n,m}^{\pm}(\xi);$$

$$u_{2,n,m}^{+(6)} = \omega^- Q_n^{-m} (i\bar{q}) S_n^{m-1}, \quad u_{3,n,m}^{+(6)} = Q_n^{-m} (i\bar{q}) S_n^{m+1}, \\ u_{3,n,m}^{-(6)} = P_n^{-m} (i\bar{q}) S_n^{m+1}, \quad u_{2,n,m}^{-(6)} = \omega^- P_n^{-m} (i\bar{q}) S_n^{m-1}, \\ \omega^- = (n+m)(n-m+1), \quad h = (\bar{q}^2 + \cos^2 \eta)^{-1/2}, \\ \bar{q} = \operatorname{sh} \xi.$$

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

$$\tilde{\mathbf{U}} = \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n}^n a_{s,n,m}^{(j)} \tilde{\mathbf{U}}_{s,n,m}^{+(6)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j) + \\ + \tilde{\mathbf{U}}_{s,n,m}^{-(6)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j) \sum_{\alpha \neq j} \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{\ell=-k}^k a_{t,k,\ell}^{(\alpha)} \tilde{T}_{t,k,\ell,\alpha}^{s,n,m,j}.$$

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

$$\sum_{s=1}^3 a_{s,n,m}^{(j)} \tilde{F}_{s,n,m}^{+(r)}(\xi_j) + \\ + \tilde{F}_{s,n,m}^{-(r)}(\xi_j) \sum_{\alpha \neq j} \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{\ell=-k}^k a_{t,k,\ell}^{(\alpha)} \tilde{T}_{t,k,\ell,\alpha}^{s,n,m,j} + F_{0,n,m}^{(r)} = 0, \quad (25) \\ r = -1, 0, 1; \quad n = 0, 1, 2, \dots; \quad m = -n \div n,$$

$$\text{где } F_{0,n,m}^{(0)} = \frac{Td_1}{2G} \delta_{n1} \delta_{m0}, \quad F_{0,n,m}^{(-1)} = F_{0,n,m}^{(1)} = 0 \quad (\text{для}$$

$$\text{одноосного растяжения) и } F_{0,n,m}^{(0)} = 0,$$

$$F_{0,n,m}^{(-1)} = \frac{Td_2}{G} \delta_{n1} \delta_{m0}, \quad F_{0,n,m}^{(1)} = -\frac{Td_2}{2G} \delta_{n1} \delta_{m0} \quad (\text{для}$$

$$\text{двуосного растяжения). Выражения } \tilde{F}_{s,n,m}^{\pm(r)}(\xi_j) \text{ яв-}$$

ляются компонентами напряжений  $\mathbf{F}\tilde{\mathbf{U}}_{s,n,m}^{\pm(5)}$  и получаются из формул (7) – (16) и (24) при помощи линейных преобразований. Ввиду громоздкости их явный вид мы не приводим. Оператор системы уравнений (25) является фредгольмовым при условии непересечения граничных поверхностей [15].

## Анализ результатов

При численном анализе полагаем коэффициент Пуассона материала упругого пространства равным  $\sigma = 0,38$ , полости считаем одного размера, отношение полуосей сфероидов —  $d_2/d_1 = 0,5$ . Система уравнений (25) численно решается методом редукции ( $n_{\max} = 6$ ). На основании полученных решений находятся нормальные напряжения на площадках, параллельных координатным плоскостям.

На рис. 2 – 4 приведены напряжения  $\sigma_x/T$ ,  $\sigma_y/T$ ,  $\sigma_z/T$  на линии  $O_1O_4$  (рис. 1) вне полостей при одноосном растяжении в зависимости от относительного расстояния  $a/d_1$  между полостями.

Областью концентрации напряжений  $\sigma_y/T$ ,  $\sigma_z/T$  является граница полостей, в то время как напряжения  $\sigma_x/T$  достигают максимальных значений в окрестности середины отрезка  $O_1O_4$ . Для всех случаев характерен рост напряжений с приближением полостей друг к другу.

На рис. 5 – 7 приведены напряжения  $\sigma_x/T$ ,  $\sigma_y/T$ ,  $\sigma_z/T$  на линии  $O_1O_4$  (рис. 1) вне полостей при двуосном растяжении в зависимости от относительного расстояния  $a/d_1$  между полостями.

Напряжения  $\sigma_x/T$  убывают с приближением полостей друг к другу. Напряжения  $\sigma_y/T$  растут с приближением полостей и для случая  $a/d_1 = 2,5$  практически постоянны на всем рассматриваемом отрезке. Областью концентрации напряжений  $\sigma_z/T$  являются границы полостей, причем с удалением полостей друг от друга напряжения  $\sigma_z/T$  растут по модулю, оставаясь вблизи полостей сжимающими.

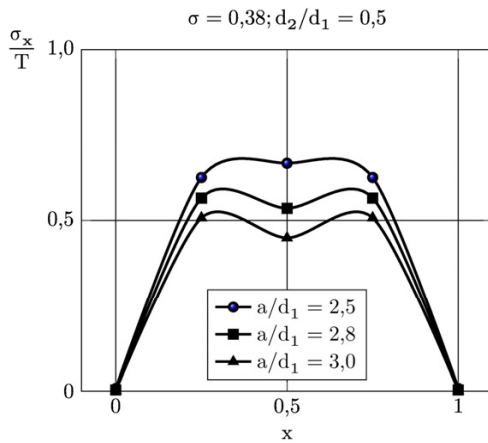


Рис. 2. Напряжения  $\sigma_x / T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от относительного расстояния между полостями при одноосном растяжении

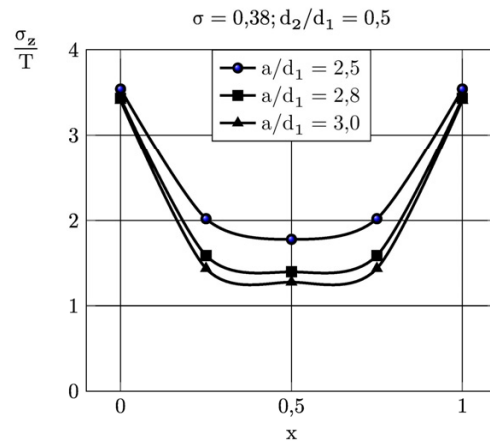


Рис. 4. Напряжения  $\sigma_z / T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от относительного расстояния между полостями при одноосном растяжении

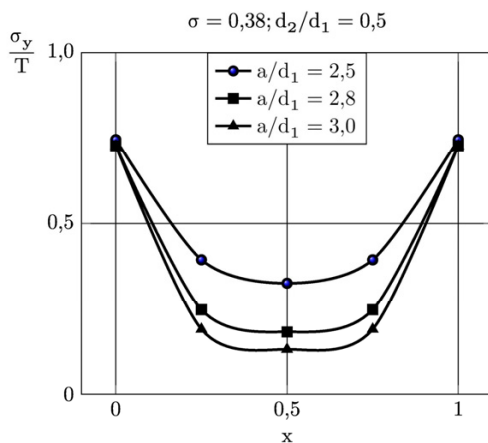


Рис. 3. Напряжения  $\sigma_y / T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от относительного расстояния между полостями при одноосном растяжении

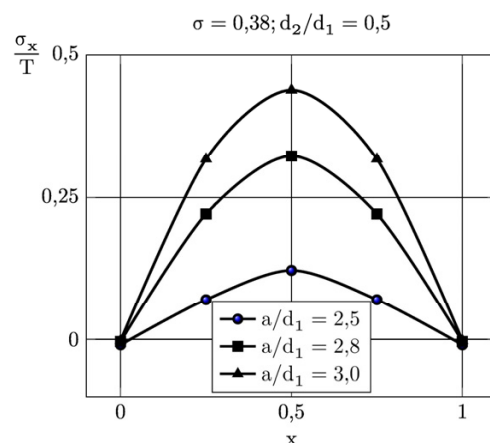


Рис. 5. Напряжения  $\sigma_x / T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от относительного расстояния между полостями при двуосном растяжении

На рис. 8 – 10 приведены напряжения  $\sigma_x / T$ ,  $\sigma_y / T$ ,  $\sigma_z / T$  на линии  $O_1O_4$  вне полостей при одноосном растяжении в зависимости от отношения вертикальной полуоси сфероида к его горизонтальной полуоси при  $a / d_1 = 3,5$ .

Наибольшие значения напряжений  $\sigma_x / T$  наблюдаются при наименьшем отношении  $d_2 / d_1$ . Для случая сжатых сфероидальных полостей присутствует ярко выраженная двухмодальность кривых в распределении напряжений.

Для напряжений  $\sigma_y / T$  в середине рассматриваемого отрезка имеется область, в которой напряжения практически не зависят от отношения  $d_2 / d_1$ , в то время как вблизи границ полостей имеется область концентрации напряжений, в которой напряжения растут при уменьшении  $d_2 / d_1$ . Похожая ситуация наблюдается и для напряжений  $\sigma_z / T$ .

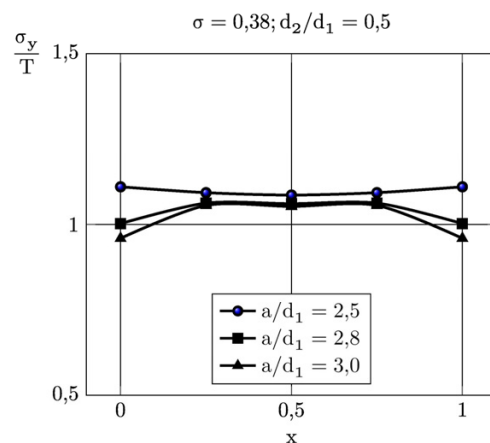


Рис. 6. Напряжения  $\sigma_y / T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от относительного расстояния между полостями при двуосном растяжении

Напряжения  $\sigma_x / T$  концентрируются в середине отрезка и возрастают с уменьшением  $d_2 / d_1$ .

Для напряжений  $\sigma_y/T$  характерно изменение направления выпуклости кривых при переходе от вытянутых сфероидальных полостей к сжатым сфероидальным. Для напряжений  $\sigma_z/T$  наблюдается концентрация у границ полостей, при этом они растут по модулю с уменьшением отношения  $d_2/d_1$ .

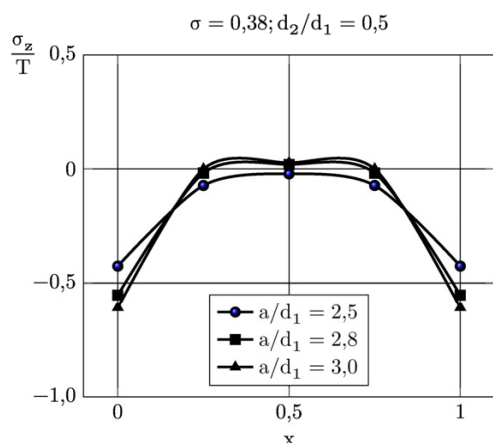


Рис. 7. Напряжения  $\sigma_z/T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от относительного расстояния между полостями при двусосном растяжении

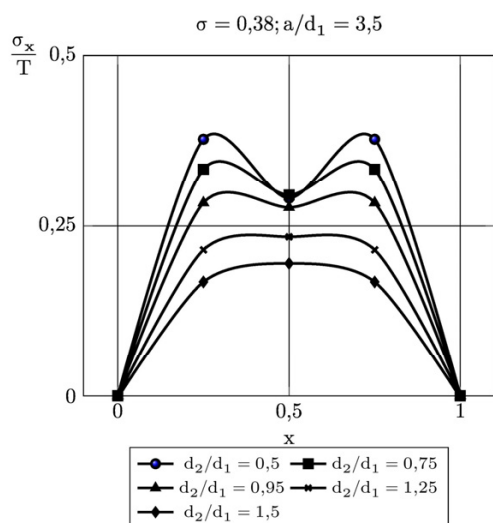


Рис. 8. Напряжения  $\sigma_x/T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от отношения полуосей сфероид при одноосном растяжении

На рис. 11 – 13 приведены напряжения  $\sigma_x/T$ ,  $\sigma_y/T$ ,  $\sigma_z/T$  на линии  $O_1O_4$  вне полостей при двусосном растяжении в зависимости от отношения вертикальной полуоси сфероид к его горизонтальной полуоси при  $a/d_1 = 3,5$ .

### Заключение

В работе получены новые теоремы сложения

модифицированных базисных решений уравнения Ламе в сжатых сфероидальных системах координат, начала которых произвольно сдвинуты друг относительно друга.

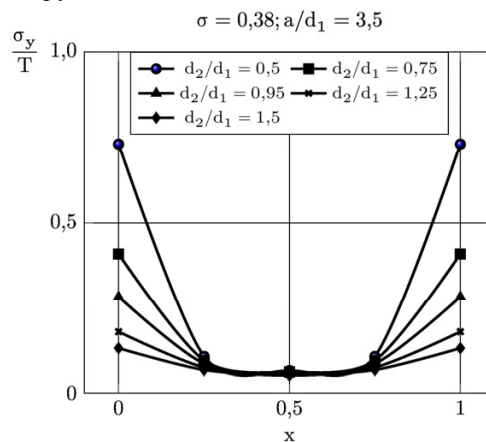


Рис. 9. Напряжения  $\sigma_y/T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от отношения полуосей сфероид при одноосном растяжении

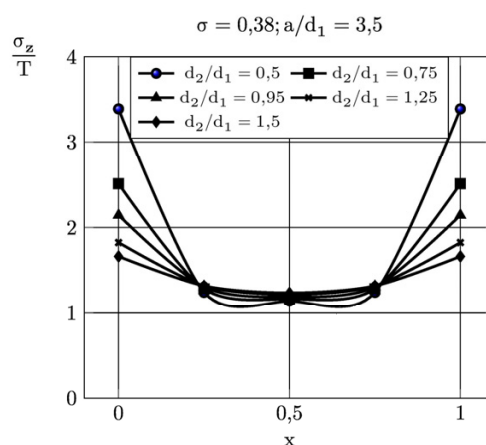


Рис. 10. Напряжения  $\sigma_z/T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от отношения полуосей сфероид при одноосном растяжении

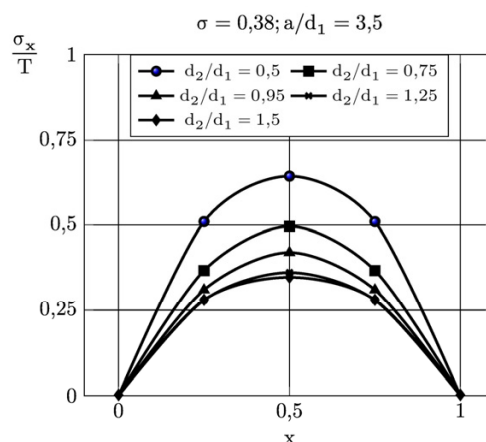


Рис. 11. Напряжения  $\sigma_x/T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от отношения полуосей сфероид при двусосном растяжении

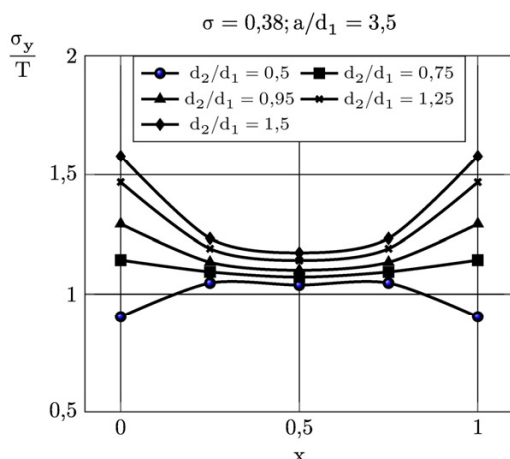


Рис. 12. Напряжения  $\sigma_y/T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от отношения полуосей сфероид при двусосном растяжении.

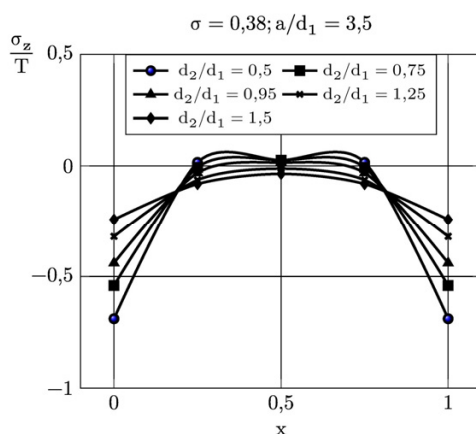


Рис. 13. Напряжения  $\sigma_z/T$  на линии  $O_1O_4$  в зависимости от отношения полуосей сфероид при двусосном растяжении

Эти теоремы использованы для построения модели напряженно-деформированного состояния пористого упругого материала.

Поры моделируются сжатыми сфероидальными полостями, центры которых расположены в узлах кубической решетки. Рассмотрен случай четырех полостей. Модель сводится к краевой задаче для уравнения Ламе с однородными условиями на границе пор и условиями на бесконечности. Вектор перемещений строится в виде суперпозиции модифицированных базисных решений уравнения Ламе и перемещения, удовлетворяющего условиям на бесконечности. В модели граничные условия удовлетворяются точно при помощи аппарата теорем сложения. Разрешающая система для определения параметров модели допускает эффективное численное решение.

Проведен численный и качественный анализ напряженного состояния в областях максимальной

концентрации напряжений в зависимости от относительного расстояния между полостями. Дано сравнение полученных результатов для случаев вытянутых сфероидальных и сжатых сфероидальных пор.

По результатам исследования можно сделать следующие выводы:

- в случае одноосного растяжения наибольшей концентрацией (в 3,5 раза) обладают напряжения  $\sigma_z/T$  на границах полостей, при этом коэффициент концентрации практически не зависит от взаимной близости полостей;

- с уменьшением вертикальной полуоси сфероидов  $d_2$  (переход от вытянутых сфероидов к сжатым) при фиксированном расстоянии между полостями все напряжения в области их концентрации растут при одноосном растяжении;

- в случае двусосного растяжения наибольшей концентрацией (в 1,5 раза) обладают напряжения  $\sigma_y/T$  на границах полостей, при этом коэффициент концентрации растет с ростом  $d_2$  при фиксированном расстоянии между полостями.

## Литература

1. Khoroshun, L. P. *Mathematical models and methods of the mechanics of stochastic composites* [Text] / L. P. Khoroshun // *International Applied Mechanics*. – 2000. – V. 36, No 10. – P. 1284–1316.
2. Вольперт, В. С. *Осесимметричное напряжённое состояние пространства, содержащее систему сферических полостей или включений* [Текст] / В. С. Вольперт, И. П. Олгин // *Новосиб. ин-т инж. ж.-д. транспорта*. – 1977. – 19 с. – Деп. в ВИНТИ. – №3266–77.
3. Олгин, И. П. *Осесимметричное напряженное состояние в трансверсально-изотропной упругой среде с двумя жесткими эллипсоидальными включениями* [Текст] / И. П. Олгин // *Сибирский журнал индустриальной математики*. – 2002. – Т. V, № 1(9). – С. 127–132.
4. Олгин, И. П. *Решение пространственной задачи теории упругости для трансверсально-изотропного тела, содержащего периодическую систему эллипсоидальных полостей* [Текст] / И. П. Олгин // *Сибирский журнал индустриальной математики*. – 1999. – Т. II, № 1. – С. 117–122.
5. 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.
6. Tsuchida, E. *On the asyymmetric problem of the theory for an infinite elastic solid containing two spherical inclusions* [Text] / E. Tsuchida, I. Nakahara, M. Kodama // *Bull. JSME*. – 1980. – V. 23, № 181. – P. 1072–1080.
7. *Stress concentration around a prolate spheroidal cavity in a semi-infinite elastic body under all-*

round tension [Text] / E. Tsuchida, Y. Saito, I. Nakahara, M. Kodama // Bull. JSME. – 1982. – V. 25, №202. – P. 493 – 500.

8. Куц, В. И. Напряжённое состояние и эффективные упругие модули среды, нормированной периодически расположенными сфероидальными включениями [Текст] / В. И. Куц // Прикладная механика. – 1995. – Т. 31, №3. – С. 32 – 39.

9. Овидько, И. А. Упругие поля наноскопических включений в наноккомпозитах [Текст] / И. А. Овидько, А. Г. Шейнерман // Физика и механика материалов. – 2010. – Т. 10, №1/2. – С. 1–29.

10. Трайтак, С. Д. Методы решения краевых задач в областях с несвязной границей [Текст] / С. Д. Трайтак // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2005. – Т. 11, № 1. – С. 87–112.

11. Николаев, А. Г. Напряженное состояние пористого материала в области между четырьмя сфероидальными порами [Текст] / А. Г. Николаев, Е. А. Танчик // Вісник НТУ «ХП». Серія: Матема-

тичне моделювання в техніці та технологіях. – Х. : НТУ «ХП», 2014. – № 6 (1049). – С. 150–160.

12. Николаев, А. Г. Упругое пространство с четырьмя сфероидальными включениями под действием внешней нагрузки [Текст] / А. Г. Николаев, Е. А. Танчик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 4(111). – С. 49–60.

13. 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.

14. Николаев, А. Г. Обобщенный метод Фурье в пространственных задачах теории упругости [Текст]: монография / А. Г. Николаев, В. С. Проценко. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 344с.

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

Поступила в редакцию 11.09.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

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

## РОЗВИТОК АПАРАТУ УЗАГАЛЬНЕНОГО МЕТОДУ ФУР'Є НА ДЕЯКІ БАГАТОЗВ'ЯЗНІ ОБЛАСТІ ТА ЙОГО ВИКОРИСТАННЯ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ ПОРИСТОГО МАТЕРІАЛУ

**О. Г. Ніколаєв, Є. А. Танчик**

У роботі отримано нові теореми додавання модифікованих базисних розв'язків рівняння Ламе у стиснутих сфероїдальних системах координат, початки яких довільно зсунуті один відносно одного. Ці теореми використано для побудови моделі напружено-деформівного стану пористого пружного матеріалу. Пори моделюються стиснутими сфероїдальними порожнинами, центри яких розташовано у вузлах кубічної решітки. Модель зводиться до крайової задачі для рівняння Ламе з однорідними умовами на границі пор і умовами на нескінченності. Вектор переміщень будується у вигляді суперпозиції модифікованих базисних розв'язків рівняння Ламе і переміщення, що задовольняє умовам на нескінченності. У моделі граничні умови задовольняються точно за допомогою апарату теорем додавання. Розв'язальна система для визначення параметрів моделі допускає ефективний чисельний розв'язок. Проведено чисельний і якісний аналіз напруженого стану в областях максимальної концентрації напружень в залежності від відносної відстані між порожнинами.

**Ключові слова:** теореми додавання, базисні розв'язки рівняння Ламе, стиснуті сфероїдальні порожнини, граничні умови, напружено-деформівний стан, узагальнений метод Фур'є, метод редукції, пористий матеріал.

## DEVELOPMENT OF GENERALIZED FOURIER METHOD ON SOME MULTIPLY CONNECTED DOMAINS AND ITS USE FOR POROUS MATERIAL MODELING

**A. G. Nikolaev, E. A. Tanchik**

The paper presents a new addition theorems of modified basic solutions of the Lamé equation in oblate spheroidal coordinate systems, which origins arbitrarily shifted relative to each other. These theorems are used to construct a model of the stress-strain state of the porous elastic material. Pores are modeled by oblate spheroidal cavities, whose centers are located at the nodes of a cubic lattice. Model reduces to a boundary value problem for the Lamé equation with homogeneous boundary conditions on the boundary of cavities and the conditions at infinity. Displacement vector is constructed as a superposition of modified basic solutions of the Lamé equation and displacement, satisfying the conditions at infinity. The boundary conditions are satisfied exactly by means of addition theorems in the model. Resolve system for determining parameters of the model allows efficient numerical solution. The numerical and qualitative analysis of the stress state in the areas of highest concentration of stress, depending on the relative distance between the cavities is carried out.

**Key words:** addition theorems, basic solutions of the Lamé equation, oblate spheroidal cavities, boundary conditions, the stress-strain state, the generalized Fourier method, the method of reduction, porous material.

**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 629.7.085

М. В. АМБРОЖЕВИЧ<sup>1</sup>, А. В. ГРИЩЕНКО<sup>1</sup>, К. В. МИГАЛИН<sup>2</sup>,  
В. А. СЕРЕДА<sup>1</sup>, В. Ю. СИЛЕВИЧ<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

<sup>2</sup> ООО НПФ «РОТОР», Россия

## ТРАЕКТОРНЫЙ ПРОЦЕСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ТИПА КРЫЛО-ЭЖЕКТОР С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ЭКРАНА

Представлены результаты численных исследований траекторного процесса летательного аппарата (ЛА) интегральной схемы «крыло-эжектор» (КЭ) со встроенным в несущий фюзеляж эжекторным прямоточным двигателем в фазе набора высоты и скорости с учетом экрана. Показана комплексная картина процесса внешнего и внутреннего обтекания с учетом взаимодействия с поверхностью и факторов динамики полета: физические поля основных параметров и эволюция вихревых структур. Получены интегральные характеристики процесса старта. Приведены оценки влияния масштабного фактора на характеристики рабочего процесса ЛА КЭ.

**Ключевые слова:** крыло-эжектор, встроенный эжекторный прямоточный двигатель, несущий фюзеляж, траекторный процесс, внешнее и внутреннее обтекание, динамика полета, численные исследования.

### Введение

В первой статье [1] цикла, посвященного тематике летательного аппарата «крыло-эжектор» (ЛА КЭ [2]), рассматривался траекторный процесс в неограниченном пространстве (в дальнейшем – вариант I). Следующим логичным шагом видится расширение представлений на случай траекторного процесса в фазе набора высоты и скорости с учетом влияния экрана, с целью оценки влияния масштабного фактора наряду с экраным эффектом.

### 1. Объект исследований и его модель

Физическим оригиналом на данном этапе НИР служит тяговый модуль КЭ с хордой профиля 250 мм, предназначенный для стендовых испытаний и далее в качестве свободно летающей транспортной системы (рис. 1).

Характеристики расчетного варианта представлены в табл. 1.

Модель процесса задана в полной аналогии с [1] в системе координат, связанных с ЛА, но дополнена подмоделью взаимодействия с подвижной плоской поверхностью [3–4] (рис. 2).

На уровне предпроектных допущений статическая устойчивость обоих вариантов ЛА КЭ обеспечивается безмоментной схемой. Моделируются условия старта «по-ракетному», т.е. открытием дроссельного крана с синхронизированным воспламенением пропана в воздушной среде.

В качестве основной формы представления ре-

зультатов численного эксперимента используются цветовые карты, содержащие в себе многооконные панели фазовых срезов физических полей в профильном сечении контрольного объема (КО): давление ( $p$ ), температур ( $T$ ), чисел Маха ( $M$ ), массовых концентраций продуктов сгорания ( $\omega$ ) и горючего ( $\omega_f$ ), относительных массовых долей выгоревшего топлива ( $X(\tilde{t})$ ) к моменту времени, где  $\tilde{t}$  – индивидуальное время химически реагирующей частицы.



Рис. 1. Экспериментальный образец тягового модуля КЭ (вариант II)

Вихревая схема ЛА КЭ получена с использованием генератора линий тока.

Таблица 1

Исходные характеристики объекта исследований (вариант II)

| Параметр                                    |                     | Значение |
|---------------------------------------------|---------------------|----------|
| Размеры                                     | хорда, м            | 0,25     |
|                                             | размах, м           | 0,25     |
| Площадь продольного сечения, м <sup>2</sup> |                     | 0,007737 |
| Массовая сводка                             | стартовая масса, кг | 5        |
|                                             | масса горючего, кг  | 3,75     |
| Плотность компоновки, кг/м <sup>3</sup>     |                     | 2585 *   |
| Параметры пропана в коллекторе              | скорость, м/с       | 0,0      |
|                                             | температура, К      | 873,0    |
|                                             | давление, МПа       | 1,0      |

\* – приближается к монолитному алюминию

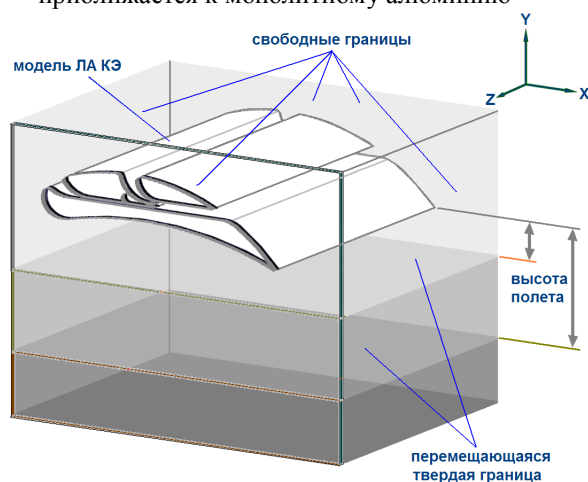


Рис. 2. Модель планарного ЛА КЭ в КО с подвижной маской поверхности земли

## 2. Факторный анализ результатов численного эксперимента

### 2.1. Инвариантная составляющая

Несмотря на различие характерных линейных размеров и наличие экрана по отношению к ранее рассмотренной задаче обтекания ЛА КЭ [1], в обоих случаях следует констатировать принципиальное сходство полученных картин течения в связи с инвариантностью факторной природы процесса.

Так, например, наблюдается полная топологическая аналогия развития течений: при запуске ДУ с началом реактивного выхлопа; появления внешних вихревых структур с направлением вращения, задаваемым косым срезом реактивного сопла; появления и развития эффекта Коанда (рис. 3-4).

### 2.2. Отличительные особенности течений

Специфика данного варианта рабочего процесса в ЛА КЭ обусловлена туннельным эффектом и масштабным контрастом.

Влияние экрана проявляется с началом эжектирования части отклоненной струи в туннельное пространство между ЛА КЭ и поверхностью земли (рис. 3-4). Далее происходит зарождение вихревой формы газо-воздушной подушки, объясняющееся эффектом Коанда в нижней части зоны затопления реактивной струи с последующим распространением вихревой формы газо-воздушной подушки в направлении носка профиля.

Начальная фаза газодинамического поддержания ЛА КЭ системой сил, обусловленных принудительной циркуляцией вокруг контура КЭ в комплексе с газо-воздушной подушкой обусловлены инжекцией газо-воздушного вихря в туннельное пространство. На определенной стадии развития газо-воздушного вихря наступает положительный баланс подъемной силы в поле тяготения с отрывом от поверхности.

Расхождение твердых границ туннеля в процесс отрыва порождает сегментацию газо-воздушной подушки, обусловленную перетеканием в верхнее полупространство в зоне носка профиля. Дальнейший набор высоты и скорости в результате взаимодействия принудительной циркуляции и газо-воздушной подушки сопровождается перетеканием в зоне носка профиля и инжекцией в маршевый воздухозаборник.

По мере отдаления от поверхности происходит дробление газо-воздушной подушки на зону остаточной загазованности и остается присоединенный к реактивной струе вихрь вследствие расхождения границ туннеля в фазе развитого набора высоты и скорости. Указанные структуры сопровождают ЛА КЭ в режиме свободного полета, причем здесь снова можно отметить близкую топологическую аналогию обоих расчетных вариантов (для сравнения – [1]), причем, с иными пропорциями.

Фактор регрессии химической реакции обнаружился и ранее [1], хотя в связи с существенным уменьшением характерных размеров в варианте II ощущается значительно сильнее. Наличие зон не прореагировавшего с воздухом пропана неизбежным образом обусловлено эжекционным принципом рабочего процесса, т. е. с исходно не стехиометрическими пропорциями активного и пассивного потоков, а также неблагоприятным в данном случае фактором масштаба. Регрессия химической реакции обнаруживается в начальных стадиях прилипания струи и сохраняется в последующих вплоть до установления режима полета, практически свободного от влияния экрана. Наиболее заметна местная деградация химического взаимодействия в зоне низких температур в передней зоне остаточной загазованности. В режиме свободного полета ЛА КЭ сохраняется малозаметный след остаточной загазованности.

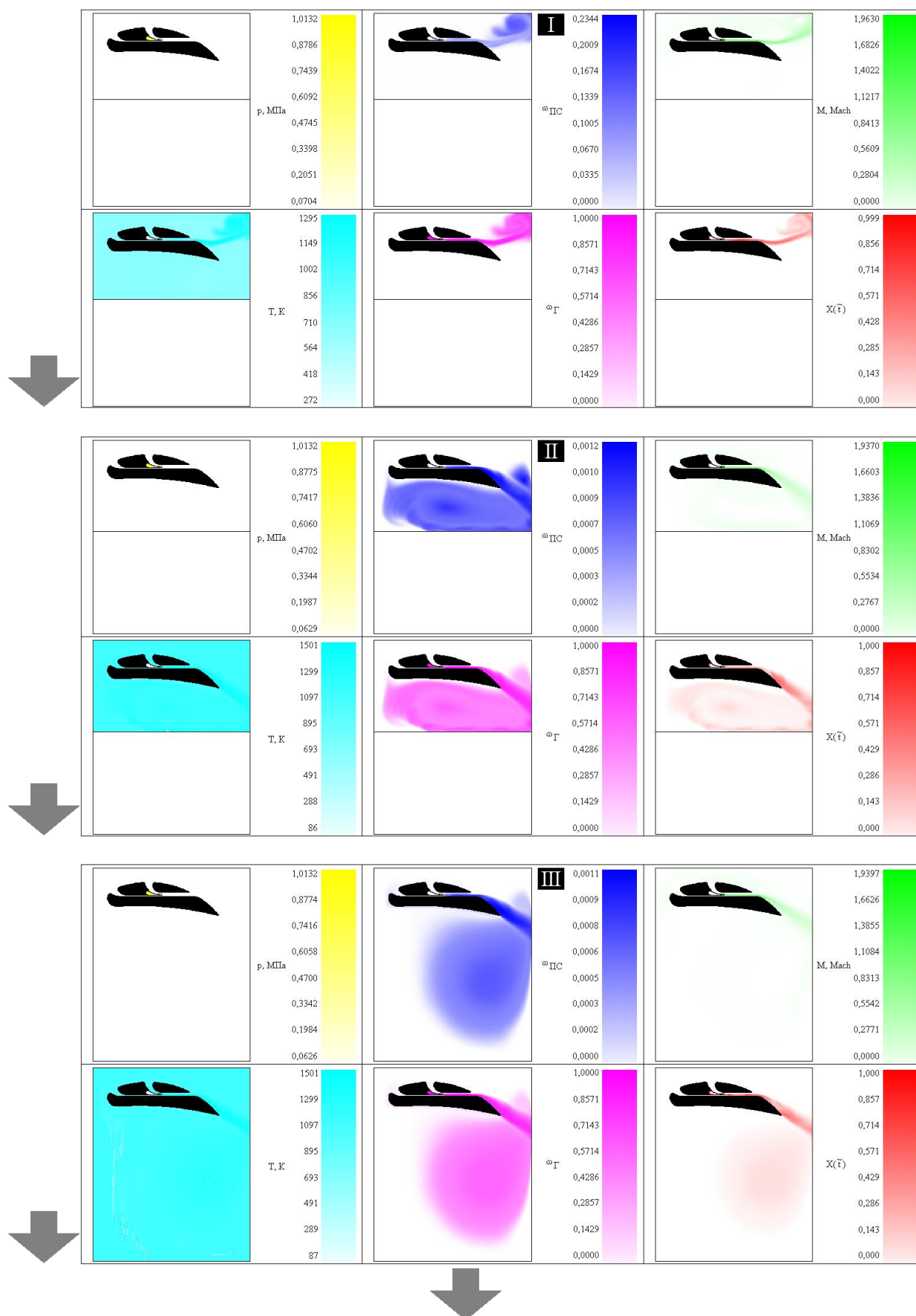


Рис. 3. Состояния физических полей, образующих траекторный процесс ЛА КЭ в фазе старта с поверхности: в момент запуска ДУ (I), в процессе наполнения газовой подушки (II) и в свободном полете (III)

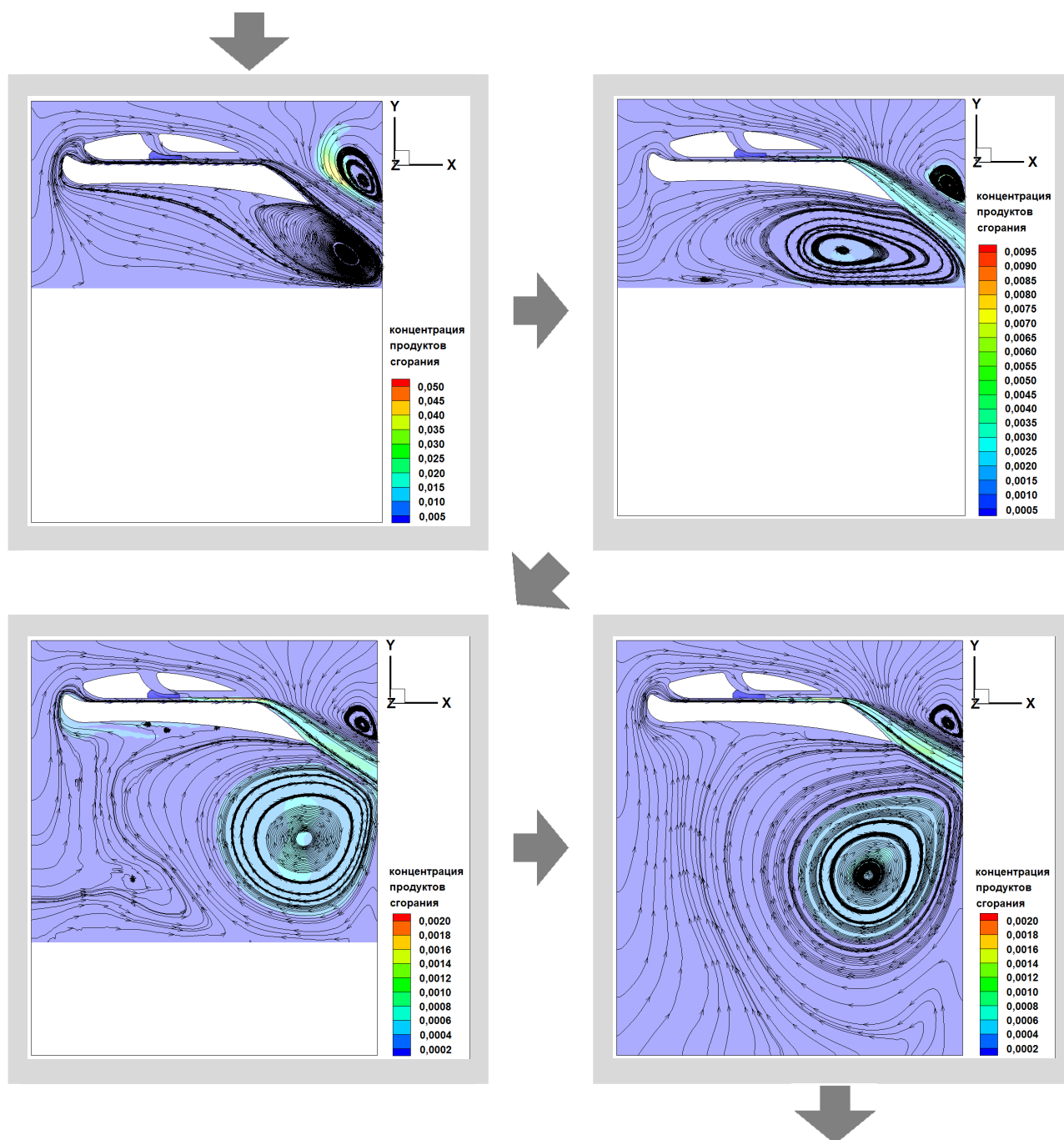


Рис. 4. Эволюция вихревых систем в процессе набора скорости ЛА КЭ вблизи экрана и в свободном полете

### 2.3. Влияние масштаба на амплитудо-фазочастотные характеристики

В установившемся после прилипания струи циклическом процессе полномасштабного ЛА КЭ [1] выдерживается регулярная повторяемость амплитудо-фазочастотных характеристик (АФЧХ) с погрешностью периода пульсаций не более 3%, что объясняется благоприятной суперпозицией основных факторов рабочего процесса:

1. В камере смешения устанавливается пульсационное сверхзвуковое течение, что обусловлено

периодическим запирающим критического сечения сопла Лавая. В результате камера смешения совмещает в себе функцию резонатора.

2. Выходящая из камеры смешения разогретая переобогащенная смесь (т.е. в состоянии с весьма малым энергетическим порогом инициализации), после поворота на изломе контура в области течения Прандтля-Майера, прилипает к криволинейной спинке профиля, вступает в контакт с внешней средой. После этого происходит скоротечное циклическое сгорание в зонах местных стехиометрических концентраций на той же поверхности [1].

Указанная факторная суперпозиция обусловлена достаточным для появления циклического записывания сопротивлением в критическом сечении сопла Лаваля высотой 6,8 мм (на выходе из коллектора) и, таким образом, в данном масштабе пограничный слой не оказывает существенного влияния на основной режим течения. Протяженность замыкающего криволинейного участка спинки профиля также позволяет завершить полный цикл сгорания в зонах стехиометрических концентраций в верхних (лежащих за пределами пограничного слоя) зонах прилипающей струи, увлекающих окружающую воздушную среду.

Следует отметить, что течение в полуограниченном пространстве с экзотермическими реакциями включает в себя динамическую составляющую. Здесь имеет место силовое воздействие прилипающей струи с верхней поверхностью хвостовой части профиля. В процессе расширения в зонах экзотермической реакции в полуограниченном пространстве возникают источники импульса скорости и, с нарастающей интенсивностью – давления. Причем эти, последние, будут оказывать прогрессирующее влияние по мере роста скорости горения. В случае локального квазидетонационного горения или перехода в детонацию вклад импульса давления может иметь доминирующий характер в общем механизме генерации силы тяги.

Уменьшение масштаба КЭ (вар. II) в 6,8 раза ввиду критичного усиления влияния пограничного слоя радикально меняет вид АФЧХ (рис. 5), так как высота критического сечения сопла (1 мм) соизмерима с толщиной пограничного слоя. Траектории химически реагирующих частиц в зоне прилипания струи не имеют достаточной протяженности для совершения полного цикла сгорания. Вследствие этого процесс приобретает нерегулярный вибрационный характер. В натурных условиях подобным образом также должны себя дополнительно проявить технологические погрешности.

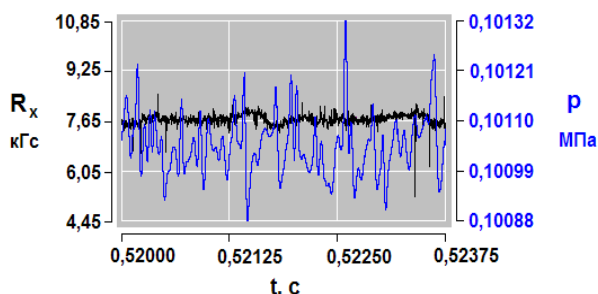


Рис. 5. АФЧХ малоразмерного ЛА КЭ

Основные динамические характеристики процесса набора высоты и скорости представлены в табл. 2. Более подробное рассмотрение динамики

полета в фазе старта будет представлено в виде отдельной статьи.

Таблица 2

Параметры фазы старта ЛА КЭ  
с поверхности,  $t=0,5$  с

| Параметр                     | Значение |
|------------------------------|----------|
| Тяговооруженность            | 2,4      |
| Скороподъемность, м/с,       | 4,2      |
| Горизонтальная скорость, м/с | 7,1      |
| Высота подъема, м            | 1,03     |
| Горизонтальное перемещение   | 1,90     |
| Выработка горючего, г        | 15       |

## Заключение

Поставленная задача исследований ввиду ее принципиальной новизны и сложности не может быть решена одномоментно, в связи с чем представленные результаты следует считать лишь очередной итерацией.

Предлагаемые принцип и реализующее его устройство обеспечивают саморегулирующуюся генерацию газо-воздушной подушки в туннельном пространстве за счет эффекта Коанда и наполнения вследствие эжекции реактивной струи, т.е. в силу факторов исключительно струйной природы.

При уменьшении масштаба ЛА КЭ до определенного предела ввиду инвариантности фактора пограничного слоя и скорости горения радикально меняется характер подвода теплоты в цикле – от периодического при изохорном процессе до вибрационного при изобарном.

Рабочий процесс ЛА КЭ, также как и его траекторная составляющая однородны и не содержат в себе конвертируемых фаз, ввиду того, что набор высоты и скорости совершается монотонно по прямолинейной траектории с углом наклона к горизонту около  $45^\circ$  после наполнения туннельного пространства газо-воздушной подушкой.

Уверенный траекторный процесс может быть осуществлен даже в предельном случае, когда плотность компоновки сопоставима с плотностью конструкционного материала.

## Литература

1. Циркуляционный принцип траекторного поддержания за счет интеграции эжекторного прямоточного двигателя в летающее крыло [Текст] / А. В. Амброжевич, А. В. Грищенко, А. В. Корнев, К. В. Мигалин, В. А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 5 (112). – С. 56-63.

2. Способ создания системы сил летательного аппарата вертикального взлета и посадки и летательный аппарат для его осуществления [Текст] : Заявка на пат. РФ № 082913 : МПК В64С 29/00 / Амброжевич А. В., Грищенко А. В., Мигалин К. В., Середя В. А., Силевич В. Ю. – № 2012152003/11 ; Заявл. 04.12.2012 ; Опубл. 27.05.2014 ; Приор. : 29.01.2013, Бюл. № 04. – 2 с.

3. Амброжевич, М. В. Комплексно-сопряженная модель рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе [Текст] / М. В. Ам-

брожевич // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2002. – № 30. – С. 37-42.

4. Амброжевич, М. В. Интегрированная технология опережающих исследований рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе [Текст] / М. В. Амброжевич // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 42/7. – С. 78-82.

*Поступила в редакцию 10.11.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., гл. науч. сотр. каф. аэродинамики Ю. А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

### ТРАЕКТОРНИЙ ПРОЦЕС ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ТИПУ «КРИЛО-ЕЖЕКТОР» З УРАХУВАННЯМ ВПЛИВУ ЕКРАНУ

*М. В. Амброжевич, О. В. Грищенко, К. В. Мігалин, В. О. Середя, В. Ю. Силевич*

Подано результати чисельних досліджень траекторного процесу літального апарату (ЛА) інтегральної схеми «крило-ежектор» (КЕ) з вбудованим в несучий фюзеляж ежекторним прямооточним двигуном у фазі набору висоти і швидкості з урахуванням екрану. Показано комплексну картину процесу зовнішнього і внутрішнього обтікання з урахуванням взаємодії з поверхнею і факторів динаміки польоту. Наведено оцінки впливу масштабного чинника на характеристики робочого процесу ЛА КЕ.

**Ключові слова:** крило-ежектор, вбудований ежекторний прямооточний двигун, несучий фюзеляж, траекторний процес, зовнішнє і внутрішнє обтікання, динаміка польоту, чисельні дослідження.

### TRAJECTORY PROCESS OF AERIAL VEHICLE «EJECTOR-WING» TYPE BY INFLUENCE OF RAM WING SURFACE EFFECT

*M. V. Ambrożewicz, A. V. Grischenko, C. V. Migalin, V. A. Sereda, V. Y. Silewich*

A results of numerical investigations of trajectory process of integrated scheme aerial vehicle (AV) «ejector-wing» with mounted into the carried fuselage ejection ram-jet engine made by scheme ejector-wing (EW), are presented. A complex picture of external and internal flowing with tacking into account a ram wing surface effect and dynamic factors of flight was demonstrate: physical fields of the basic parameters and the evolution of the vortex structures. Integral characteristics of the process start. Some estimations of scale factor influence on the working process performances AV EW were done.

**Key words:** carried fuselage, ejection ram-jet engine, «ejector-wing», complex model of external and internal flowing, flight dynamic, numerical experiment.

**Амброжевич Майя Владимировна** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники факультета авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Грищенко Александр Владимирович** – ст. преп. кафедры конструкции и проектирования ракетной техники факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sir.grischenko2014@yandex.ru

**Мигалин Константин Валентинович** – канд. техн. наук, директор, ООО НПФ «РОТОР», Тольятти, Россия, e-mail: MigalinK@mail.ru.

**Середя Владислав Александрович** – канд. техн. наук, доц. кафедры конструкции и проектирования ракетной техники факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda\_vlad@ukr.net.

**Силевич Владимир Юрьевич** – канд. техн. наук, асс. кафедры конструкции и проектирования ракетной техники факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bob4ik84@mail.ru.

УДК 621.45.037

Л. Г. БОЙКО<sup>1</sup>, А. Е. ДЁМИН<sup>1</sup>, О. Д. ДЕГТЯРЁВ<sup>1</sup>, Ю. Ф. АХТЁМЕНКО<sup>2</sup><sup>1</sup> Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина<sup>2</sup> ГП "Ивченко-Прогресс", Украина

## РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В МНОГОСТУПЕНЧАТОМ ОСЕВОМ КОМПРЕССОРЕ ПРИВОДНОГО ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД НА ПОНИЖЕННЫХ РЕЖИМАХ

*Приведены результаты численного исследования осесимметричного течения в многоступенчатом осевом компрессоре газотурбинного двигателя с учетом перепуска воздуха из проточной части на пониженных режимах. Представлены суммарные характеристики компрессора на различных частотах вращения при открытых и закрытых клапанах перепуска в сопоставлении с экспериментальными данными. Предложена программа регулирования работы клапана перепуска компрессора, позволяющая при минимальных значениях расхода воздуха, проходящего через него, обеспечить необходимый запас газодинамической устойчивости.*

**Ключевые слова:** осевой многоступенчатый компрессор, нерасчетные режимы работы, численное исследование течения с перепуском воздуха из проточной части компрессора, регулирование работы клапана перепуска.

### Введение

При адаптации авиационного двигателя для эксплуатации в качестве наземного газотурбинного привода его термогазодинамические параметры претерпевают существенные изменения. В частности, снижение температуры газа перед турбиной и связанное с ним уменьшение степени повышения давления воздуха в компрессоре сопровождается снижением частоты вращения ротора.

Существуют и другие факторы, приводящие к необходимости изменения режима работы газотурбинного привода, связанные с особенностями конкретных условий эксплуатации. В частности, для газоперекачивающей отрасли это изменение условий добычи, определяемое изменением во времени давления газа в пластах, продуктивности скважин, глубины залегания и т.д. В силу этого изменяются параметры газа на входе в нагнетатель и потребляемая им мощность. При компримировании газа с изменяющимися в широких пределах молярными массами (17...27 кг/кмоль) возникает необходимость изменять соответственно режимы работы привода.

Таким образом, в наземных условиях существует необходимость эксплуатировать газотурбинные приводы в широком диапазоне режимов, в том числе и на пониженных частотах вращения (частичных режимах). При этом режимы работы всех узлов двигателя уходят из "расчетной" области, и обеспечение их эффективной работы в этих условиях является важной задачей.

Многоступенчатый осевой компрессор авиаци-

онного газотурбинного двигателя является одним из наиболее сложных его узлов. В этой связи исследование работы многоступенчатого осевого компрессора на пониженных частотах вращения представляется целесообразным. Частичные режимы достаточно сложны для эксплуатации. Для обеспечения устойчивой работы компрессора и двигателя в целом необходимо выполнять регулирование путем поворота направляющих аппаратов (НА) или перепуска воздуха из проточной части.

В проблемной научно-исследовательской лаборатории газотурбинных двигателей и установок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ" разработан комплекс программ, позволяющий анализировать структуру течения и суммарные характеристики осевых и центробежных низко- и высоконапорных компрессорных ступеней, а также многоступенчатых осевых компрессоров с учетом отбора (перепуска) воздуха из проточной части [1, 2].

В статье представлены результаты численного исследования течения в многоступенчатом осевом компрессоре газотурбинного привода при открытых и закрытых клапанах перепуска на пониженных частотах вращения.

### Объект исследования

На рис. 1 представлен объект исследования – многоступенчатый осевой компрессор низкого давления современного ГТД. Все направляющие аппараты – нерегулируемые, клапан перепуска воздуха

расположен за третьей ступенью (на расчётной схеме – участок АВ).

Для проведения расчетных исследований использован программный комплекс (ПК) AxSym, предназначенный для численного моделирования до- и трансзвукового осесимметричного течения в многоступенчатых осевых компрессорах ГТД [1...3].

Исходными данными для расчета являются геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов, режим работы по расходу и частоте вращения и радиальные эпюры параметров потока в сечении на входе. Программный комплекс AxSym позволяет учитывать влияние отбора (перепуска)

воздуха из проточной части компрессора на его суммарные характеристики и поля параметров потока [4].

На рисунке 2 показана суммарная характеристика исследуемого компрессора без перепуска воздуха, представленная в безразмерных параметрах  $\pi_k^* = \pi_k / \pi_{kr}^*$ ,  $\bar{G}_B = G_B / G_{Bp}^*$  и  $\bar{n} = n / n_p$  в сопоставлении с экспериментальными данными. Там же приведены линия рабочих режимов (ЛРР) и граница области устойчивой работы (ГУР), соответствующие опытным данным.

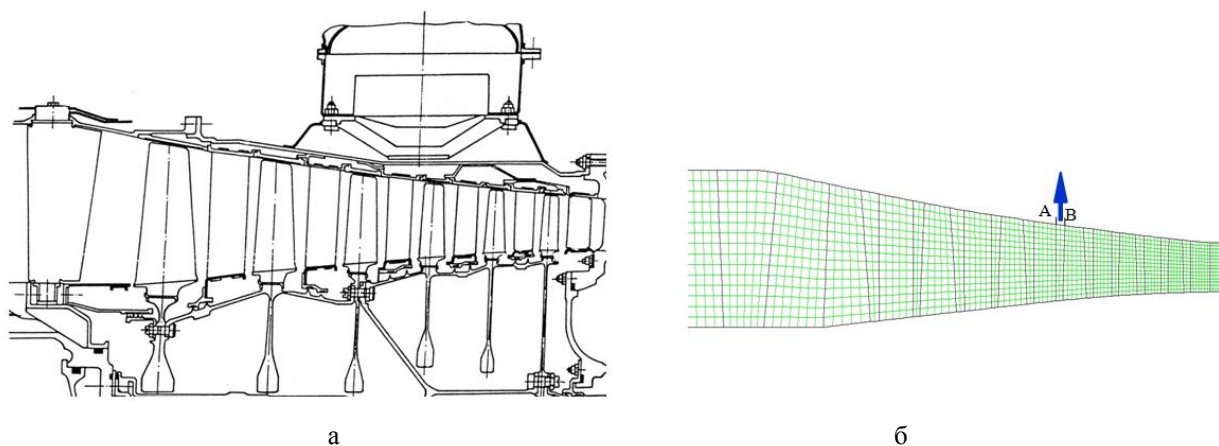


Рис. 1. Многоступенчатый осевой компрессор газотурбинного двигателя:  
а – проточная часть, б – расчётная схема

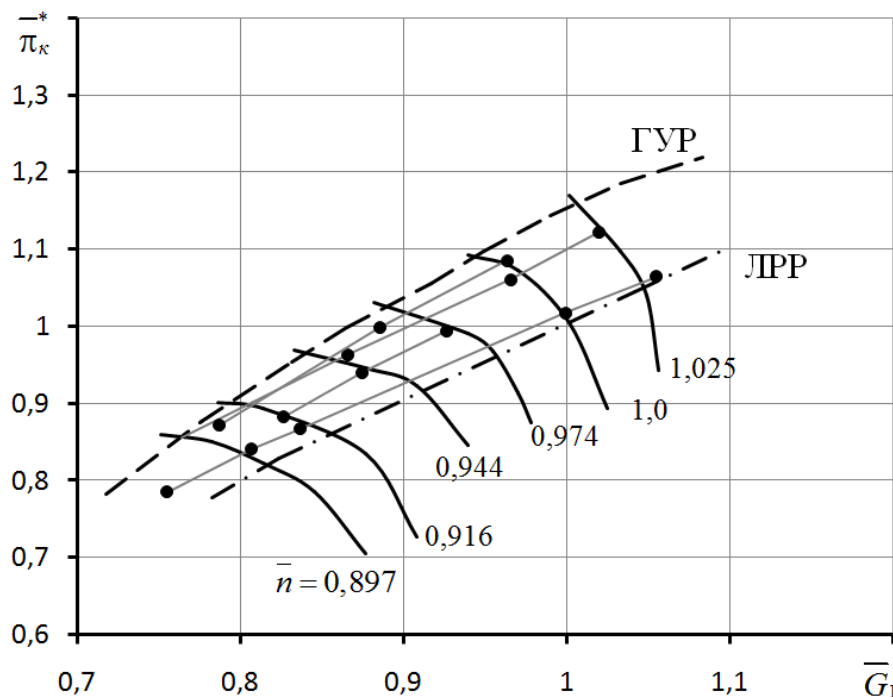


Рис. 2. Суммарная характеристика многоступенчатого осевого компрессора ГТД:

—●— — экспериментальные данные, - - - - - ЛРР,  
- · - · - - - - - ГУР, ————— расчет AxSym

На рисунке 3 представлены величины запасов устойчивости  $\Delta K_u$ , полученные на основе результатов расчёта в диапазоне частот вращения  $\bar{n} = 0,84 \dots 1,05$ . Штриховой линией показан минимальный допустимый уровень запаса ГДУ, принятый для данного исследования.

Из рисунка следует, что при  $\bar{n} < 0,9$  запасы устойчивости становятся недостаточными. Для обеспечения устойчивой работы на этих режимах необходимо открывать клапаны перепуска.

### Режимы работы компрессора с перепуском воздуха из проточной части

С помощью ПК AxSym проведены расчеты течения в исследуемом компрессоре с относительной величиной расхода перепускаемого воздуха

$$\Delta \bar{G}_{\text{пер}} = \frac{G_{\text{пер}}}{G_{\text{Вх}}} = 3\% \text{ и } 5\%, \text{ а также без перепуска.}$$

На рисунке 4 представлена суммарная характеристика компрессора на пониженных ( $\bar{n} < 0,9$ ) частотах вращения при открытых и закрытых клапанах перепуска воздуха.

Рисунок 4 а иллюстрирует изменение КПД компрессора на соответствующих частотах без перепуска воздуха (сплошная линия), а также "кажущийся" КПД при открытых клапанах перепуска, определяемый с использованием классических зависимостей [5] по заторможенным параметрам потока перед и за компрессором без учета перепуска (штриховые линии с маркерами) и "реальный" КПД, определяемый с учетом работы, затраченной на сжатие перепускаемого воздуха (штриховые линии без маркеров).

Представленные на рис. 4 б линии, определяющие границу области устойчивой работы компрессора при открытых клапанах перепуска, получены по значениям параметра диффузорности на границе устойчивости, которые были получены на основании экспериментальных данных для данного компрессора без перепуска воздуха. Положение линии рабочих режимов (ЛРР) определяется из условия совместной работы узлов газогенератора. На данном этапе исследования использована опытная ЛРР двигателя при закрытых клапанах перепуска.

Рисунок 4 б отражает смещение границы области устойчивой работы в область меньших расходов при открытии клапана. Из приведенной на рисунке информации следует, что перепуск рабочего тела из проточной части компрессора ведет к расширению диапазона рабочих режимов по расходу и весьма существенному снижению КПД.

В свете этого, при необходимости обеспечения

работы компрессора с открытыми клапанами следует рассмотреть вопрос об определении минимально необходимого для исследуемой установки расхода перепускаемого воздуха, обеспечивающего достаточные запасы устойчивости, организации регулирования пропускной способности клапана в зависимости от режима работы двигателя.

Изменение структуры течения в компрессоре при открытии клапана перепуска на режиме  $\bar{n} = 0,87$  показано на рис. 5, на котором представлены в сопоставлении изолинии чисел Маха в компрессоре на режиме вблизи ЛРР при различных расходах перепускаемого воздуха ( $\Delta \bar{G}_{\text{пер}} = 0$  и 5 % от расхода воздуха на входе). Отдельно вынесен фрагмент проточной части компрессора вблизи места перепуска воздуха с изолиниями чисел Маха и линиями тока при открытом клапане перепуска (рис. 5 б). В рабочих колёсах числа Маха показаны в относительном движении, в направляющих аппаратах – в абсолютном. Наличие изолиний позволяет анализировать структуру течения во всех лопаточных венцах. Аналогично могут быть построены изолинии других параметров потока в проточной части и получены радиальные эпюры углов натекания,  $\pi^*$ , КПД и др. в осевых зазорах между лопатками.

Как видно из приведенных рисунков во входной части лопаток первых трёх ступеней скорости осредненного в окружном направлении потока изменяются незначительно. Имеющиеся в привтулочной области лопаточных венцов компрессора после РКЗ области низких скоростей с увеличением расхода перепускаемого воздуха уменьшаются, что может быть интерпретировано как уменьшение отрывных областей.

Как следует из рис. 4, положение границы области устойчивой работы зависит от количества перепускаемого воздуха. На рис. 6 показано изменение запасов газодинамической устойчивости в зависимости от количества перепускаемого воздуха для рассмотренных частот вращения.

Приведенные результаты позволяют сделать вывод о целесообразности изменения расхода перепускаемого воздуха в зависимости от частоты вращения в целях повышения экономичности при обеспечении необходимого уровня  $\Delta K_u$ . На рис. 7 предложена зависимость изменения расхода воздуха, перепускаемого из проточной части на различных режимах, использование которой позволяет обеспечить заданный запас устойчивости и снизить потери мощности в результате перепуска.

Приведенные результаты показывают, что с помощью расчетов аналогичных представленным выше, можно прогнозировать необходимый для обеспечения заданного запаса устойчивости расход

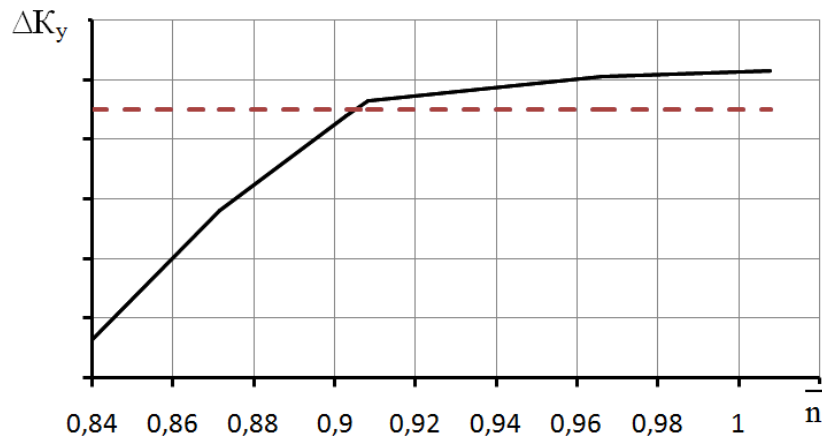


Рис. 3. Изменение запаса устойчивости многоступенчатого компрессора в зависимости от частоты вращения при закрытых клапанах перепуска

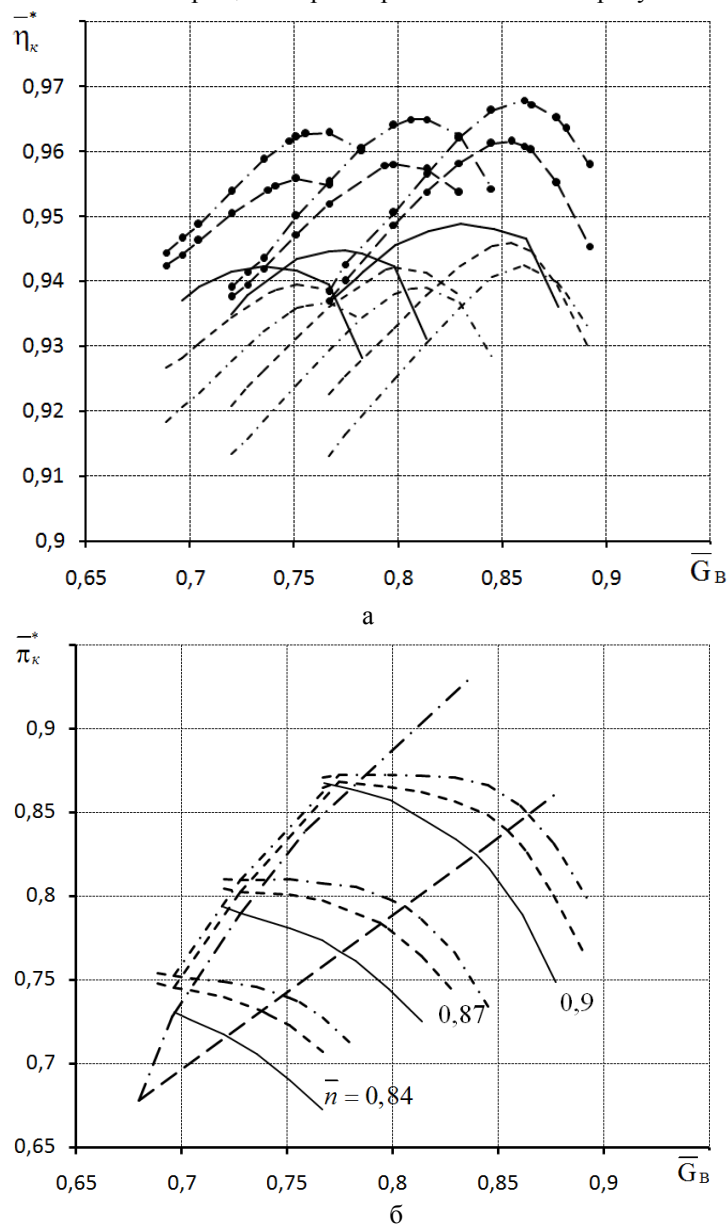


Рис. 4. Характеристика компрессора при открытых и закрытых клапанах перепуска:  
— без перепуска, — · — · — перепуск  $\Delta \bar{G}_{\text{пер}} = 3\%$ , — — — — перепуск  $\Delta \bar{G}_{\text{пер}} = 5\%$

перепускаемого воздуха на низких частотах вращения ротора. Например, в соответствии с рис. 6 для частоты вращения  $\bar{n} = 0,84$ , потребуется перепуск  $\Delta \bar{G}_{\text{пер}} \sim 11 \dots 12\%$  расхода на входе (пересечение пунктирной линии, с заданным уровнем  $\Delta K_u$ ).

Следует отметить, что для реализации данной программы изменения расхода перепускаемого воздуха требуется дополнительное устройство, обеспечивающее в автоматизированном режиме его регулирование.

На сегодняшний день в ГП "Ивченко Прогресс" (Украина) ведутся работы по созданию устройства подобного типа.

### Выводы

Приведены результаты расчётного исследования в широком диапазоне частот вращения суммар-

ных характеристик многоступенчатого осевого компрессора. Особое внимание уделено исследованию особенностей течения в компрессоре на пониженных режимах.

Исследованы суммарные характеристики и структура течения при работе компрессора с открытыми и закрытыми клапанами перепуска, проведено их сопоставление.

Выполненные расчеты позволяют оценить возможности расширения диапазона устойчивой работы компрессора, а также снижение КПД при работе с открытыми клапанами. Рассмотрено влияние на эти параметры расхода перепускаемого воздуха. Предложена зависимость, позволяющая определить целесообразное значение расхода воздуха, перепускаемого из проточной части с целью снижения потерь мощности.

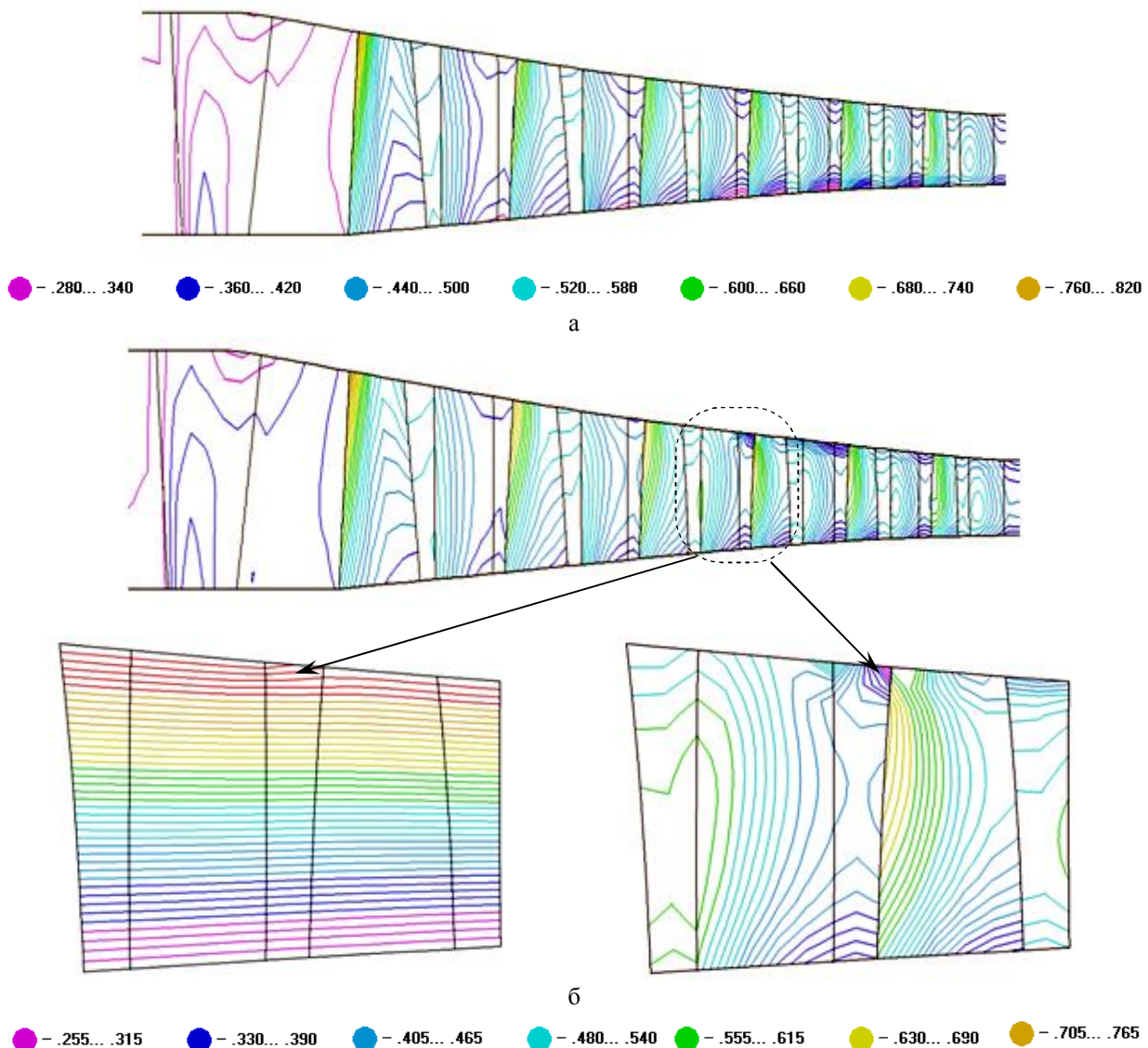


Рис. 5. Изолинии чисел Маха в проточной части компрессора при открытом клапане перепуска при различных  $\Delta \bar{G}_{\text{пер}}$ : а -  $\Delta \bar{G}_{\text{пер}} = 0\%$ , б -  $\Delta \bar{G}_{\text{пер}} = 5\%$

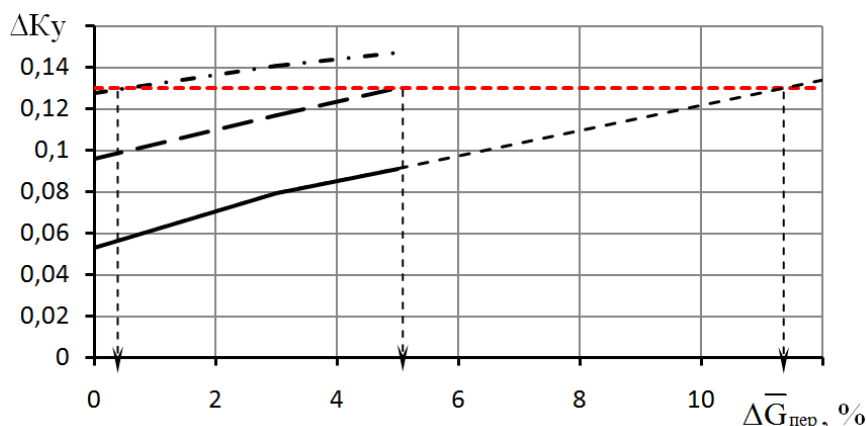


Рис. 6. Изменение запасов газодинамической устойчивости для различных частот вращения:

—  $\bar{n} = 0,84$ , — — —  $\bar{n} = 0,87$ , — · —  $\bar{n} = 0,9$

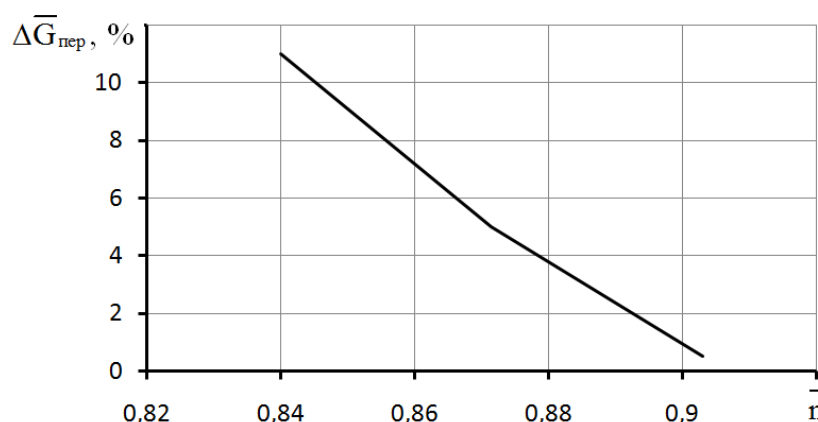


Рис. 7. Целесообразное изменение расхода перепускаемого воздуха на режимах  $\bar{n} < 0,9$  для обеспечения заданного запаса устойчивости

### Литература

1. Комплекс методов поверочного расчета осевых и центробежных компрессоров [Текст] / Л. Г. Бойко, А. Е. Демин, Е. С. Барышева, Ю. П. Максимов, К. В. Фесенко // Труды XV Международной научно-технической конференции по компрессорной технике, Казань, 19 - 20 июля, 2011 г. – Казань, 2011. – Том 1. – С. 250-259.

2. Методы расчетного исследования течений в осевых и центробежных компрессорах и результаты их практического использования [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. С. Барышева, А. Е. Демин, Ю. П. Максимов, К. В. Фесенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 10(87). – С. 63-69.

3. Исследование влияния отбора воздуха на структуру течения и характеристики многоступенчатого осевого компрессора [Текст] / Л. Г. Бойко, А. Е. Демин, Ю. П. Максимов и др. // Компрессорная техника и пневматика. – 2004. – № 7 – С. 30-32.

4. Бойко, Л. Г. Апробация метода расчета осесимметричного течения в многоступенчатом компрессоре с учетом перепуска воздуха [Текст] / Л. Г. Бойко, М. А. Ковалёв, О. Ф. Муравченко // Авиационно-космическая техника и технология : Зб.наук.праць. Нац. аерокосм. ун-та "Харк. авіац. ін-т.". – Вип. 26. Двигуни та енергоустановки. – Харків, 2001. – С. 72-74.

5. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1 [Текст] / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. – М. : Машиностроение, 1977. – 312 с.

Поступила в редакцию 10.09.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

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

**РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕЧІЇ У БАГАТОСТУПЕНЕВОМУ  
ВІСЬОВОМУ КОМПРЕСОРІ ПРИВІДНОГО ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД  
НА ЗНИЖЕНИХ РЕЖИМАХ**

*Л. Г. Бойко, О. Є. Дьомін, О. Д. Дегтярьов, Ю. Ф. Ахтеменко*

Приведено результати чисельного дослідження осьосиметричної течії у багатоступеневому осьовому компресорі газотурбінного двигуна з урахуванням перепускання повітря з проточної частини. Представлено сумарні характеристики компресора на різних частотах обертання при відкритих і закритих клапанах перепускання в зіставленні з експериментальними даними. Запропоновано програму регулювання роботи клапану перепускання компресора, що дозволяє при мінімальних значеннях витрати повітря, що проходить через нього, забезпечити необхідний запас газодинамічної стійкості.

**Ключові слова:** осьовий багатоступінчастий компресор, нерозрахункові режими роботи, чисельне дослідження течії з перепусканням повітря з проточної частини компресора, регулювання роботи клапану перепускання.

**CALCULATION INVESTIGATION OF FLOW IN TURBOSHAFT GTE MULTISTAGE AXIAL  
COMPRESSOR AT PARTIAL REGIMES**

*L. G. Boyko, A. E. Dyomin, O. D. Degtiariv, U. F. Ahtemenko*

Results over of numeral research of axisymmetrical flow are brought in the multi-stage axial compressor of turbo-engine taking into account air bypass from compressor setting. Total characteristic of compressor are presented on different frequencies of rotation at the open and closed valves of bypass in comparison with experimental data. The program of adjusting of work of valve of bypass of compressor, allowing at the minimum values of expense of air passing through it, offers, to provide the necessary supply of gas-dynamic stability

**Key words:** axial multistage compressor, off-design regimes, numeral research of flow with air bypass from compressor setting, bypass valve work adjusting.

**Бойко Людмила Георгиевна** – д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

**Дьомин Александр Евгеньевич** – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник проблемной лаборатории газотурбинных двигателей и установок, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

**Дегтярьов Олег Дмитриевич** – старший преподаватель кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

**Ахтеменко Юрий Фёдорович** – вед. инженер, ГП "Ивченко Прогресс", Запорожье, Украина.

УДК 629.735

О. В. КИСЛОВ

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

## ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА РЕЖИМА РАБОТЫ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ КОНВЕРТИРОВАННОГО ГТД

Рассмотрены особенности выбора режима работы свободной турбины наземного ГТД, полученного конвертированием ТРДД путем исключения вентилятора. Показана зависимость режима работы свободной турбины конвертированного наземного ГТД от расчетной степени повышения давления вентилятора ТРДД. Оценена величина увеличения площади проходного сечения выходного устройства, необходимая для реализации режима перерасширения свободной турбины, и ее влияние на степень понижения давления свободной турбины. Показано, что при малых расчетных степенях повышения давления вентилятора ТРДД степень понижения давления свободной турбины выше расчетной, а при увеличении расчетной степени повышения давления вентилятора ТРДД она уменьшается и становится меньше расчетной. Выполнен анализ изменения приведенной окружной скорости свободной турбины конвертированного наземного ГТД и показаны пути повышения КПД турбины.

**Ключевые слова:** ТРДД, вентилятор, свободная турбина, степень понижения давления турбины, приведенная окружная скорость, КПД турбины.

### Введение

Наземные ГТД часто получают конвертированием авиационных ТРДД путем исключения вентилятора при сохранении базового газогенератора (ГГ) [1-3]. В качестве свободной турбины может использоваться либо турбина вентилятора ТРДД, либо турбина, специально спроектированная для наземного ГТД. Эта схема конвертации показана на рис. 1.

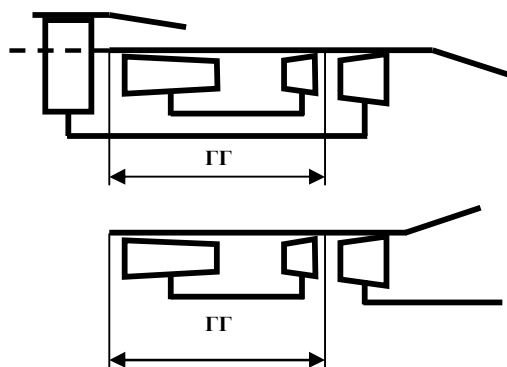


Рис. 1. Схема конвертации ТРДД в наземный турбовальный ГТД со свободной турбиной

В работе [4] рассмотрен вопрос выбора режима работы газогенератора конвертированного наземного турбовального ГТД со свободной турбиной.

Однако при удалении вентилятора изменяется не только режим работы газогенератора, но и режим работы свободной турбины. Отклонение режима работы свободной турбины от расчетного обуслов-

лено двумя причинами: изменением степени понижения давления свободной турбины  $\pi_{ТС}^*$  и приве-

денной окружной скорости  $\lambda_{\omega} \sim \frac{u_{ТС}}{\sqrt{T_{ТК}^*}}$ . Изменение

$\pi_{ТС}^*$  связано с исключением вентилятора и заменой выходного устройства в виде сопла на выходное устройство в виде диффузора, а изменение  $\lambda_{\omega}$  – либо с изменением частоты вращения ротора свободной турбины, либо с изменением полной температуры потока на входе в свободную турбину  $T_{ТК}^*$ .

Изменение режима работы свободной турбины приводит к изменению ее КПД  $\eta_{ТС}^*$  и мощности  $N_{ТС}$ .

В связи с этим, актуален вопрос оценки отклонения режима работы свободной турбины конвертированного ГТД от расчетного режима работы турбины вентилятора ТРДД и выбора режима работы свободной турбины.

**Целью данной работы** является обоснование режима работы свободной турбины конвертированного ГТД и оценка возможностей повышения ее КПД.

### 1. Расчетные соотношения

Степень понижения давления в свободной турбине  $\pi_{ТС}^*$  на докритических режимах работы выходного устройства зависит от степени понижения давления выходного устройства  $\pi_c$ , так как

$$\pi_{тс}^* = \left[ \frac{\sigma_c F_c q(\lambda_c)}{\sigma_{сатс} F_{сатс} q(\lambda_{сатс})} \right]^{\frac{2n}{n+1}}, \quad (1)$$

$$q(\lambda_c) = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \left[ 1 - P(\lambda_c)^{\frac{k-1}{k}} \right] P(\lambda_c)^{\frac{1}{k}} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}}, \quad (2)$$

$$P(\lambda_c) = \frac{p_c}{p_c^*} = \frac{p_n}{p_c^*} = \frac{1}{\pi_{тс} \cdot \sigma_c}. \quad (3)$$

Из анализа формул (1)...(3) следует, что при неизменной геометрии проточной части увеличение  $\pi_c$  приводит к возрастанию  $\pi_{тс}^*$  и общей степени понижения давления в свободной турбине и выходном устройстве  $\pi_{тс}^* \cdot \pi_c$ .

В конвертированном ГТД при удалении вентилятора и сохранении режима работы газогенератора [4] общая степень понижения давления в свободной турбине и выходном устройстве  $\pi_{тс}^* \cdot \pi_c$  уменьшается по сравнению с общей степенью понижения давления в турбине вентилятора и сопле внутреннего контура ТРДД  $\pi_{тв}^* \cdot \pi_{с1}$ , поскольку

$$\pi_{тв}^* \cdot \pi_{с1} = \sigma_{вх} \pi_{в}^* \pi_{гт}^* \quad (4)$$

$$\pi_{тс}^* \cdot \pi_c = \sigma_{вх} \pi_{гт}^*. \quad (5)$$

Следовательно, при сохранении геометрии проточной части, величины степеней понижения давления в свободной турбине и в выходном устройстве, а также приведенная скорость истечения из сопла уменьшаются по сравнению с ТРДД.

Для обеспечения неизменности режима работы газогенератора необходимо обеспечить сохранение расчетной величины приведенной частоты вращения ротора газогенератора  $\bar{n}_{ггпр} = 1$  и степени понижения давления турбины газогенератора  $\pi_{гг}^*$  [3].

При использовании в качестве свободной турбины ГТД турбины вентилятора ТРДД условие  $\pi_{гг}^* = idem$  выполняется само собой вследствие таких же, как в ТРДД, площадей горла сопловых аппаратов первых ступеней турбины газогенератора и свободной турбины.

Для поддержания  $\bar{n}_{ггпр} = 1$  требуется уменьшение частоты вращения ротора газогенератора, поскольку при исключении вентилятора уменьшается температура воздуха перед газогенератором. Величины степени уменьшения температуры и относительной частоты вращения ротора газогенератора зависят от расчетных значений степени повышения полного давления  $\pi_{вр}^*$  и КПД  $\eta_{вр}^*$  вентилятора:

$$\frac{T_{в\ p}^*}{T_{ввд\ p}^*} = f(\pi_{вр}^*) = \left( 1 + \frac{\pi_{вр}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{вр}^*} \right)^{-1}, \quad (6)$$

$$\bar{n}_{гг} = \sqrt{\frac{T_{в\ p}^*}{T_{ввд\ p}^*}} = \left( 1 + \frac{\pi_{вр}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{вр}^*} \right)^{-0,5}. \quad (7)$$

Для анализа изменения приведенной окружной скорости  $\lambda_u \sim \frac{u_{тс}}{\sqrt{T_{тк}^*}}$  необходимо знать, как изменяется при конвертации ТРДД температура перед свободной турбиной  $T_{тк}^*$ . При сохранении расчетного режима работы газогенератора [3,4]  $T_{тк}^*$  изменяется пропорционально температуре потока перед газогенератором, так как  $\tau_{гт}^* = idem$ , а

$$T_{ткр}^* = T_{вр}^* \cdot \tau_{ггпр}^* = T_{ввдр}^* \cdot \bar{T}_{в\ p}^* \cdot \tau_{ггпр}^*, \quad (8)$$

где  $\tau_{ггпр}^* = \frac{T_{твдр}^*}{T_{ввдр}^*}$  - степень повышения температуры в газогенераторе на расчетном режиме.

## 2. Анализ полученных результатов

На рис. 2 представлены зависимости, характеризующие уменьшение температуры потока перед газогенератором и потребное уменьшение частоты вращения газогенератора для обеспечения условия  $\bar{n}_{ггпр} = 1$ , вычисленные по формулам (6) и (7).

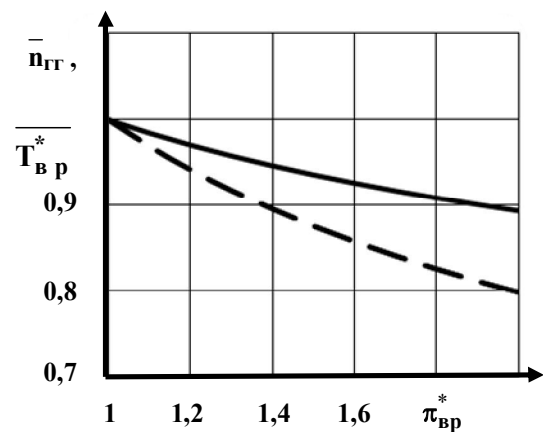


Рис. 2. Зависимости  $T_{в\ p}^*$  и  $\bar{n}_{гг}$  конвертированного наземного ГТД от  $\pi_{вр}^*$ :  
 — — —  $T_{в\ p}^*$ ; — — —  $\bar{n}_{гг}$

Из формулы (5) следует, что при расчетном режиме газогенератора общая степень понижения давления в свободной турбине и выходном устройстве  $\pi_{\text{ТС}}^* \cdot \pi_{\text{с}}$  также зависит от  $\pi_{\text{ВР}}^*$ . Причем, при одинаковых параметрах цикла во внутреннем контуре ТРДД увеличение  $\pi_{\text{ВР}}^*$  приводит к увеличению  $\pi_{\text{ТВР}}^* \cdot \pi_{\text{сIР}}^*$ , а  $\pi_{\text{ТС}}^* \cdot \pi_{\text{с}}$  уменьшается. Соответствующие зависимости представлены на рис. 3 для цикла с  $T_{\text{ГР}}^* = 1500 \text{ К}$ ,  $\pi_{\text{кIР}}^* = 25$ ,  $\pi_{\text{ВI}}^* / \pi_{\text{ВIопт}}^* = 0,90$ ,  $L_{\text{ВI}}^* / L_{\text{ВI}}^* = 0,55$ .

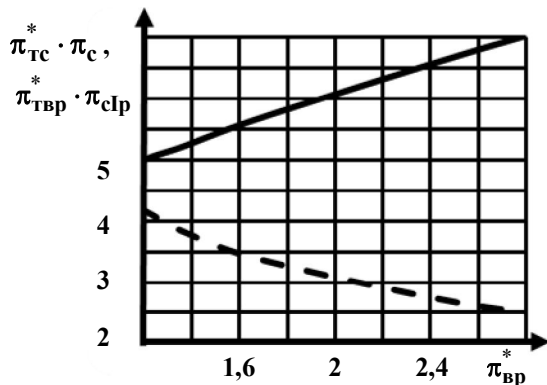


Рис. 3. Зависимости  $\pi_{\text{ТВР}}^* \cdot \pi_{\text{сIР}}^*$  ТРДД и  $\pi_{\text{ТС}}^* \cdot \pi_{\text{с}}$  конвертированного наземного ГТД от  $\pi_{\text{ВР}}^*$ :  
 —  $\pi_{\text{ТВР}}^* \cdot \pi_{\text{сIР}}^*$ ; — —  $\pi_{\text{ТС}}^* \cdot \pi_{\text{с}}$ .

Решение системы уравнений (1)...(3) вместе с условием  $\pi_{\text{ТС}}^* \cdot \pi_{\text{с}} = f(\pi_{\text{ВР}}^*)$  позволяет найти зависимости  $\pi_{\text{ТС}}^*$  и  $\pi_{\text{с}}$ , а также  $\lambda_{\text{с}}$  от  $\pi_{\text{ВР}}^*$ , которые приведены на рис. 4,5.

Кроме того, на рис. 4 приведены результаты расчета  $\pi_{\text{ТВР}}^*$ , полученные в результате решения системы уравнений (1)...(3) вместе с условием  $\pi_{\text{ТВР}}^* \cdot \pi_{\text{сIР}}^* = f(\pi_{\text{ВР}}^*)$ , представленным на рис. 3.

Для данного примера видно, что  $\pi_{\text{ТС}}^* < \pi_{\text{ТВР}}^*$ , а величина  $\lambda_{\text{с}} > 0,5$ . Это свидетельствует о высоких потерях с выходной скоростью и неприемлемо для наземных ГТД.

С целью уменьшения этих потерь в наземных ГТД обычно реализуется режим перерасширения газа в турбине. При этом рекомендуется  $\lambda_{\text{с}} \approx 0,20$ .

Для получения режима перерасширения газа необходимо перераспределить общую степень понижения давления в свободной турбине и выходном устройстве  $\pi_{\text{ТС}}^* \cdot \pi_{\text{с}}$  в пользу  $\pi_{\text{ТС}}^*$ . Для этого, в соот-

ветствии с формулой (1), необходимо увеличить площадь проходного сечения на выходе из ГТД  $F_{\text{с}}$ .

Результаты расчета степени понижения давления свободной турбины при условии, что  $\lambda_{\text{с}} = 0,20$ , показаны на рис. 4.

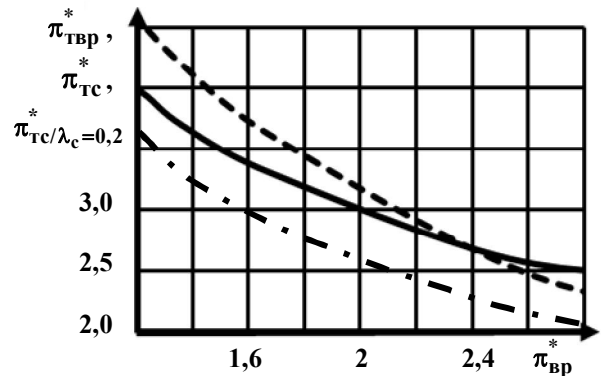


Рис. 4. Зависимости  $\pi_{\text{ТВР}}^*$ ,  $\pi_{\text{ТС}}^*$  и  $\pi_{\text{ТС}}^* / \lambda_{\text{с}} = 0,2$  конвертированного наземного ГТД от  $\pi_{\text{ВР}}^*$ :  
 — —  $\pi_{\text{ТВР}}^*$ ; —  $\pi_{\text{ТС}}^* / \lambda_{\text{с}} = 0,2$ ; — · —  $\pi_{\text{ТС}}^*$

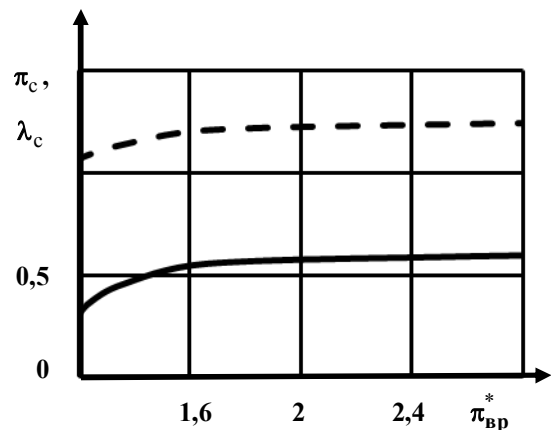


Рис. 5. Зависимости  $\pi_{\text{с}}$  и  $\lambda_{\text{с}}$  конвертированного наземного ГТД от  $\pi_{\text{ВР}}^*$ :  
 —  $\lambda_{\text{с}}$ ; — · —  $\pi_{\text{с}}$ .

На рис. 6 представлены результаты расчета коэффициентов увеличения площади выходного сечения ГТД  $k_{F_{\text{с}}} = \frac{F_{\text{с}} / \lambda_{\text{с}} = 0,2}{F_{\text{сI}}}$  и степени понижения дав-

ления в свободной турбине  $k_{\pi_{\text{ТС}}^*} = \frac{\pi_{\text{ТС}}^* / \lambda_{\text{с}} = 0,2}{\pi_{\text{ТВР}}^*}$  при условии  $\lambda_{\text{с}} = 0,20$ . В рассматриваемом случае степень понижения давления свободной турбины

$\pi_{\text{TC}}^*/\lambda_{\text{C}}=0,2$  может быть как ниже, так и выше  $\pi_{\text{ТВР}}^*$ .

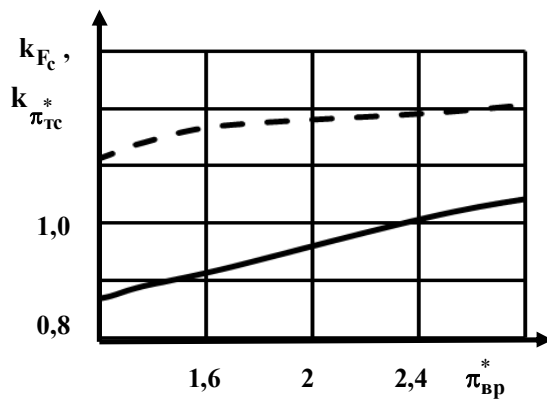


Рис. 6. Зависимости  $k_{\pi_{\text{TC}}}^*$  и  $k_{F_{\text{C}}}$

конвертированного наземного ГТД от  $\pi_{\text{ВР}}^*$ :

—  $k_{\pi_{\text{TC}}}^*$ ;      - - -  $k_{F_{\text{C}}}$

Т.е., рабочая точка на характеристике свободной турбины может располагаться как правее, так и левее расчетной точки (рис. 7).

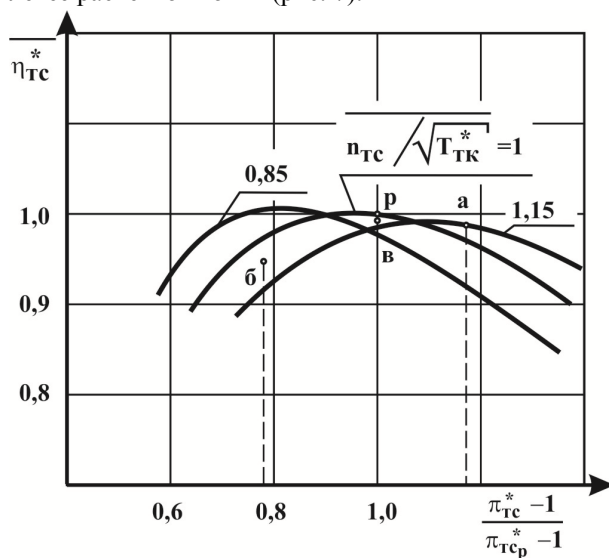


Рис. 7. Рабочие точки на характеристике свободной турбины

В конвертированном ГТД изменяется не только степень повышения давления свободной турбины, но и приведенная окружная скорость  $\lambda_{\text{u}} \sim \frac{u_{\text{TC}}}{\sqrt{T_{\text{TK}}^*}}$ .

При сохранении расчетного режима газогенератора, в соответствии с формулой (8), температура перед свободной турбиной уменьшается пропорционально степени уменьшения температуры воздуха перед газогенератором  $\overline{T_{\text{ВР}}^*}$ , вычисляемой по

формуле (6). Поэтому, при обеспечении равенства частот вращения свободной турбины и турбины вентилятора  $\lambda_{\text{u}} \sim \frac{u_{\text{TC}}}{\sqrt{T_{\text{TK}}^*}}$  возрастает тем сильнее, чем больше  $\pi_{\text{ВР}}^*$ .

С учетом возможного изменения  $\pi_{\text{TC}}^*$  и  $\lambda_{\text{u}}$  возможны три характерных случая:

- а)  $\pi_{\text{TC}}^* > \pi_{\text{ТВР}}^*$ ,  $\lambda_{\text{u}} \gg \lambda_{\text{ур}}$ ;
- б)  $\pi_{\text{TC}}^* < \pi_{\text{ТВР}}^*$ ,  $\lambda_{\text{u}} > \lambda_{\text{ур}}$ ;
- в)  $\pi_{\text{TC}}^* \approx \pi_{\text{ТВР}}^*$ ,  $\lambda_{\text{u}} > \lambda_{\text{ур}}$ .

Положения рабочих точек на характеристике свободной турбины, соответствующие этим случаям, показаны на рис. 7.

Случай (а) реализуется при больших значениях  $\pi_{\text{ВР}}^*$ . Режим работы свободной турбины отклоняется от расчетного, однако КПД турбины  $\eta_{\text{TC}}^*$  уменьшается незначительно вследствие того, что уменьшение КПД из-за увеличения  $\pi_{\text{TC}}^*$  компенсируется его ростом из-за увеличения  $\lambda_{\text{u}}$ .

Случай (б) реализуется при малых значениях  $\pi_{\text{ВР}}^*$ . В отличие от случая (а), КПД свободной турбины  $\eta_{\text{TC}}^*$  существенно уменьшается из-за уменьшения  $\pi_{\text{TC}}^*$  и увеличения  $\lambda_{\text{u}}$ .

В случае (в) КПД свободной турбины  $\eta_{\text{TC}}^*$  незначительно уменьшается из-за увеличения  $\lambda_{\text{u}}$ .

Из представленного анализа следует, что для сохранения высокого значения  $\eta_{\text{TC}}^*$  требуется корректировка величины  $\lambda_{\text{u}} \sim \frac{u_{\text{TC}}}{\sqrt{T_{\text{TK}}^*}}$ . Поскольку величина

$T_{\text{TK}}^*$  определяется температурой воздуха на входе в ГТД и режимом работы газогенератора, то корректировка  $\lambda_{\text{u}}$  возможна только путем изменения частоты вращения свободной турбины  $n_{\text{TC}}$ .

В случае (а) увеличение  $n_{\text{TC}}$  для увеличения  $\lambda_{\text{u}}$  невозможно вследствие увеличения напряжений в рабочем колесе от действия центробежных сил. Поэтому целесообразно выбрать  $n_{\text{TC}}$  такую же, как и частота вращения турбины вентилятора конвертируемого ТРДД.

В случаях (б) и (в) требуется уменьшение  $n_{\text{TC}}$  для уменьшения  $\lambda_{\text{u}}$ . Это благоприятно влияет не

только на величину  $\eta_{тс}^*$ , но и на величину центробежных сил, действующих на рабочее колесо турбины, и, в конечном итоге, на ресурс свободной турбины. При этом недопустимого увеличения крутящего момента на валу турбины не произойдет, вследствие меньшей мощности свободной турбины по сравнению с мощностью турбины вентилятора (меньшая степень понижения давления, расход газа свободной турбины и температура газа перед турбиной).

### Заключение

В работе показано изменение режима работы свободной турбины наземного ГТД, полученного конвертацией ТРДД путем исключения вентилятора. Даны рекомендации по корректировке частоты вращения ротора свободной турбины, обеспечивающие сохранение высокого КПД свободной турбины и удовлетворение основных требований по прочности и ресурсу наземного ГТД.

*Поступила в редакцию 16.10.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теории авиационных двигателей В. П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

## ОСОБЛИВОСТІ ВИБОРУ РЕЖИМУ РОБОТИ ВІЛЬНОЇ ТУРБИНИ КОНВЕРТОВАНОГО ГТД

**О. В. Кіслов**

Розглянуто особливості вибору режиму роботи вільної турбіни наземного ГТД, одержаного конвертуванням ТРДД шляхом виключення вентилятора. Показано залежність режиму роботи вільної турбіни конвертованого наземного ГТД від розрахункового ступеня підвищення тиску вентилятора ТРДД. Оцінено величину збільшення площі прохідного перерізу вихідного пристрою, що необхідна для реалізації режиму перерозширення вільної турбіни, та її вплив на ступінь зниження тиску вільної турбіни. Показано, що при малих розрахункових ступенях підвищення тиску вентилятора ТРДД ступінь зниження тиску вільної турбіни вище від розрахункової, а при зростанні розрахункового ступеня підвищення тиску вентилятора ТРДД він зменшується і становиться менше розрахункового. Виконано аналіз зміння приведеної колової швидкості вільної турбіни конвертованого наземного ГТД та показано шляхи підвищення ККД турбіни.

**Ключові слова:** ТРДД, вентилятор, вільна турбіна, ступінь зниження тиску турбіни, приведена колова швидкість, ККД турбіни.

## FEATURES OF OPERATION MODE SELECTION OF CONVERTED GTE FREE TURBINE

**O. V. Kislov**

The features of the operation mode selection of the ground gas turbine engine free turbine are considered. The ground gas turbine engine is a result of converting turbofan by removing the fan. The dependence of the free turbine mode from the design pressure ratio turbofan fan are shown. The increasing magnitude of the output device flow area, necessary for realization of the overexpansion of the free turbine, are justified. Also, the dependence of the pressure ratio in the free turbine from the output device flow area, are justified. It is shown, that at low design fan pressure ratio the free turbine pressure ratio is higher than design free turbine pressure ratio, while increasing design fan pressure ratio the free turbine pressure ratio decreases and becomes less than the designed value. The analysis of the ground GTE free turbine corrected circular speed changes are done and the ways of increasing the efficiency of the free turbine are shown.

**Keywords:** turbofan, fan, free turbine, turbine pressure ratio, corrected circular speed, turbine efficiency.

**Кислов Олег Владимирович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: OBKislov@mail.ru.

## Литература

1. *Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [Текст] / В. А. Скибин, В. И. Солонин, В. А. Палкин и др. ; под ред. В. А. Скибина, В. И. Солониной. – М. : ЦИАМ, 2004. – 424 с.*
2. *Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : учебник в 3 кн. [Текст] / В. В. Кулагин, С. К. Бочкарев, И. М. Горюнов и др. ; под ред. В. В. Кулагина. – М. : Машиностроение, 2005. – Кн. 3: Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД. – 2005. – 464 с.*
3. *Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных двигателей [Текст] / Ю. Н. Нечаев. – М. : ВВИА, 1990. – 704 с.*
4. *Кислов, О. В. Особенности выбора режима работы газогенератора конвертированного ГТД [Текст] / О. В. Кислов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 8 (105). – С. 78 – 81.*

УДК 621.431.74

Р. А. ВАРБАНЕЦ, Ю. Н. КУЧЕРЕНКО, В. И. КЫРНАЦ

Одесский национальный морской университет, кафедра СЭУ и ТЭ

## АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ВИБРОДИАГНОСТИКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СУДОВЫХ ДИЗЕЛЕЙ

Анализируются возможности вибродиагностики технического состояния судовых дизелей. Приведены нормы вибрации судовых механизмов, согласно международным стандартам. Приведены частоты гармоник характерных для разных дефектов узлов судовых дизелей. Дан анализ методов вибродиагностирования, применительно к поршневым машинам. Показано, что уровень вибрации, определяемый среднеквадратичным значением виброскорости, характеризует общее состояние механизма. Конкретный дефект можно определить, анализируя спектр вибрации. Для механизмов роторного типа дефект определяется с большой долей вероятности. Для поршневых машин более информативен метод параметрической диагностики рабочего процесса, предполагающий запись и анализ индикаторных диаграмм рабочих цилиндров. Параллельно с развернутыми индикаторными диаграммами могут быть записаны диаграммы работы топливной аппаратуры высокого давления и механизма газораспределения. Такая информация позволяет выявить неисправности насосов, форсунок и клапанов конкретного цилиндра.

**Ключевые слова:** судовые дизели, вибродиагностика, виброскорость, среднеквадратичное значение.

**Введение и постановка задачи.** В состав судового дизеля входят разные по своему принципу действия механизмы и агрегаты:

- возвратно-поступательно движущиеся механизмы (кривошипно-шатунный механизм, поршни);
- механизмы роторного типа (зубчатые, ременные и цепные приводы, масляные и водяные насосы, газотурбоагнетатель, коленчатый и распределительный валы);
- топливная аппаратура высокого давления (топливные насосы, клапана и форсунки);
- механизм газораспределения (группы впускных и выпускных клапанов с приводами);
- подшипники качения, скольжения и соединительные муфты;
- другие различные узлы (генераторы в составе дизель-генераторов и т.д.).

Множество одновременно работающих механизмов разного принципа действия, обеспечивающие нормальное функционирование судового дизеля и генерирующие собственные вибросигналы, значительно усложняют задачу вибродиагностики судового дизеля по сравнению с механизмами роторного типа. В связи с этим методы вибродиагностирования судового дизеля сводятся к диагностике его отдельных узлов и механизмов.

**Спектральный анализ вибросигналов узлов судовых дизелей.** Для каждого узла рассчитываются собственные частоты контрольных гармоник, но базовыми во всех случаях являются:

– гармоника основной частоты вращения коленчатого вала  $f_n$ :  $f_n = n_{RPM} / 60$ ;

– и цилиндровая гармоника  $f_{cyl}$ :

$$f_{cyl} = f_n \times icyl \times Coef.stroke,$$

где  $icyl$  – количество цилиндров;

$Coef.stroke = 0,5$  для четырехтактных и  $1,0$  для двухтактных дизелей.

Для шестицилиндрового четырехтактного дизеля Volvo Penta TAMD165a (L-type) [1] с частотой вращения коленчатого вала 1800 RPM

$$f_n = 1800 / 60 = 30 \text{ Hz}$$

$$f_{cyl} = 30 \times 6 \times 0,5 = 90 \text{ Hz}.$$

Существует общий подход к оценке технического состояния механизмов по результатам вибрации на не вращающихся частях (ISO 10816[2]). По требованиям [2] диагностика технического состояния производится в зависимости от класса механизма по общему уровню вибрации. Для анализа берется среднеквадратичное значение (СКЗ) виброскорости механизма в частотном диапазоне 10 - 1000 Гц.

Для непрерывного сигнала  $V(t)$  среднеквадратичное значение определяется как

$$\tilde{v}_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T V^2(t) dt},$$

где  $T$  – период выборки, который должен быть много больше периода любого из основных анализируемых частотных сигналов, содержащихся в  $V(t)$  (минимум в 20 раз).

Если сигнал вибрации записан дискретно и

имеются  $N$  значений виброскорости  $V_i$ , то средне-квадратичное значение определяется как

$$V_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N V_i^2}.$$

При вычислении СКЗ по временному сигналу мы вынуждены применять какие-либо фильтры для выделения нужного частотного диапазона 10 - 1000 Гц. Проще вычислить  $V_{RMS}$  по амплитуде спектра сигнала  $s_j$

$$V_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{2} \sum_{j=k1}^{k2} s_j^2},$$

где  $k1$  и  $k2$ - индексы гармоник на 10Гц и 1000 Гц, соответственно.

Рассчитав  $V_{RMS}$  можно оценить общее техническое состояние механизма по табл. 1, где указаны пределы виброскорости для нормального (А) и ненормального (В, С, D) состояний механизмов разных классов. Дизель TAMD165а соответствует классу III в случае установки его на жесткое основание и классу IV при установке на гибкие опоры.

Уровень вибрации выше нормального означает, что в механизме имеются проблемы (дисбаланс мощностей цилиндров, расцентровка или излом муфт, ослабление механических креплений, проблемы с фундаментом и т.д).

В связи с тем, что каждый узел дизеля уникален в смысле вибрационного поведения, наиболее эффективным методом диагностирования является сравнение результатов измерений во времени. Такое сравнение целесообразно производить с помощью построения трендов, (графиков изменения средне-квадратичного значения виброскорости по времени), рис. 1. При отсутствии проблем общий уровень вибрации механизма будет оставаться стабильным на

протяжении некоторого времени. Последующие периодические результаты измерений сравниваются с этим базовым уровнем. Периодичность измерений зависит от типа механизма и от критичности его состояния. На графике тренда могут быть установлены предупредительный и аварийный уровни. Предупредительный уровень устанавливает границу, в пределах которой повышение уровня сигнала может иметь случайный характер. Устойчивый рост амплитуды выше предупредительного уровня является сигналом к тому, что периодичность измерений необходимо сделать более частой. При приближении амплитуды к аварийному уровню необходимо провести более детальный спектральный анализ вибрации механизма с целью выявления дефекта и затем принять меры к его устранению.

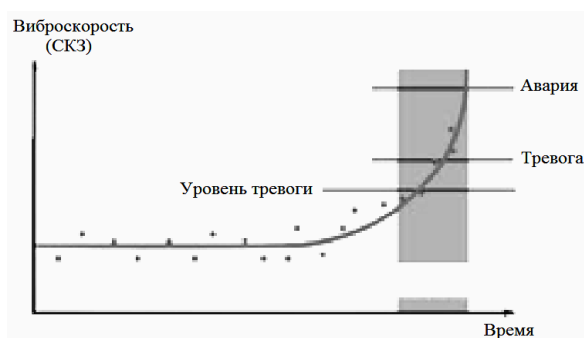


Рис. 1. Временной тренд уровня вибрации механизма

Спектральный анализ может дать более детальную информацию о характере дефекта. В табл. 2 приведены и собраны основные дефекты различных узлов судового дизеля и показаны частоты гармоник, на которых эти дефекты проявляются. Данные табл. 2 получены путем анализа источников [3 - 6].

Таблица 1

ISO 10816 Границы зон\* СКЗ виброскорости для машин различных классов

| Среднеквадратичное значение виброскорости мм/сек | до 15 кВт класс 1 | 15- 75 кВт класс 2 | > 75 кВт (жесткий) класс 3 | > 75 кВт (мягкий) класс 4 |
|--------------------------------------------------|-------------------|--------------------|----------------------------|---------------------------|
| 0,28                                             | А                 | А                  | А                          | А                         |
| 0,45                                             |                   |                    |                            |                           |
| 0,71                                             |                   |                    |                            |                           |
| 1,12                                             | В                 | В                  | В                          | В                         |
| 1,8                                              |                   |                    |                            |                           |
| 2,8                                              | С                 | С                  | С                          | С                         |
| 4,5                                              |                   |                    |                            |                           |
| 7,1                                              | D                 | D                  | D                          | D                         |
| 11,2                                             |                   |                    |                            |                           |
| 18                                               |                   |                    |                            |                           |
| 28                                               |                   |                    |                            |                           |
| 45                                               |                   |                    |                            |                           |

\* А - хорошее состояние; В - удовлетворительное; С - неудовлетворительное;  
D - аварийное состояние, эксплуатация опасна

Таблица 2

Неисправности узлов дизелей и частоты характерных гармоник [3-6]

| Неисправность                                                                                      | Частота вибрации                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Описание                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Дефекты крепления дизеля                                                                           | $f_n$ ,<br>$2 \times f_n$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            | Непропорционально большой рост первых двух гармоник основной частоты.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |
| Дефекты центровки дизеля с генератором                                                             | $f_n$ ,<br>$2 \times f_n$ ,<br>$3 \times f_n$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        | Возникают при несоосности коленчатого вала и ротора генератора.<br>В спектре появляются первые три кратные гармоники основной частоты.                                                                                                                                                                                                                                                      |
| Дефекты крепления генератора                                                                       | $f_n$ ,<br>$2 \times f_n$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            | Непропорционально большой рост первых двух гармоник основной частоты. Максимально проявляется в одном из направлений.                                                                                                                                                                                                                                                                       |
| Повышенная вибрация приводов масляного и водяного насосов, а также привода распределительного вала | $F_z = f_z \times z$<br>$f_z$ - частота ротора<br>$z$ - кол-во зубцов                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Преобладает частота зацепления зубчатой пары $F_z$ .<br>Признаки: рост амплитуды гармоники $F_z$ и появление гармоник с частотами валов шестерен $f_z$ .                                                                                                                                                                                                                                    |
| Вибрация соединительных муфт                                                                       | $f_n$<br>в осевом направлении                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        | При параллельном сдвиге или изломе в муфте возникает небаланс масс вращающегося ротора за счет смещения осей центров масс. Появляется осевая вибрация с частотой $f_n$ .                                                                                                                                                                                                                    |
| Повышенная вибрация подшипников коленчатого вала                                                   | $F_{CR} = (0,42 \div 0,48) \times f_n$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               | Зависит от состояния рабочих поверхностей вкладышей, зазоров между шейками вала и вкладышами и свойств смазочного масла. При определенных условиях могут возникнуть автоколебания вала в радиальном направлении. Появление в спектре гармоник с частотой $F_{CR}$ может характеризовать дефект вкладышей или шейки вала.                                                                    |
| Вибрация подшипников качения (генератора или др. узлов)                                            | <ul style="list-style-type: none"> <li>- дефект наружного кольца BPFO:<br/><math>f_o = \frac{z}{2} f_n \left( 1 - \frac{d}{D} \cos \beta \right)</math></li> <li>- дефект внутреннего кольца BPFI:<br/><math>f_i = \frac{z}{2} f_n \left( 1 + \frac{d}{D} \cos \beta \right)</math></li> <li>- дефект сепаратора FTF:<br/><math>f_c = \frac{f_n}{2} \left( 1 - \frac{d}{D} \cos \beta \right)</math></li> <li>- дефект тел качения BSF:<br/><math>f_r = \frac{D}{d} f_n \left( 1 - \left( \frac{d}{D} \cos \beta \right)^2 \right)</math></li> </ul> | Дефекты или повреждения контактных поверхностей качения (наружного/внутреннего колец, сепаратора или тел качения). Чаще анализируется виброускорение, может анализироваться виброскорость.<br>$z$ - число тел качения;<br>$D$ - диаметр окружности, проходящей через центр тел качения (средний диаметр сепаратора);<br>$d$ - диаметр тел качения;<br>$\beta$ - угол контакта тела качения. |
| Вибрация подшипников качения (упрощенные формулы, через RPM)                                       | <ul style="list-style-type: none"> <li>- дефект наружного кольца BPFO:<br/><math>f_o = 0,45 \times z \times \text{RPM}</math></li> <li>- дефект внутреннего кольца BPFI:<br/><math>f_i = 0,55 \div 0,6 \times z \times \text{RPM}</math></li> <li>- дефект тел качения BSF:<br/><math>f_r = 3,5 \times \text{RPM}</math></li> </ul>                                                                                                                                                                                                                  | Дефекты или повреждения контактных поверхностей качения (наружного/внутреннего колец и тел качения). Чаще анализируется виброускорение, может анализироваться виброскорость.<br>$z$ - число тел качения;<br>$\text{RPM}$ - частота вращения $\text{мин}^{-1}$ .                                                                                                                             |
| Дисбаланс ротора турбоагрегата                                                                     | $f_{TUR}$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            | Отклонения от осевой симметрии ротора и неоднородности материала.<br>Возникающие при вращении неуравновешенные центробежные силы создают вынужденные колебания с частотой вращения турбокомпрессора.                                                                                                                                                                                        |

| Неисправность                                                                      | Частота вибрации                                                                       | Описание                                                                                                                                                                                                          |
|------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Вибрация рабочих лопаток воздушного компрессора (газовой турбины) турбонагнетателя | $f_{TUR} \times n_{b.comp}$<br>$n_{b.comp}$ - кол-во лопаток компрессорного колеса ГТН | Лопастная компрессорная вибрация всегда присутствует в спектре вибрации и признаком дефекта не является*. Дефект диагностируется по росту уровня лопастной гармоник со временем.                                  |
| Дефект крепления турбокомпрессора                                                  | $f_n$<br>в вертикальном и поперечном направлениях                                      | Образуется во время монтажа (чаще) или в процессе эксплуатации. Повышается общий уровень вибрации и в спектре повышается гармоника на частоте вращения коленчатого вала в вертикальном и поперечном направлениях. |

\* Присутствие в спектре гармоник лопастной компрессорной вибрации позволяет авторам настоящей статьи уже несколько лет производить экспресс-анализ ГТН [7]

По данным [3] в результате нарушений в подаче топлива по цилиндрам (дисбаланс мощностей) возникает "...устойчивый рост глубины модуляции (на 15%) вибрации на частоте рабочего цикла ( $f_{cyl}$  - прим.), а также присутствует рост глубины модуляции (на 7%) на оборотной частоте машины (16,7 Гц) ( $f_n$  - прим.)"

К сожалению, авторами из Коломны [3] не проводились глубокие исследования возможностей вибродиагностики топливной аппаратуры высокого давления (ТА) и механизма газораспределения.

### Выводы

Из таблицы 1 видно, что уровень вибрации, определяемое СКЗ виброскорости, характеризует общее состояние механизма. Конкретный дефект можно определить, анализируя спектр вибрации, как показано в таблице 2. Для механизмов роторного типа дефект определяется с большой долей вероятности. Однако, как видно из таблицы 2, многие дефекты характеризуются гармониками основной частоты вращения  $f_n$ ,  $2 \times f_n$ , ... и признаки дефектов часто пересекаются, накладываются и возникает неопределенность. Например, для дизеля Volvo Penta TAMD165a цилиндрическая гармоника  $f_{cyl}$  является третьей кратной гармоникой основной частоты  $f_n$  или  $f_n$  является субгармоникой цилиндрической частоты. Если такая картина для роторных машин еще может устраивать, то для поршневых машин (дизелей в данном случае) неопределенностей слишком много.

В любом случае, информация о дисбалансе мощностей цилиндров, в случае ее выявления, не является надежной диагностической информацией, определяющей конкретный дефект и указывающей путь к его исправлению. При диагностике цилиндро-поршневой группы, ТА и механизма газораспре-

деления необходимо выявлять не только дисбалансы мощностей, но и возможные изменения компрессии, а также нарушения фаз топливоподачи и газораспределения конкретных цилиндров. Чуть ли не единственным методом в данном случае является метод параметрической диагностики рабочего процесса, предполагающий запись и анализ индикаторных диаграмм рабочих цилиндров. Параллельно с развернутыми индикаторными диаграммами могут быть записаны диаграммы работы ТА высокого давления и механизма газораспределения [9]. Такая информация поможет выявить неисправности топливного насоса высокого давления, форсунок или клапанов конкретного цилиндра, т.е. действительно решить задачу пост- или предремонтной диагностики дизеля. В процессе эксплуатации эта информация поможет осуществить оптимальную настройку жизненно важных узлов, равномерно распределить механические и тепловые нагрузки между цилиндрами, снизить общий уровень теплонапряженности дизеля, увеличить резерв мощности и снизить удельный расход топлива. Понятно, что равномерное распределение тепловых и механических напряженностей способствует безаварийной работе дизеля и продлению его моторесурса.

### Литература

1. New Volvo Penta TAMD165 - a versatile marine diesel with low emission levels [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.volvopenta.com/volvopenta/global>. – 15.10.2014.
2. ISO 2954–1975. Механическая вибрация машин с возвратно-поступательным движением [Текст]. – Введ. 01.07.1975. – М.: Изд-во стандартов, 2004. – 7 с.
3. Исследование возможности вибродиагностики среднеоборотных дизель-генераторов [Текст] / Е. Б. Зигельман, Д. Ф. Скворцов, И. А. Лоцинин //

Известия высших учебных заведений. – 2013. – № 6. – С. 42-48.

4. *Vibrodiagnostics equipment example* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.pruftechnik.com>. – 15.10.2014.

5. Solomatin, S. J. *Foundations of technical diagnostics* [Text] / S. J. Solomatin. – Odessa : ONMU, 2007. – P. 80-86.

6. Ganeriwala, Suri. *Review of Techniques for Bearings & Gearbox Diagnostics* [Text] / Suri Ganeriwala // IMAC Conference. Jacksonville FL. – 2010. 3-10 Feb. – P. 140-148.

7. Анализ метода устранения "утечки" спектра при диагностике систем турбонаддува судовых дизелей [Текст] / Р. А. Варбанец, Ю. Н. Куче-

ренко, А. И. Головань, Н. И. Александровская // Искусственный интеллект. – 2013. – № 4(62). – С. 289-295.

8. Варбанец, Р. А. Мониторинг частотных параметров судового дизеля с турбонаддувом [Текст] / Р. А. Варбанец, Ю. М. Кучеренко, А. И. Головань // Вестн. астраханского гос. технического ун-та. Сер.: Морская техника и технология". – 2013. – № 1. – С. 103-110.

9. Varbanets, R. A. *Analyze of marine diesel engine performance* [Text] / R. A. Varbanets, A. Karian-skiy // Journal of Polish CIMAC. Energetic Aspects. – Gdansk : Faculty of Ocean Engineering and Ship Technology Gdansk University of Technology. – 2012. – Vol. 7/1, – P. 269-275.

Поступила в редакцию 20.10.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. каф. СЭУ и ТЭ В. Г. Ивановский, Одесский национальный морской университет.

## АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ВІБРОДІАГНОСТИКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ СУДНОВИХ ДИЗЕЛІВ

**Р. А. Варбанець, Ю. М. Кучеренко, В. І. Кирнац**

Аналізуються можливості вібродіагностування технічного стану судових дизелів. Наведено норми вібрації судових механізмів, згідно з міжнародними стандартами. Наведено частоти гармонік характерних для різних дефектів вузлів судових дизелів. Дано аналіз методам вібродіагностування, стосовно до поршневих машин. Показано, що рівень вібрації, що визначається середньоквадратичне значення віброшвидкості, характеризує загальний стан механізму. Конкретний дефект можна визначити, аналізуючи спектр вібрації. Для механізмів роторного типу дефект визначається з великою часткою ймовірності. Для поршневих машин більш інформативний метод параметричної діагностики робочого процесу, що передбачає запис і аналіз індикаторних діаграм робочих циліндрів. Паралельно з розгорнутими індикаторними діаграмами можуть бути записані діаграми роботи паливної апаратури високого тиску і механізму газорозподілу. Така інформація дозволяє виявити несправності насосів, форсунок і клапанів газорозподілу конкретного циліндра.

**Ключові слова:** судові дизелі, вібродіагностика, віброшвидкість, середньоквадратичне значення.

## ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF VIBRO DIAGNOSTICS OF MARINE DIESEL ENGINES

**R. A. Varbanets, Y. N. Kucherenko, V. I. Kyrnats**

We analyze the possibility of vibration diagnostics of marine diesel engines technical condition. Given the rate of vibration of ship machinery, according to international standards. Given harmonic frequencies characteristic of different diesel engines defects. The analysis methods vibration diagnostics, with respect to piston machines. It is shown that the vibration level defined by root mean square vibration velocity, characterizes the general state of the mechanism. Specific defect can be defined-sharing, analyzing the spectrum of vibration. For rotary-type mechanisms defect is determined with high probability. The parametric diagnostic method is more informative for the piston engines. It is involving recording and analysis of the cylinders P(v) diagrams. In parallel with indicator diagrams can be recorded diagram of the high pressure fuel system and the valves timing. This information reveals the failure of pumps, nozzles and valves of a particular cylinder.

**Keywords:** marine diesel engines, vibration analysis, velocity, root mean square.

**Варбанец Роман Анатольевич** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Судовые энергетические установки и техническая эксплуатация», Одесский национальный морской университет, Одесса, Украина, e-mail: [roman.varbanets@gmail.com](mailto:roman.varbanets@gmail.com).

**Кучеренко Юрий Николаевич** – директор научно-производственной фирмы «Лептон», аспирант кафедры «Судовые энергетические установки и техническая эксплуатация», Одесский национальный морской университет, Одесса, Украина, e-mail: [100mat@bk.ru](mailto:100mat@bk.ru).

**Кирнац Владислав Иванович** – аспирант кафедры «Судовые энергетические установки и техническая эксплуатация», Одесский национальный морской университет, Одесса, Украина, e-mail: [vladislavus1313@rambler.ru](mailto:vladislavus1313@rambler.ru).

УДК 004.942 : 534.88

И. М. ГВОЗДЕВА

Одесская национальная морская академия, Украина

## СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ КАНАЛОВ АДДИТИВНОЙ И МУЛЬТИПЛИКАТИВНОЙ ОБРАБОТКИ АКУСТИЧЕСКИХ СИГНАЛОВ

*Сопоставлены методы обработки акустических сигналов в каналах приемных пространственных систем датчиков при наличии поля помех. Проведена сравнительная оценка помехоустойчивости каналов аддитивной и мультипликативной обработки акустических сигналов. Для оценки влияния помех на результаты мультипликативной обработки сигналов использовано вероятностное распределение произведения независимых гауссовых величин в виде функции Макдональда. Показано, что выходной сигнал канала мультипликативной обработки акустических сигналов в поле гауссовых шумов асимптотически является также центрированным гауссовым случайным сигналом.*

**Ключевые слова:** мультипликативная обработка, акустический сигнал, гауссова случайная величина, помехоустойчивость, плотность вероятности, мощность шума.

### Введение

Широкое применение в различных областях промышленности, на различных стадиях изготовления, эксплуатации и ремонта сложного оборудования находят акустические методы неразрушающего контроля (НК). Основной целью НК газотурбинных двигателей является оценка технического состояния вращающихся частей, опор, деталей проточной части, коробки приводов, трубопроводов и др. Использование акустических волн имеет ряд преимуществ по сравнению с волнами иной природы ввиду их высокой проникающей способности, что позволяет исследовать не только поверхности конструкций, но и их внутреннюю структуру.

В состав современных технических средств акустического зондирования, используемых при НК, входит приемная пространственно распределенная система датчиков (ПСД). Цель обработки сигналов при решении задач НК заключается в установлении относительного пространственного положения участков локального отражения акустических волн. Решение данной проблемы зависит от поперечной (угловой) пространственной разрешающей способности приемной ПСД [1]. Повышение угловой разрешающей способности достигается либо за счет увеличения размеров апертуры ПСД, либо за счет использования мультипликативных методов пространственно-временной обработки сигналов [2].

### 1. Формулирование проблемы

В работах [3–5] рассмотрены вопросы опреде-

ления помехоустойчивости приемных ПСД с аддитивной обработкой сигналов. Помехоустойчивость определяется, как свойство таких систем выделять полезный сигнал на фоне акустических помех. Вопросы помехоустойчивости приемных ПСД с каналами аддитивной обработки акустических сигналов (КАОАС) рассмотрены в литературе достаточно полно [3–5]. Задача сравнительной оценки помехоустойчивости приемных ПСД с каналами аддитивной и мультипликативной обработки акустических сигналов (КМОАС) решена не в полной мере.

Целью работы является сравнительная оценка помехоустойчивости пространственных систем датчиков с каналами аддитивной и мультипликативной обработки акустических сигналов.

### 2. Решение проблемы

Для оценки влияния помех на результаты мультипликативной обработки сигналов необходимо воспользоваться вероятностным распределением произведения независимых гауссовых величин в виде функции Ганкеля нулевого порядка от мнимого аргумента (функции Макдональда) [6], установленным в [7]:

$$p(x) = 1 / (\pi \sigma_i \sigma_j) \cdot K_0 \cdot (|x| / (\sigma_i \sigma_j)), \quad (1)$$

где  $K_0$  – функция Ганкеля нулевого порядка от мнимого аргумента,

$\sigma_i, \sigma_j$  – среднеквадратические значения сигналов, принимаемых элементами ПСД с КМОАС.

Непосредственное определение моментов для указанной плотности вероятности представляет

большую сложность, поэтому воспользуемся аппаратом характеристических функций. Функция  $f(x) = K_0(\gamma x)$ , где  $\gamma = \text{const}$ , имеет преобразование Лапласа в виде

$$F(p) = \frac{1}{\sqrt{p^2 - \gamma^2}} \ln \frac{p + \sqrt{p^2 - \gamma^2}}{\gamma}. \quad (2)$$

Из (2) выводится выражение для характеристической функции  $\theta(v)$

$$\theta(v) = -\frac{j}{\gamma} \frac{1}{\sqrt{w^2 + 1}} \ln \left[ j \left( w + \sqrt{w^2 + 1} \right) \right], \quad (3)$$

где  $w = v / \gamma$ . Обозначая

$$V(w) = \frac{1}{\sqrt{w^2 + 1}} \ln \left[ j \left( w + \sqrt{w^2 + 1} \right) \right], \quad (4)$$

получим следующие соотношения:

$$\begin{aligned} \theta(v) &= -j \frac{1}{\gamma} V(w), \quad \theta'(v) = -j \frac{1}{\gamma^2} V'(w), \\ \theta''(v) &= -j \frac{1}{\gamma^3} V''(w). \end{aligned}$$

Для определения моментов распределения  $m_n$  используем известное выражение [8]  $m_n = (j)^{-n} \theta^{(n)}(v) |_{v=0}$ . В результате несложных, но громоздких преобразований получаем:

$$V'(w) |_{w=0} = 1; \quad V''(w) |_{w=0} = \pi / 2. \quad (5)$$

Отсюда следуют значения для функционалов

$$\begin{aligned} m_{1k} &= \int_0^\infty x K_0(\gamma x) dx = 1 / \gamma^2, \\ m_{2k} &= \int_0^\infty x^2 K_0(\gamma x) dx = \pi / (2\gamma^3), \end{aligned} \quad (6)$$

где  $m_{1k}, m_{2k}$  – моменты распределения (1).

Для исходной четной функции плотности вероятности (1)  $m_1 = 0$ , так как произведение центрированных случайных величин также центрировано. Для определения дисперсии рассмотрим функционал

$$\int_{-\infty}^\infty x^2 p(x) dx = \frac{2\gamma}{\pi} \int_0^\infty x^2 K_0(\gamma x) dx. \quad (7)$$

Сравнивая (7) с (6), получим

$$m_2 = \sigma^2 = D = \sigma_1^2 \sigma_2^2 = D_1 D_2; \quad \sigma = \sigma_1 \sigma_2, \quad (8)$$

где  $m_2$  – момент второго порядка.

Сопоставим полученный результат (8) с предложенным в [9] распределением произведения гауссовых величин:

$$p(x) = 1 / \sqrt{4\pi\sigma_1\sigma_2|x|} \cdot e^{-|x|/(\sigma_1\sigma_2)}. \quad (9)$$

Поскольку гамма-распределение с параметрами  $\alpha = 1/2; \beta = 1/(\sigma_1\sigma_2)$  имеет вид

$$p_\gamma(x) = \beta^\alpha / \Gamma(\alpha) x^{\alpha-1} \cdot e^{-x/(\sigma_1\sigma_2)}, \quad (10)$$

где  $\Gamma(\alpha)$  – гамма-функция, то такое распределение [9] является двухсторонним гамма-распределением.

Так как центральные моменты гамма-распределения определяются следующими формулами [8]

$\bar{x} = \alpha / \beta, D_x = \alpha / \beta^2$ , то в соответствии с известным соотношением  $D_x = \overline{x^2} - (\bar{x})^2$ , получим

$$\begin{aligned} m_2 = D &= \alpha / \beta^2 + (\alpha / \beta)^2 = 0,75 \cdot D_1 D_2; \\ \sigma &= 0,866 \sigma_1 \sigma_2. \end{aligned} \quad (11)$$

Различие в полученных результатах весьма существенно: по дисперсии это различие составляет примерно в 1,33 раза.

Компьютерное моделирование КМОАС в условиях гауссовых шумов дает результаты, соответствующие точной аналитической формуле распределения (1) [7], а не приближенной асимптотической формуле распределения (9) [9].

Следует также отметить, что при анализе корреляторов в [10] установлено, что при независимых шумах в каналах их мощности перемножаются, что также соответствует результатам моделирования. Таким образом, получаем следующую совокупность оценок

$$D_N = \begin{cases} D_1 D_2, & [7], \\ 0,75 \cdot D_1 D_2, & [9]. \end{cases} \quad (12)$$

В реальных условиях выполняется положение, установленное в [10] согласно которому эффективная мощность шума в каждом канале перемножителя удваивается, если независимые шумы одинаковой мощности поступают одновременно на два перемножаемых канала. На основании вышеизложенного

$$D_Z = \begin{cases} 0,75 \cdot (2D_1)(2D_2) = 3D_1 D_2, & [9], \\ (2D_1)(2D_2) = 4D_1 D_2, & [10]. \end{cases} \quad (13)$$

Если обозначить  $\mu = D / D_1 D_2$ , то указанный параметр находится в диапазоне  $\mu = (3...4)$ . Для корректной оценки свойств КМОАС в шумовом поле необходимо рассматривать выходной эффект как сумму из  $M$  независимых компонент ( $M$  – число пар датчиков), каждая из которых имеет распределение в виде функции Макдональда. Распределение такой суммы представляет собой  $M$ -мерную свертку исходных распределений, получение которой в аналитическом виде представляет значительные трудности. Однако при численном моделировании удалось установить, что с ростом  $M$  выходной сигнал КМОАС в поле гауссовых шумов быстро нормализуется: уже при  $M \geq 5$  результирующая плотность вероятности соответствует плотности вероятности гауссового распределения на уровне доверительной

вероятности не ниже 0,95 по критерию  $\chi^2$ . Поэтому можно полагать, что выходной сигнал в поле гауссовых шумов является также центрированным гауссовым случайным сигналом с дисперсией  $D_{0i} = \mu MD_0^2$ . В дополнение к рассмотренному ранее сопоставлению каналов обработки при наличии поля помех выполним анализ ситуации совместного воздействия на ПСД полезного сигнала  $s(t)$  мощностью  $S$  и статистически независимых гауссовых полей  $v_i(t)$ , центрированных и имеющих дисперсию  $D_0$ . В этом случае на выходе перемножителя образуется сигнал

$$\begin{aligned} [s(t) + v_1(t)] \cdot [s(t) + v_2(t)] = \\ = s^2(t) + s(t)[v_1(t) + v_2(t)] + v_1(t) \cdot v_2(t). \end{aligned} \quad (14)$$

Из анализа выражения (14) видно, что полезная составляющая сигнала содержится только в первом слагаемом, средняя мощность которого на выходе равна  $M \cdot S$ . Два других слагаемых являются центрированными процессами, их средние значения равны нулю, однако ненулевыми являются дисперсии, причем дисперсия второго слагаемого зависит от полезного сигнала, что определяет существенное отличие мультипликативной обработки акустических сигналов от аддитивной. Поэтому в отличие от [10] рассмотрим отношение сигнал/шум на выходе КМОАС по уровню с учетом нормализации объединения перемножаемых шумовых компонент в виде

$$q_M = M \cdot S / \sqrt{M \cdot S \cdot 2D_0 + \mu MD_0^2}, \quad (15)$$

где  $q_M$  – отношение сигнал/шум по уровню на выходе КМОАС.

Выполнив преобразования выражения (15), получим

$$q_M = \sqrt{M} \cdot q_0^2 / \sqrt{2 + \mu / q_0^2}, \quad (16)$$

где  $q_0 = S / \sqrt{D_0}$  – входное отношение сигнал/шум.

Для аддитивной обработки аналогичное выражение для выходного отношения сигнал/шум имеет известный вид [3]

$$q_A = \sqrt{N} \cdot q_0^2. \quad (17)$$

Сопоставляя выходные отношения сигнал/шум на выходе КАОАС и КМОАС на основе выражений (16) и (17) получаем

$$\frac{q_A}{q_M} = \sqrt{\frac{N}{M} \left( 2 + \frac{\mu}{q_0^2} \right)} = \sqrt{\frac{N}{M} \left( 2 + \frac{\mu}{Q_0} \right)}, \quad (18)$$

где  $q_0$  – входное отношение сигнал/шум,

$Q_0$  – отношение сигнал/шум на входе по интенсивности,

Для ПСД, для которых справедливо соотношение  $M = N/2$ , получаем оценку

$$\frac{q_A}{q_M} = \sqrt{\frac{N}{M} \left( 4 + \frac{2\mu}{Q_0} \right)} \geq 2. \quad (19)$$

Таким образом, для рассматриваемого случая даже при  $Q_0 \gg 2\mu$  аддитивная обработка акустических сигналов имеет ощутимое преимущество перед мультипликативной обработкой в случае, когда сигналы находятся в поле широкополосных помех. Общее число перемножителей КМОАС определяется соотношением  $M \leq N(N-1)$ . Если число датчиков достаточно велико, то справедлива оценка

$$\frac{Q_A}{Q_M} = \frac{q_A^2}{q_M^2} \approx \frac{1}{\sqrt{M}} \left( 2 + \frac{\mu}{Q_0} \right). \quad (20)$$

Для таких каналов необходимо пользоваться следующей формулой

$$\frac{Q_A}{Q_M} = \frac{N}{M} \left( 2 + \frac{\mu}{Q_0} \right). \quad (21)$$

Таким образом, если  $Q_0 \gg \mu$ , то  $M = 2N$ ; если же  $Q_0 \approx \mu$ , то  $M \approx 3N$  для получения равных отношений сигнал/шум. Поскольку число  $M$  и, соответственно, структура сигнального процессора определяются, исходя из требований к выходному эффекту канала, соотношение (21) устанавливает необходимое отношение сигнал/шум на входе ПСД для достижения эквивалентности сравниваемых каналов.

## Заключение

Впервые получены стохастические модели выходных акустических сигналов каналов мультипликативной обработки для разных типов помех и на этой основе определены ограничения на условия их использования. Показано, что выходной сигнал канала мультипликативной обработки в поле гауссовых шумов является центрированным гауссовым случайным сигналом.

Перспективы дальнейших исследований заключаются в рассмотрении помехоустойчивости каналов мультипликативной обработки в полях негауссовых и коррелированных помех, что соответствует ситуациям переотражения акустических волн внутри исследуемой конструкции.

## Литература

1. Системы акустического изображения [Текст] : [пер. с англ. В. Г. Прохорова, Ю. Ф. Тарасюка / ред. Г. Уэйд]. – Л. : Судостроение, 1981. – 240 с.
2. Верлань, А. Ф. Мультипликативная обработка угловых спектров акустических когерентных изображений [Текст] / А. Ф. Верлань, И. М. Гвозде-

ва, // *Электронное моделирование*. – 2005. – Т. 27, №5. – С. 53 – 62.

3. Смарышев, М. Д. *Направленность гидроакустических антенн [Текст] / М. Д. Смарышев*. – Л. : Судостроение, 1973. – 296 с.

4. Смарышев, М. Д. *Гидроакустические антенны. Справочник по расчету направленных свойств гидроакустических антенн [Текст] / М. Д. Смарышев, Ю. Ю. Добровольский*. – Л. : Судостроение, 1984. – 304 с.

5. Жуков, В. Б. *Расчет гидроакустических антенн по диаграмме направленности [Текст] / В. Б. Жуков*. – Л. : Судостроение, 1977. – 184 с.

6. Анго, А. *Математика для электро- и радиоинженеров [Текст] / А. Анго*. – М. : Наука, 1965. – 780 с.

7. Тихонов, В. И. *Статистическая радиотехника [Текст] / В. И. Тихонов*. – М. : Радио и связь, 1982. – 624 с.

8. Корн, Г. *Справочник по математике для научных работников и инженеров [Текст] / Г. Корн, Т. Корн*. – М. : Наука, 1973. – 832 с.

9. Новицкий, Л. В. *Оценка погрешностей результатов измерений [Текст] / Л. В. Новицкий, И. А. Зограф*. – Л. : Энергоатомиздат, 1985. – 248 с.

10. Скучик, Е. *Основы акустики : в 2 т. [Текст] / Е. Скучик ; ред. Л. М. Лямиев*. – М. : Мир, Т. 1 – 1976. – 520 с, Т. 2 – 1976 – 542 с.

*Поступила в редакцию 14.10.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой электромеханики и технической механики В. Ф. Миргород, Военная академия, г. Одесса.

### ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ПЕРЕШКОДОСТІЙКОСТІ КАНАЛІВ АДДИТИВНОЇ І МУЛЬТИПЛІКАТИВНОЇ ОБРОБКИ АКУСТИЧНИХ СИГНАЛІВ

*І. М. Гвоздева*

Зіставлено методи обробки акустичних сигналів в каналах приймальних просторових систем датчиків за наявності поля перешкод. Проведено порівняльну оцінку перешкодостійкості каналів адитивної і мультиплікативної обробки акустичних сигналів. Для оцінки впливу перешкод на результати мультиплікативної обробки сигналів використано імовірнісний розподіл добутку незалежних гавсівих величин у вигляді функції Макдональда. Показано, що вихідний сигнал каналу мультиплікативної обробки акустичних сигналів в полі гавсівих перешкод є також центрованим гавсівим випадковим сигналом, що дає можливість розгляду складніших перешкодо-сигнальних ситуацій.

**Ключові слова:** мультиплікативна обробка, адитивна обробка, акустичний сигнал, гавсіва випадкова величина, перешкодостійкість, щільність вірогідності, потужність шуму.

### NOISE IMMUNITY COMPARATIVE ESTIMATION OF ADDITIVE AND MULTIPLICATIVE ACOUSTIC SIGNALS PROCESSING CHANNELS

*I. M. Gvozdeva*

The methods of acoustic signals processing in the channels of the receiving space sensor systems at the noise field presence are compared. A comparative evaluation of the noise immunity channels of additive and multiplicative processing of acoustic signals is fulfilled. Probability distribution of product of independent Gaussian variables as a function of Macdonald is used for evaluation of the noises influence on the results of the multiplicative signal processing. It is shown that the output signal of the channel of multiplicative acoustic signal processing at the presence of Gaussian noise field asymptotically is also centered Gaussian random signal.

**Keywords:** multiplicative processing, acoustic signal, a gaussian random variable, noise immunity, the probability density, the noise power.

**Гвоздева Ирина Маратовна** – д-р техн. наук, проф. каф. электрооборудования и автоматизации судов, Одесская национальная морская академия, Одесса, Украина, e-mail: onorchenko@mail.ru.

УДК 621.438.13:621.57

А. Н. РАДЧЕНКО, РАМЗИ ЭЛ ГЕРБИ

*Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Украина*

## ДВУХСТУПЕНЧАТОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ РЕКУПЕРАТИВНЫХ ГТД КАСКАДНОЙ АБСОРБЦИОННО-ЭЖЕКТОРНОЙ ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ МАШИНОЙ

*По результатам анализа эффективности трансформации теплоты выпускных газов рекуперативных газотурбинных двигателей (ГТД) в холод обосновано применение абсорбционной бромистолитиевой холодильной машины в качестве высокотемпературной ступени охлаждения воздуха на входе ГТД верхнего каскада и хладоновой эжекторной холодильной машины как низкотемпературной ступени охлаждения нижнего каскада каскадной абсорбционно-эжекторной холодильной машины. Определены режимные параметры работы каскадной холодильной машины, которые обеспечивают требуемые величины коэффициентов трансформации тепла выпускных газов ГТД в холод.*

**Ключевые слова:** рекуперативный газотурбинный двигатель, охлаждение воздуха, выпускной газ, абсорбционно-эжекторная холодильная машина.

### 1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

В установках автономного электро-, тепло- и хладоснабжения (тригенерационных) в качестве базовых двигателей применяются ГТД рекуперативного типа [1], а как термотрансформаторы – высокоэффективные абсорбционные бромисто-литиевые холодильные машины (АБХМ), использующие сбросную теплоту двигателей [2, 3]. С повышением температуры наружного воздуха  $t_{\text{нв}}$  на входе термодинамическая эффективность ГТД снижается [1, 4], поэтому его охлаждение позволяло бы поддерживать высокую термодинамическую эффективность ГТД при высоких температурах  $t_{\text{нв}}$ . Температура хладоносителя (холодной воды) после АБХМ составляет  $t_{\text{х}} = 7 \dots 10^\circ\text{C}$ , что позволяет охлаждать воздух на входе ГТД не ниже температуры  $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$ , что соответствует условиям эксплуатации систем комфортного кондиционирования. В случае применения хладоновых эжекторных холодильных машин (ЭХМ), в которых возможно охлаждение воздуха на входе ГТД до более низких температур  $t_{\text{в2}} = 7 \dots 10^\circ\text{C}$ , из-за сравнительно невысокой температуры газов (около  $250^\circ\text{C}$ ) охлаждение воздуха на входе ГТД и комфортное кондиционирование комплексов различного назначения (гостиничных, торговых, развлекательных и т.д.) весьма проблематично.

**Цель работы** – обоснование целесообразности ступенчатого охлаждения воздуха на входе рекуперативных ГТД и комфортного кондиционирования каскадной трансформацией тепла выпускных газов ГТД в АБХМ и ЭХМ.

### 2. Результаты исследования

Исследование проведено для тригенерационной установки на базе ГТД "Capstone" C1000 (электрическая мощность 1000 кВт), состоящего из пяти типовых когенерационных модулей ГТД C200 (электрическая мощность каждого ГТД 200 кВт, тепловая мощность 300 кВт), АБХМ Century AR-D500L2 и ЭХМ.

На рисунке 1 приведены текущие затраты холода на охлаждение воздуха на входе ГТД C1000 в АБХМ (от  $t_{\text{нв}}$  до  $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$ )  $Q_{0.15}$  и в ЭХМ (от  $t_{\text{нв}}$  до  $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ )  $Q_{0.10}$ , суммарные затраты холода  $Q_{0.\text{сум.15}}$  и  $Q_{0.\text{сум.10}}$ , включая затраты на комфортное кондиционирование воздуха  $Q_{0.\text{КВ}} \approx 600$  кВт с охлаждением воздуха в АБХМ до  $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$  и на охлаждение воздуха на входе ГТД в АБХМ (от  $t_{\text{нв}}$  до  $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$ ) и в ЭХМ (от  $t_{\text{нв}}$  до  $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ ) соответственно, а также холодопроизводительности, получаемые за счет располагаемой теплоты газов  $Q_{\text{уг}}$  в АБХМ  $Q_{0.\text{уг.15}}$  и в ЭХМ  $Q_{0.\text{уг.10}}$ . При этом в суммарные затраты холода  $Q_{0.\text{сум.10}}$  входят затраты на комфортное кондиционирование воздуха  $Q_{0.\text{КВ}} \approx 600$  кВт, которые можно было бы покрыть в АБХМ с охлаждением воздуха до  $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$ , а затраты на охлаждение воздуха на входе ГТД от  $t_{\text{нв}}$  до  $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$  также включают одну часть затрат на высокотемпературное охлаждение воздуха от  $t_{\text{нв}}$  до  $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$ , покрытие которых также возможно в АБХМ, и другую часть затрат холода на глубокое охлаждение воздуха от  $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$  до  $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ , для чего требуется ЭХМ.

Как видно, располагаемой холодопроизводительности  $Q_{0.\text{уг.10}} \approx 480$  кВт, которую можно полу-

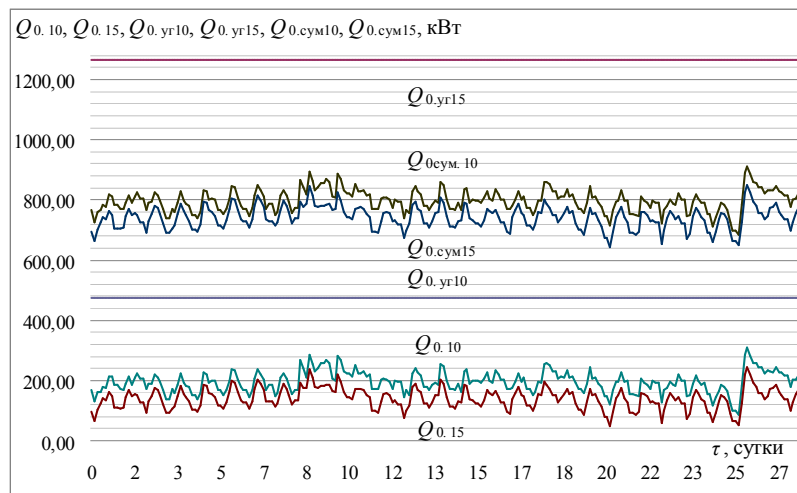


Рис. 1. Текущие затраты холода на охлаждение воздуха на входе ГТД С1000 в АБХМ (от  $t_{нв}$  до  $t_{в2} = 15^\circ\text{C}$ )  $Q_{0.15}$  и в ЭХМ (от  $t_{нв}$  до  $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ )  $Q_{0.10}$ , суммарные затраты холода  $Q_{0.сум.15}$  и  $Q_{0.сум.10}$ , включая затраты на комфортное кондиционирование воздуха  $Q_{0.КВ} \approx 600$  кВт с охлаждением воздуха в АБХМ до  $t_{в2} = 15^\circ\text{C}$  и на охлаждение воздуха на входе ГТД в АБХМ (от  $t_{нв}$  до  $t_{в2} = 15^\circ\text{C}$ ) и в ЭХМ (от  $t_{нв}$  до  $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ ) соответственно, а также холодопроизводительности, получаемые за счет располагаемой теплоты газов  $Q_{уг}$  в АБХМ  $Q_{0.уг.15}$  и в ЭХМ  $Q_{0.уг.10}$

чить из располагаемой теплоты газов  $Q_{уг}$  в ЭХМ, недостаточно для охлаждения воздуха на входе ГТД до  $10^\circ\text{C}$ :  $Q_{0.уг.10} < Q_{0.сум.10} = 750 \dots 850$  кВт.

Очевидно, что ради покрытия незначительной части затрат холода на глубокое охлаждение воздуха от  $t_{в2} = 15^\circ\text{C}$  до  $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$  нецелесообразно всю располагаемую теплоту газов  $Q_{уг}$  трансформировать в низкотемпературный холод в ЭХМ  $Q_{0.уг.10}$ . Из-за низкой эффективности трансформации тепла в холод в ЭХМ (тепловой коэффициент  $\zeta = 0,1 \dots 0,2$ ) холодопроизводительности  $Q_{0.уг.10}$ , получаемой за счет располагаемой теплоты газов  $Q_{уг}$ , оказывается недостаточно для покрытия суммарных затрат холода  $Q_{0.сум.10}$ .

О дефиците холода, соответственно и тепла выпускных газов для его получения в ЭХМ, можно судить по приведенным на рис. 2 результатам сопоставления требуемых суммарных затрат тепла газов на охлаждение воздуха на входе ГТД С1000 от  $t_{нв}$  до  $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$  в ЭХМ  $\Sigma Q_{г10}$  с располагаемой теплотой выпускных газов  $Q_{уг}$ .

Как видно, требуемые суммарные затраты тепла газов на охлаждение воздуха на входе ГТД С1000 от  $t_{нв}$  до  $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$  в ЭХМ  $\Sigma Q_{г10}$  более чем в 1,5 раза превышают располагаемую теплоту  $Q_{уг}$ .

Схема системы двухступенчатого охлаждения воздуха на входе рекуперативного ГТД каскадной трансформацией теплоты выпускных газов в холод в АБХМ и ЭХМ представлена на рис. 3.

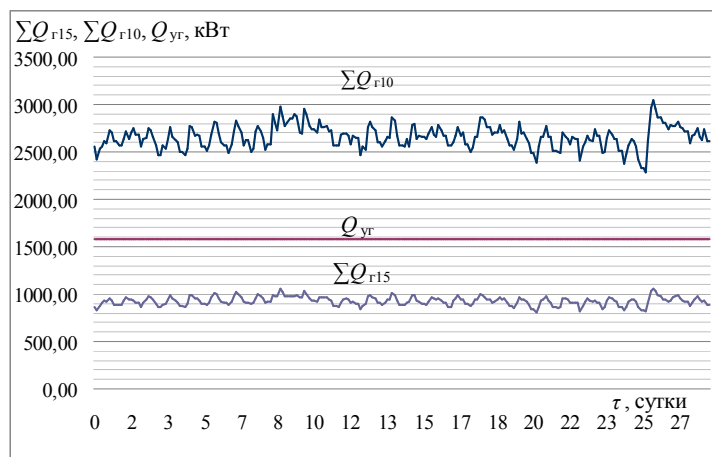


Рис. 2. Требуемые суммарные затраты тепла в АБХМ  $\Sigma Q_{г15}$  с охлаждением воздуха на входе ГТД С1000 от  $t_{нв}$  до  $t_{в2} = 15^\circ\text{C}$  и в ЭХМ  $\Sigma Q_{г10}$  с охлаждением воздуха от  $t_{нв}$  до  $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ , включая затраты на комфортное кондиционирование воздуха  $Q_{0.КВ} \approx 600$  кВт с охлаждением воздуха в АБХМ до  $t_{в2} = 15^\circ\text{C}$ , а также располагаемая теплота выпускных газов  $Q_{уг}$

Из-за невысоких коэффициентов трансформации тепла в ЭХМ ( $\zeta_{\text{ЭХМ}} = 0,1 \dots 0,3$ ) по сравнению с АБХМ ( $\zeta_{\text{АБХМ}} = 0,7 \dots 0,8$ ) целесообразно охлаждать воздух на входе ГТД С1000 в ЭХМ не от  $t_{\text{НВ}}$  до  $t_{\text{В2}} = 10^\circ\text{C}$ , а доохлаждать его после АБХМ от температуры воздуха  $t_{\text{В2}} = 15^\circ\text{C}$  до  $t_{\text{В2}} = 10^\circ\text{C}$ , т.е. использовать каскадную АБХМ-ЭХМ как вторую ступень более глубокого охлаждения воздуха на входе ГТД.

Проанализируем возможность использования избытка располагаемого тепла выпускных газов – сверх необходимого для охлаждения воздуха на входе ГТД от  $t_{\text{НВ}}$  до  $t_{\text{В2}} = 15^\circ\text{C}$  и на комфортное кондиционирование (до  $t_{\text{В2}} = 15^\circ\text{C}$ ) в АБХМ, т.е.  $\Delta Q_{\text{уг.15}} = Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.15}}$ , для доохлаждения воздуха на входе ГТД от температуры воздуха  $t_{\text{В2}} = 15^\circ\text{C}$ , предварительно охлажденного в АБХМ, до температуры воздуха  $t_{\text{В2}} = 10^\circ\text{C}$  в ЭХМ (рис. 4).

На рис. 4 приведены текущие значения дефицита холода на доохлаждение воздуха на входе ГТД как разницы  $Q_{0,\text{сум.10}} - Q_{0,\text{сум.15}}$  суммарных затрат холода на охлаждение воздуха на входе ГТД  $Q_{0,\text{сум.10}}$  (от  $t_{\text{НВ}}$  до  $t_{\text{В2}} = 10^\circ\text{C}$ ) и  $Q_{0,\text{сум.15}}$  (от  $t_{\text{НВ}}$  до  $t_{\text{В2}} = 15^\circ\text{C}$ ), включая комфортное кондиционирование воздуха  $Q_{0,\text{КВ}}$ , а также избыток

располагаемого тепла выпускных газов  $\Delta Q_{\text{уг.15}}$  сверх необходимого для предварительного охлаждения воздуха на входе ГТД от  $t_{\text{НВ}}$  до  $t_{\text{В2}} = 15^\circ\text{C}$  в АБХМ:  $\Delta Q_{\text{уг.15}} = Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.15}}$ .

Отношение количества холода, требуемого для доохлаждения воздуха от  $t_{\text{В2}} = 15^\circ\text{C}$  до  $t_{\text{В2}} = 10^\circ\text{C}$ , т.е.  $Q_{0,\text{сум.10}} - Q_{0,\text{сум.15}}$ , к располагаемому избытку тепла выпускных газов (сверх необходимого для АБХМ)  $\Delta Q_{\text{уг.15}} = Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.15}}$ , представляет собой значение требуемого коэффициента трансформации тепла для получения дополнительного количества холода:  $\zeta_{\text{д}} = (Q_{0,\text{сум.10}} - Q_{0,\text{сум.15}}) / (Q_{\text{уг}} - Q_{\text{уг.15}})$ , как показано на рис. 5.

Как видно, значения требуемого коэффициента трансформации тепла в ЭХМ  $\zeta_{\text{д}}$  для получения дополнительного холода на доохлаждение воздуха от  $t_{\text{В2}} = 15^\circ\text{C}$  (после АБХМ) до  $t_{\text{В2}} = 10^\circ\text{C}$  составляют  $\zeta_{\text{д}} = 0,10 \dots 0,14$ . Для определения режимных параметров цикла каскадной абсорбционно-эжекторной холодильной машины (КАЭХМ) проанализируем приведенные на рис. 6 зависимости теплового коэффициента КАЭХМ  $\zeta_{\text{КАЭ}}$  от температуры конденсации нижнего каскада  $t_{\text{к}}$  при разных температурах кипения в испарителе  $t_0 = -10 \dots +2^\circ\text{C}$ . Тепловой коэффициент АБХМ  $\zeta_{\text{А}} = 0,7$ .

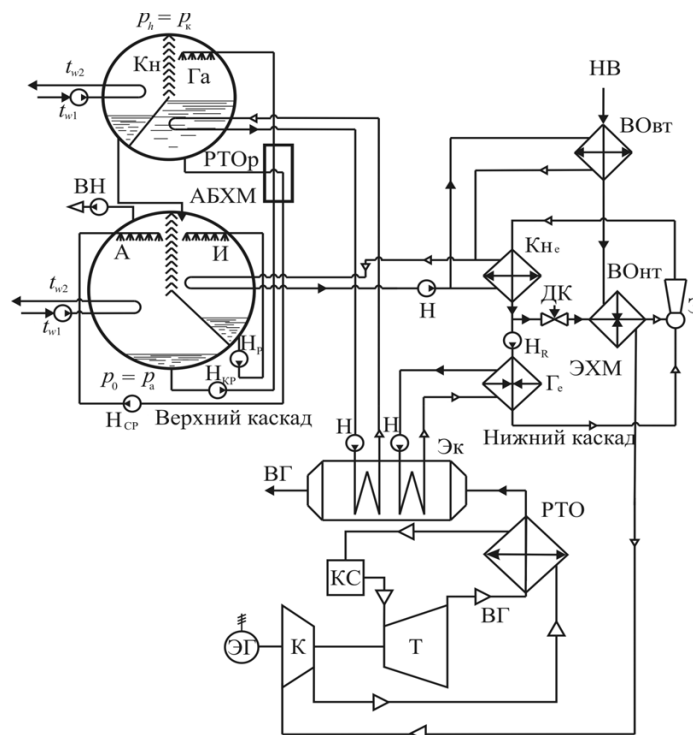


Рис. 3. Схема системы двухступенчатого охлаждения воздуха на входе ГТД каскадной трансформацией теплоты выпускных газов рекуперативного ГТД в холод: К – компрессор; Т – турбина; ЭГ – электрогенератор; КС – камера сгорания; РТО – рекуперативный теплообменник нагрева сжатого воздуха; Эк – экономайзер нагрева воды (теплоносителя для АБХМ); ВО – воздухоохладитель; КО – каплеотделитель; К-т – конденсат; НВ – наружный воздух; Н<sub>х</sub> – насос хладоносителя; АБХМ: Г – генератор (десорбер); Кн – конденсатор; А – абсорбер; И<sub>а</sub> – испаритель; РТО<sub>р</sub> – регенеративный теплообменник растворов; Н<sub>ср</sub> – насос слабого раствора; Н<sub>кр</sub> – насос крепкого раствора; Н<sub>р</sub> – рециркуляционный водяной насос; ВН – вакуум-насос; ВГ – выпускные газы

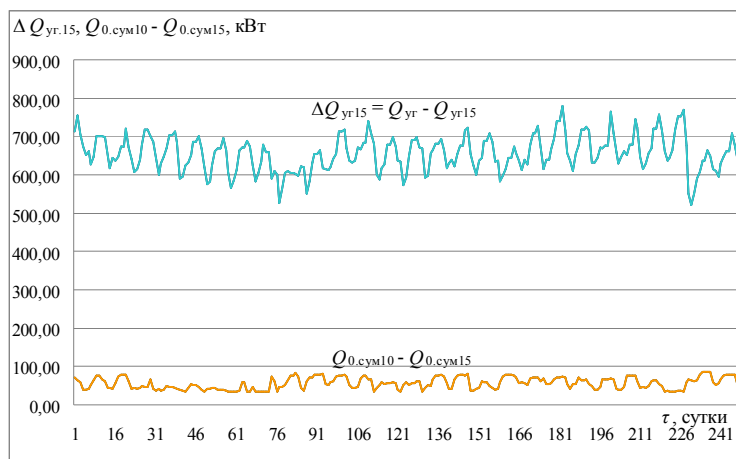


Рис. 4. Текущие значения дефицита холода  $Q_{0.cym.10} - Q_{0.cym.15}$  на доохлаждение воздуха на входе ГТД С1000 от  $t_{B2} = 15^\circ\text{C}$  (после АБХМ) до  $t_{B2} = 10^\circ\text{C}$ , включая комфортное кондиционирование воздуха, избытка располагаемого тепла выпускных газов  $\Delta Q_{yr.15}$  сверх необходимого для предварительного охлаждения воздуха на входе ГТД от  $t_{HВ}$  до  $t_{B2} = 15^\circ\text{C}$  в АБХМ:  $\Delta Q_{yr.15} = Q_{yr} - Q_{yr.15}$

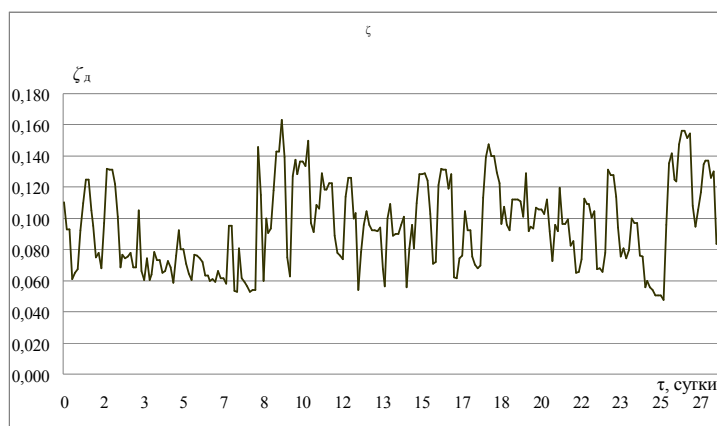


Рис. 5. Значения требуемого коэффициента трансформации тепла в ЭХМ  $\zeta_{дл}$  для получения дополнительного холода на доохлаждение воздуха от  $t_{B2} = 15^\circ\text{C}$  (после АБХМ) до  $t_{B2} = 10^\circ\text{C}$

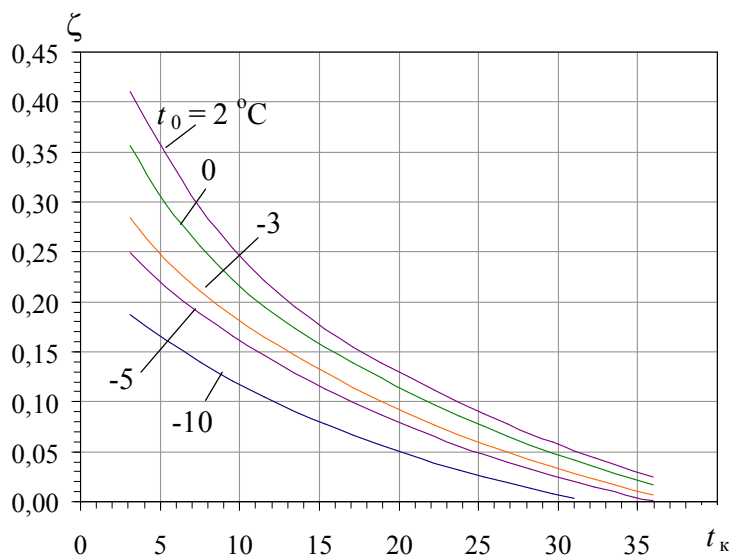


Рис. 6. Зависимости теплового коэффициента каскадной абсорбционно-эжекторной холодильной машины  $\zeta_{КАЭ}$  от температуры конденсации нижнего каскада  $t_k$  при разных температурах кипения в испарителе  $t_0 = -10 \dots +2^\circ\text{C}$

Как видно, при температуре кипения в испарителе-воздухоохладителе низкотемпературной ступени охлаждения воздуха на входе ГТД  $t_0 = +2^\circ\text{C}$  требуемые значения  $\zeta_d = 0,15 \dots 0,18$  (с некоторым запасом) получают при условии, что температура конденсации нижнего каскада  $t_k$  будет не выше  $15^\circ\text{C}$ .

При этом для обеспечения работы АБХМ с указанным тепловым коэффициентом  $\zeta_A = 0,7$  охлаждение ее конденсатора и абсорбера должно производиться системой оборотного охлаждения с градирней мокрого типа.

### Выводы

Показано, что АБХМ или ЭХМ в отдельности не в состоянии обеспечить охлаждения воздуха на входе ГТД и комфортное кондиционирование воздуха в жарких климатических условиях из-за сравнительно невысокого теплового потенциала выпускных газов рекуперативных ГТД. Обосновано применение АБХМ в качестве высокотемпературной предварительного охлаждения воздуха на входе

ГТД и ЭХМ как низкотемпературной ступени глубокого охлаждения воздуха на входе ГТД.

### Литература

1. Campanary, S. Technical and tariff scenarios effect on microturbine trigenerative applications [Text] / S. Campanary, E. Macchi // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2003*. – Paper GT-2003-38275. – 10 p.
2. Рыжков, С. С. Направления повышения эффективности тригенерационных установок автономного энергообеспечения технологических процессов [Текст] / С. С. Рыжков, А. Н. Радченко, С. Г. Фордуй // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 9 (106). – С. 80–85.
3. Radchenko, N. Trigeneration plant for combined energy supply [Text] / N. Radchenko, S. Ryzkov, S. Forduy // *Proceedings of the 14 International Symposium on Heat Transfer and Renewable Sources of Energy: HTRSE-2012*. – Szczecin, Poland. – 2012. – P. 503–508.
4. Capstone Turbine's Distribution Document Repository [Electron resource]. – Mode of access: <http://docs.capstoneturbine.com/>. – 27.08.2014.

*Поступила в редакцию 27.08.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014*

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор А.С. Титлов, Одесская национальная академия пищевых технологий, Одесса.

### ДВОСТУПЕНЕВЕ ОХОЛОДЖЕННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ РЕКУПЕРАТИВНИХ ГТД КАСКАДНОЮ АБСОРБЦІЙНО-ЕЖЕКТОРНОЮ ТЕПЛОВИКОРИСТОВУЮЧОЮ ХОЛОДИЛЬНОЮ МАШИНОЮ

*А. М. Радченко, Рамзі Ел Гербі*

За результатами аналізу ефективності трансформації теплоти выпускных газів рекуперативних газотурбінних двигунів (ГТД) в холод обґрунтовано застосування абсорбційної бромистолітєвої холодильної машини як високотемпературного ступеня охолодження повітря на вході ГТД верхнього каскаду та хладонової ежекторної холодильної машини як низькотемпературного ступеня охолодження нижнього каскаду каскадної абсорбційно-ежекторної холодильної машини. Визначено режимні параметри роботи каскадної холодильної машини, які забезпечують необхідні величини коефіцієнтів трансформації тепла выпускных газів ГТД в холод.

**Ключові слова:** рекуперативний газотурбінний двигун, охолодження повітря, выпускний газ, абсорбційно-ежекторна холодильна машина.

### RECUPERATIVE GTE INTAKE AIR TWO-STAGE COOLING BY CASCADE ABSORPTION-EJECTOR WASTE HEAT RECOVERY CHILLER

*A. N. Radchenko, Ramzi El Gerbi*

On the results of analyzing of efficiency of transformation of recuperative gas turbine engine (GTE) exhaust gas heat into cold the application of absorption lithium-bromide chiller as a high-temperature stage of GTE intake air cooling of high cascade and refrigerant ejector chiller as low-temperature stage of cooling of low cascade of cascade absorption-ejector chiller has been proved. The regime parameters of cascade chiller performance that provide a required values of coefficients of performance of transformation of GTE exhaust gas heat into cold were defined.

**Key words:** recuperative gas turbine engine, air cooling, exhaust gas, absorption-ejector chiller.

**Радченко Андрей Николаевич** – канд. техн. наук, доц., доц. кафедры кондиционирования и рефрижерации, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

**Эл Герби Рамзи** – аспирант, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

УДК 621.436

А. А. СИРОТА<sup>1</sup>, Н. И. РАДЧЕНКО<sup>2</sup>, Ю. Г. ЩЕРБАК<sup>1</sup><sup>1</sup> Черноморский государственный университет им. Петра Могилы, г. Николаев, Украина<sup>2</sup> Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Украина

### ЭКОНОМИЧНОСТЬ СУДОВОГО СРЕДНЕОБОРОТНОГО ДИЗЕЛЯ, РАБОТАЮЩЕГО ПО ВИНТОВОЙ ХАРАКТЕРИСТИКЕ, С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕБОЛЬШИХ ДОБАВОК ВОДОРОДА К ДИЗЕЛЬНОМУ ТОПЛИВУ

В работе приведены результаты экспериментального исследования влияния небольших водородных добавок к основному топливу на экономичность среднеоборотных дизелей с наддувом небольшой мощности, работающих по винтовой характеристике. Определено, что применение небольших добавок водорода к основному топливу (0,04...0,12 %) для среднеоборотного дизеля 1Ч 20/27 приводит к повышению топливной экономичности работы двигателя; при этом абсолютная экономия топлива может достигать величины 14,5 г/(кВт·ч), а относительная – до 6 %. Добавки водорода 0,04...0,12 % к основному топливу дизеля повышают эффективность дизеля. Так, эффективность дизеля  $\Delta\eta_e^{H_2}$  увеличивается на 2,0 % при добавках водорода  $m_{H_2} = 0,1 \%$ , а в относительных величинах  $\Delta\eta_e^{-H_2}$  – на 6,0 %. Добавки водорода к основному топливу дизеля более эффективны на частичных нагрузках.

**Ключевые слова:** среднеоборотный дизель; добавки водорода; удельный расход топлива; экономия дизельного топлива; винтовая характеристика.

#### 1. Анализ проблемы, постановка цели и задач исследования

При получении различных видов энергии происходит значительное загрязнение атмосферы. На сегодняшний день наиболее распространенными источниками механической энергии для транспортных средств являются двигатели внутреннего сгорания (ДВС). При их эксплуатации в атмосферу с отработавшими газами (ОГ) выбрасывается ряд токсичных соединений, что ведет к значительным изменениям в биосфере.

Большое влияние на загрязнение атмосферного воздуха оказывают дизельные двигатели, которые в настоящее время являются наиболее эффективными в энергетическом смысле тепловыми машинами. Так, при сгорании 1 кг дизельного топлива выделяется 80...100 г токсичных компонентов [1]. Имея значительно меньшие, по сравнению с бензиновыми двигателями выбросы СО и углеводородов, ОГ дизелей обладают достаточно высокой токсичностью из-за повышенного содержания оксидов азота, сажи и альдегидов.

В настоящее время вопросы, касающиеся экологической безопасности транспортных установок, считаются одними из приоритетных.

Одним из способов снижения токсичных веществ в ОГ дизелей является совершенствование процесса сгорания в его цилиндрах за счет подачи к

дизельному топливу небольших (по массе) добавок водорода.

Были проведены исследования рабочих процессов четырехтактных высокооборотных дизелей без наддува (2Ч 10,5/13, 2Ч 13,5/14) при подаче водорода в систему впуска воздуха.

Эти исследования показали, что даже небольшая добавка водорода вносит особенности в процесс сгорания. Так, при подаче 0,5...2,0 % водорода от массы дизельного топлива, снижается удельный эффективный расход топлива на 2...9 % [2 – 7]. Одновременно, в среднем на 35 % снижается содержание сажи и на 30...40 % окислов азота в ОГ [8], а при подаче 5 % водорода содержание окислов азота может уменьшиться в 2,4 раза [9]. В то же время, увеличение количества добавляемого водорода более 5...9 % снижает его эффективность как активирующей добавки.

Известно, что достаточно эффективные результаты по улучшению экологических показателей и топливной экономичности дизелей можно получить не только подачей добавок водорода со свежим зарядом воздуха, но и другими способами:

- подача газообразного водорода в цилиндры дизеля через клапан-форсунку на такте сжатия в период после закрытия клапанов до подачи дизельного топлива [9];

- подача газообразного водорода через специальную двухтопливную форсунку [8];

– подача газообразного водорода через специальное смесительное устройство, устанавливаемое перед топливной форсункой [10].

Перечисленные альтернативные способы подачи добавок водорода к дизельному топливу будут неоднозначно влиять на энергоэкономические показатели модернизированного двигателя (двигатель с системой подачи добавок водорода в его цилиндры).

С одной стороны, применение в судовых дизелях одного из перечисленных выше способов подачи водорода приведет к усложнению системы подачи топлива и, соответственно, удорожанию модифицированного дизеля, а с другой стороны, приведет к значительному уменьшению величины добавки водорода (в десятки раз), а значит и к сокращению эксплуатационных расходов на аккумулирование или производство водорода.

Так, по данным [1], непосредственное добавление к дизельному топливу всего 0,1 % водорода приводит к снижению его затрат в среднем на 5...7 %, выбросов оксидов азота на 30...40 %, а сажи – 30...50 %.

Все известные нам литературные данные, а также авторские исследования по применению добавок водорода к топливу как со свежим зарядом воздуха [2 – 7], так и непосредственно в цилиндры [8], относятся к дизелям с относительно небольшой цилиндровой мощностью (порядка 7...15 кВт), которые применяются на небольших катерах и лодках. Однако, в реальных условиях, например, на судах рыбопромыслового и транспортного флота малой и средней тоннажности, в качестве главных и вспомогательных двигателей, в основном, применяются четырехтактные среднеоборотные двигатели с наддувом, цилиндровая мощность которых составляет 50...120 кВт.

Кроме того, в литературе отсутствуют данные по исследованию влияния небольших добавок водорода к основному топливу при работе таких двигателей на их основные показатели. Поэтому, с целью изучения целесообразности применения небольших добавок водорода к основному топливу именно для таких двигателей, нами был разработан экспериментальный стенд на основе четырехтактного среднеоборотного двигателя с наддувом 1Ч 20/27, цилиндровая мощность которого составляет порядка 60 кВт [10].

Целью настоящего исследования является выявление влияния небольших водородных добавок к основному топливу на экономичность среднеоборотных двигателей с наддувом небольшой мощности, работающих по винтовой характеристике.

## 2. Анализ результатов экспериментального исследования работы дизеля 1Ч 20/27 на водородных добавках

Первая серия экспериментов была проведена на двигателе 1Ч 20/27 при постоянной температуре воздуха на входе в компрессор  $T_{в}=314$  К.

При работе по винтовой характеристике двигатель испытывался на режимах с частотами вращения коленчатого вала, равными 476, 546, 580 и 600 мин<sup>-1</sup>, т.е. с относительной нагрузкой в пределах 0,5...1,0.

На каждом режиме работы дизеля определялся удельный эффективный расход дизельного топлива как без добавок водорода к нему  $g_e$ , г/(кВт·ч), так и с добавками водорода  $g_e^{H_2}$ , г/(кВт·ч).

Массовые добавки водорода на различных режимах определялись как отношение удельного расхода водорода  $g_{H_2}$ , г/(кВт·ч) к величине  $g_e$ , г/(кВт·ч), т.е.

$$m_{H_2} = \frac{g_{H_2}}{g_e} \cdot 100, \%,$$

Величина этих добавок регулировалась в широком диапазоне (от 0,04 до 0,12 %), и при этом определялась величина удельного эффективного расхода топлива  $g_e^{H_2}$ , г/(кВт·ч).

Полученные экспериментальные данные позволяли определить такие основные показатели работы дизеля на каждом режиме:

– абсолютная и относительная экономия дизельного топлива при подаче водорода в цилиндр дизеля соответственно:

$$\Delta g_e^{H_2} = g_e - g_e^{H_2}, \text{ г/(кВт·ч)}, \quad (1a)$$

$$\Delta g_e^{-H_2} = \frac{\Delta g_e^{H_2}}{g_e} \cdot 100, \%, \quad (1б)$$

– эффективный КПД работы дизеля без добавок водорода и с ними соответственно:

$$\eta_e = \frac{3600 \cdot 10^5}{g_e \cdot 42700}, \%, \quad \eta_e^{H_2} = \frac{3600 \cdot 10^5}{b_e \cdot 42700}, \%, \quad (2)$$

где  $b_e$  – приведённый удельный расход топлива дизеля с учётом добавок водорода, величина которого получена из выражения

$$b_e = g_e^{H_2} + 2,83 \cdot g_{H_2}, \text{ г/(кВт·ч)}. \quad (3)$$

Коэффициент 2,83 в выражении (3) представляет собой отношение удельной теплоты сгорания водорода  $Q_H^{H_2}$  и дизельного топлива  $Q_H^{DT}$ , т.е.

$Q_H^{H_2} / Q_H^{DT} = 2,83$ . При этом принимались следующие значения  $Q_H^{H_2} = 121000$  кДж/кг и  $Q_H^{DT} = 42700$

кДж/кг;

– абсолютное и относительное изменение эффективного КПД дизеля

$$\Delta \eta_e^{H_2} = \eta_e^{H_2} - \eta_e, \% , \quad (4)$$

$$\bar{\Delta} \eta_e^{H_2} = \Delta \eta_e^{H_2} / \eta_e, \% . \quad (5)$$

Расход дизельного топлива двигателем при его работе с добавками водорода можно определить через коэффициент влияния  $K_{H_2}$ , который определяется как отношение

$$K_{H_2} = g_e^{H_2} / g_e , \quad (6)$$

тогда

$$g_e^{H_2} = K_{H_2} \cdot g_e , \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)} . \quad (7)$$

Экспериментальные данные, полученные нами, позволили определить значения коэффициента  $K_{H_2}$  в зависимости от относительной нагрузки дизеля, величины добавок водорода  $m_{H_2}$ , частоты вращения коленчатого вала  $n$ ,  $\text{мин}^{-1}$  и характеристики, по какой он работает. При работе дизеля по винтовой характеристике получена такая эмпирическая зависимость:

$$K_{H_2} = 1 - \frac{1,045 \cdot m_{H_2}}{n^{0,707} (0,0125 + m_{H_2}^2)} . \quad (8)$$

Формула (8) описывает зависимость  $K_{H_2} = f(m_{H_2}, n)$  для дизеля 1Ч 20/27 с погрешностью не более 3 % и справедливо для  $m_{H_2} = (0,04 \dots 0,12)$  и  $n = 476 \dots 600 \text{ мин}^{-1}$ .

На рис. 1 представлены зависимости влияния частоты вращения коленчатого вала дизеля  $n$  и величины добавок водорода  $m_{H_2}$  на величину коэффициента влияния  $K_{H_2}$ .

Так, с увеличением  $m_{H_2}$  от 0 до 0,12 %, величина  $K_{H_2}$  уменьшается до значения порядка 0,95 при номинальной нагрузке двигателя ( $n = 600 \text{ мин}^{-1}$ ) и до величины примерно 0,94 при нагрузке 0,5 от номинальной ( $n = 476 \text{ мин}^{-1}$ ). Из приведенных зависимостей также следует, что увеличение  $m_{H_2}$  более, чем на 0,1 %, практически не приводит к дальнейшему снижению  $K_{H_2}$ .

На рис. 2 представлены результаты экспериментальных исследований влияния частоты вращения коленчатого вала  $n$  и величины добавки  $m_{H_2}$  на экономичность работы дизеля 1Ч 20/27.

Так, увеличение добавки водорода  $m_{H_2}$  до 0,12 % приводит к абсолютной экономии топлива до 14 г/(кВт·ч), а относительной до 6 %. Причем,

начиная с  $m_{H_2} = 0,1 \%$ , прироста экономии топлива практически не наблюдается.

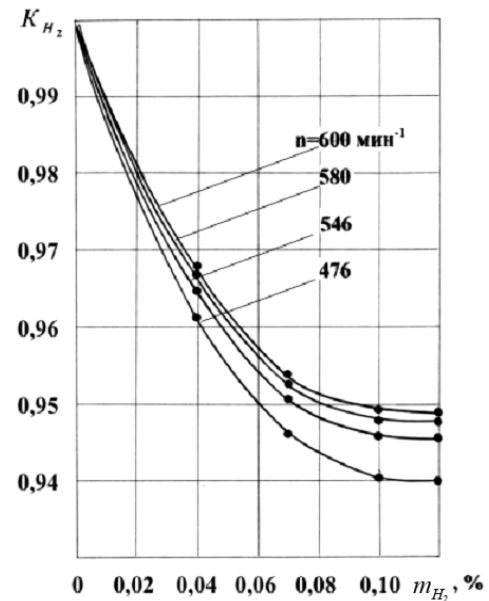


Рис. 1. Зависимость коэффициента  $K_{H_2}$  от величины добавки водорода  $m_{H_2}$  к основному топливу и частоты вращения коленчатого вала  $n$  для дизеля 1ЧН 20/27, работающего по винтовой характеристике

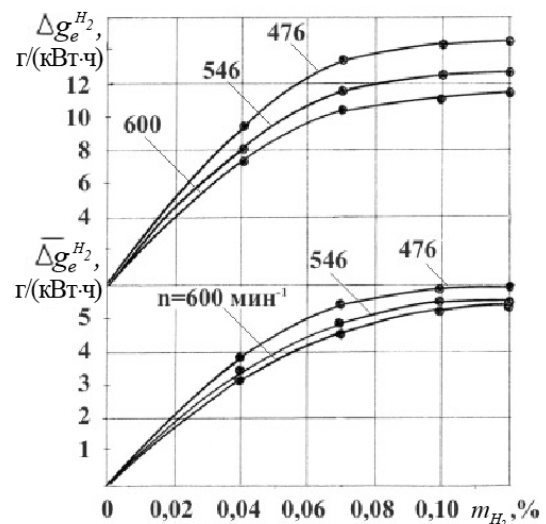


Рис. 2. Показатели топливной экономичности  $\Delta g_e^{H_2}$  и  $\Delta g_e^{-H_2}$  дизеля 1ЧН 20/27, работающего по винтовой характеристике, от величины добавок водорода к основному топливу  $m_{H_2}$  и частоты вращения коленчатого вала  $n$

Следует отметить, что добавка водорода к основному топливу дизеля на частичных (долевых)

режимах приводит к большему эффекту, чем при номинальных нагрузках. Так, добавка  $m_{H_2} = 0,1\%$  на номинальном режиме ( $n = 600 \text{ мин}^{-1}$ ) позволяет сэкономить примерно  $11 \text{ г/(кВт·ч)}$ , а при той же величине  $m_{H_2}$  и  $n = 476 \text{ мин}^{-1}$ , сокращение удельного эффективного расхода топлива может составить около  $15 \text{ г/(кВт·ч)}$ .

На рис. 3 представлено сравнение показателей эффективности работы дизеля 1ЧН 20/27 при его работе с добавками водорода к основному топливу и без них.

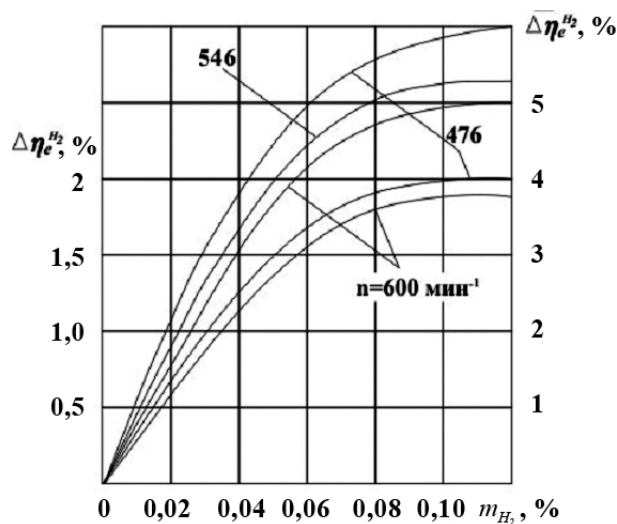


Рис. 3. Показатели эффективности работы дизеля 1ЧН 20/27 по винтовой характеристике в зависимости от величины добавок водорода к основному топливу  $m_{H_2}$  и частоты вращения коленчатого вала  $n$

Представленные данные показывают, что увеличение добавок водорода до  $0,12\%$  приводит к увеличению абсолютного значения эффективного КПД двигателя на величину  $\Delta \eta_e^{H_2}$ , достигающего значений до  $2,0\%$ , относительного  $\Delta \eta_e^{-H_2}$  — до  $6,0\%$ . Причем увеличение эффективности работы дизеля наблюдается при росте величины  $m_{H_2}$  до значения порядка  $0,1\%$ , после чего увеличение добавок водорода не влияет на эффективность работы дизеля.

Следует отметить, что добавки водорода к основному топливу дизеля более эффективны на частичных (долевых) режимах его работы. Так, при  $n = 476 \text{ мин}^{-1}$  и  $m_{H_2} = 0,1\%$ , изменение  $\Delta \eta_e^{-H_2}$  составляет примерно  $6,0\%$ , в то время как при номинальной нагрузке ( $n = 600 \text{ мин}^{-1}$ )  $\Delta \eta_e^{-H_2} = 5\%$ .

## Выводы

1. Применение небольших добавок водорода к основному топливу ( $0,04...0,12\%$ ) среднеоборотного дизеля с наддувом приводит к повышению топливной экономичности работы двигателя; при этом абсолютная экономия топлива может достигать величины  $14,5 \text{ г/(кВт·ч)}$ , а относительная — до  $6\%$ .

2. Добавки водорода от  $0,04$  до  $0,12\%$  к основному топливу дизеля позволяют повысить эффективность его работы. Так, величина  $\Delta \eta_e^{H_2}$  увеличивается до  $2,0\%$  при  $m_{H_2} = 0,1\%$ , а  $\Delta \eta_e^{-H_2}$  — до  $6,0\%$ .

## Литература

1. Суркин, В. И. Снижение дымности отработавших газов дизеля отключением части цилиндров [Электронный ресурс] / В. И. Суркин, А. А. Петелин, С. Ю. Федосеев // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». — 2012. — Вып. 20, № 33. — С. 69–74. — Режим доступа: <http://dspace.susu.ac.ru/xmlui/bitstream/handle/0001.74/2137/11.pdf?sequence=1>. — 12.09.2014.
2. Сирота, А. А. Повышение экономичности судовых дизелей путем использования водорода в качестве добавок к топливу [Текст] / А. А. Сирота // Двигатели внутреннего сгорания. — 2006. — № 1. — С. 63–67.
3. Водородные добавки к углеродному топливу как первый этап перехода судовых высокооборотных ДВС на экологически чистое водородное топливо [Текст] / А. А. Сирота, А. И. Чураков, О. А. Голиков, Н. И. Радченко // Праці Інституту електродинаміки НАН України : зб. наук. праць. — К. : Вид-во Іє НАНУ, 2006. — С. 111–114.
4. Syrota, A. Increasing the efficiency of high speed internal combustion engines by hydrogen adding to fuel [Text] / A. Syrota, N. Radchenko, A. Churacov // Heat Transfer and Renewable sources of Energy. — Szczecin (Poland), 2006. — С. 207–211.
5. Сирота, А. А. Повышение экологической безопасности и энергетической эффективности судовых высокооборотных двигателей внутреннего сгорания путем добавок водорода к топливу [Текст] / А. А. Сирота, Н. И. Радченко, А. И. Чураков // Збірник наукових праць НУК. — Миколаїв : НУК, 2006. — № 1 (406). — С. 181–186.
6. Сирота, А. А. Водородные добавки к топливу как способ повышения эффективности судовых высокооборотных дизелей [Текст] / А. А. Сирота, Н. И. Радченко, А. И. Чураков // Збірник наукових праць НУК. — Миколаїв : НУК, 2006. — № 3 (408). — С. 121–127.
7. Сирота, А. А. Оптимальные режимы тригенерационных судовых дизельных установок [Текст] / А. А. Сирота // Авиационно-космическая техника и технология. — 2007. — № 4/40. — С. 29–34.

8. Вагнер, В. А. Применение альтернативных топлив в ДВС [Электронный ресурс] / В. А. Вагнер. – Режим доступа: [http://aotai.secna.ru:8080/Books/Files/Vestn\\_2000\\_02/10/10.htm](http://aotai.secna.ru:8080/Books/Files/Vestn_2000_02/10/10.htm). – 12.09.2014.

9. Новоселов, С. В. Возможности использования водорода в качестве топлива для двигателей внутреннего сгорания [Электронный ресурс] / С. В. Новоселов // Вестник Алтайского государственного технического университета им. И.И. Ползунова. Приложение к журналу "Ползуновский альманах". – 2000. – № 2. – Режим доступа: [http://elib.altstu.ru/elib/books/Files/va2000\\_2/pages/14/14.htm](http://elib.altstu.ru/elib/books/Files/va2000_2/pages/14/14.htm). – 12.09.2014.

10. Сирота, А. А. Экспериментальный стенд для дослідження впливу водневих домішок на показники роботи суднового середньообертового двигуна з наддувом [Текст] / А. А. Сирота, Ю. Г. Щербак // *Materiály X mezinárodní vědecko-praktická konference «Věda a technologie - 2014»*. – Díl 33. Technické vědy. : Praha. Publishing House «Education and Science» s.r.o. – S. 28-34.

11. Могила, В. Водородный коктейль для локомотива [Электронный ресурс] / В. Могила // *Магистраль*. – 2013. – 6 ноября. – Режим доступа: <http://magistral-uz.com.ua/articles/vodorodnyj-koktejl-dlja-lokomotiva.html>. – 12.09.2014.

Поступила в редакцию 12.09.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор А.С. Титлов, Одесская национальная академия пищевых технологий, Одесса.

### ЕКОНОМІЧНІСТЬ СУДНОВОГО СЕРЕДНЬООБЕРТОВОГО ДИЗЕЛЯ, ЯКИЙ ПРАЦЮЄ ПО ГВИНТОВІЙ ХАРАКТЕРИСТИЦІ, ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ НЕВЕЛИКИХ ДОМІШОК ВОДНЮ ДО ДИЗЕЛЬНОГО ПАЛИВА

*О. А. Сирота, М. І. Радченко, Ю. Г. Щербак*

У роботі наведено результати експериментального дослідження впливу невеликих водневих домішок до основного палива на економічність середньообертових дизелів з наддувом невеликої потужності, що працюють по гвинтовій характеристиці. Визначено, що використання невеликих домішок водню до основного палива (0,04...0,12 %) для середньообертового дизеля 1Ч 20/27 призводить до підвищення паливної ефективності двигуна; при цьому абсолютна економія палива може сягнути величини 14,5 г/(кВт·год), а відносна – 6 %. Водневі домішки 0,04...0,12 % до основного палива підвищують ефективність дизеля. Так, ефективність дизеля  $\Delta\eta_{\text{e}}^{\text{H}_2}$  збільшується на 2,0 % при домішках водню  $m_{\text{H}_2} = 0,1 \%$ , а у відносних величинах  $\Delta\eta_{\text{e}}^{\text{H}_2}$  – на 6,0 %. Показано, що невеликі домішки водню до основного палива дизеля більш ефективні на часткових навантаженнях.

**Ключові слова:** середньообертовий дизель; водневі домішки; питома витрата палива; економія дизельного палива; гвинтова характеристика.

### PROFITABILITY OF SHIP MEDIUM-SPEED DIESEL WITH APPLICATION OF SMALL ADDITIVES OF HYDROGEN TO THE DIESEL FUEL, WORKING ACCORDING TO THE SCREW CHARACTERIC

*A. A. Sirota, N. I. Radchenko, Yu. G. Shcherbak*

Results of experimental investigation of influence of small hydrogen additives to the main diesel fuel on fuel efficiency of medium speed diesels with air compression, working according to the screw characteristic. It is defined that small hydrogen additions to basic fuel (0.04...0.12 %) in medium-speed supercharged diesel engine 1Ч 20/27 result in improved fuel efficiency of the engine; in such case the absolute fuel saving can reach 14.5 g/(kW·h) and relative fuel saving can be up to 6 %. Hydrogen additives 0.04...0.12 % to the main diesel fuel increases the efficiency of diesel engine. So, the efficiency of diesel  $\Delta\eta_{\text{e}}^{\text{H}_2}$  increases by 2.0 % with hydrogen additives  $m_{\text{H}_2} = 0,1 \%$  and in relative values  $\Delta\eta_{\text{e}}^{\text{H}_2}$  – by 6,0 %. It was shown that small hydrogen additions to basic diesel fuel are more effective at part loads.

**Key words:** medium – speed of diesels; hydrogen additions; specific fuel consumption; economy of diesel fuel; screw description.

**Сирота Александр Архипович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры качества, стандартизации и эколого-техногенной безопасности, Черноморский государственный университет им. Петра Могила, Николаев, Украина, e-mail: butoma-1@mksat.net.

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

**Щербак Юрий Георгиевич** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры качества, стандартизации и эколого-техногенной безопасности, Черноморский государственный университет им. Петра Могила, Николаев, Украина, e-mail: butoma-1@mksat.net.

UDC 621.43.004.62

**J. L. PEREZ RUIZ, I. I. LOBODA***Instituto Politecnico Nacional,  
Escuela Superior de Ingenieria Mecanica y Electrica, Mexico***A FLEXIBLE FAULT CLASSIFICATION FOR GAS TURBINE DIAGNOSIS**

*Diagnostic algorithms that use gas path measurements and models are capable to diagnose not only different faults of the gas path itself but also malfunctions of measurement and control systems. Since the variety of gas turbine fault conditions is great, they are joined in a limited number of classes. Different principles to create these classes are known and there are many fault classifications in practice. In an investigation stage, it is difficult to predict what classification will then be applied in a real monitoring system therefore the investigators usually experiment with different fault types and fault numbers. The present paper proposes the approach that allows simple creating multiple classification variations including complex and realistic fault classes. This approach also permits easy changing between the variations and the pattern recognition techniques applied for each variation. As a result of application of each technique to each classification, probability of correct diagnostic decisions and execution time are determined. They are criteria of diagnosis efficiency. In this way, the approach allows studying the influence of fault classification on diagnosis efficiency. The paper performs such a study for a power plant for natural gas pipelines. Twelve classification variations are analyzed with the use of three recognition techniques: Multi-Layer Perceptron, Radial Basis Network and Probabilistic Neural Network. Additionally, a new boundary for fault severity is proposed and investigated by comparing three boundary options.*

**Key words:** gas turbine diagnosis, pattern recognition, flexible fault classification, fault severity boundary.

**Introduction**

In modern gas turbine health monitoring systems, diagnostic algorithms based on gas path analysis may be considered as principal. They analyze gas path measured variables and are capable of identifying different faults and degradation mechanisms of gas turbine components (e.g. compressor, turbine, and combustor) as well as malfunctions of the measurement system itself (sensor errors).

The fault identification algorithms widely use the pattern recognition theory and, in the last three decades, the use of many recognition techniques has been reported: first of all, Artificial Neural Networks [1], and also Bayesian Approach [2], Support Vector Machines [3], and nonparametric methods [4]. The necessary fault classification is mainly constructed by using a gas path mathematical model. It relates gas path monitored variables with special fault parameters that shift a little the performance maps of engine components (compressors, turbines, burner and others). The maps of each component can be shifted in different directions therefore the model is capable to simulate all possible engine faults and degradation mechanisms.

Fault classes of two types are generally created using the model. A class of single faults of varying severity is formed by changing one fault parameter while a class of multiple faults is formed by independent varying of two or more fault parameters. The classification

structure (faulted engine, type of classes, and their number) depends on many factors. Even for the same engine, the classification can vary a lot. Investigating diagnostic algorithms, it is difficult to predict what classification variation will be finally used in a real monitoring system. For this reason, some more probable classification variations are usually analyzed.

In our previous studies [2, 4, 5], only two rigid variations were considered: a classification with only single fault classes and a classification with only multiple fault classes formed by two fault parameters.

The purpose of the present work is to investigate how the classification influences gas turbine diagnostic accuracy. To this end, a flexible fault classification is proposed. The procedure that realizes this classification allows easy creating any new classification variation that can be more complex and more realistic then the classifications previously analyzed. Twelve variations have been prepared for examining in this paper.

The procedure also permits simple choosing the variation to be currently examined. For this fault classification, many fault patterns are generated and diagnosed by one of three neural networks: Multi-Layer Perceptron (MLP), Radial Basis Network (RBN) and Probabilistic Neural Network (PNN). For each network, a probability of correct diagnosis is finally determined to be criteria of diagnostic accuracy. Using these criteria and execution time as an additional criterion, the networks are compared within each classification variation.

Such an analysis allows better choosing the best diagnostic technique. An average probability provided by the three networks allows comparison of classification variation. An optimal classification structure can be found as a tradeoff between this probability and the width of coverage of possible component faults.

The paper also introduces and studies a new boundary for fault severity. With this boundary, the fault class description becomes more realistic thus providing more accurate diagnosis.

## 1. Gas turbine models

### 1.1. Nonlinear thermodynamic model

This thermodynamic model computes a  $(m \times 1)$ -vector  $\bar{Y}$  of gas path monitored variables as a function of a vector  $\bar{U}$  of steady state operational conditions (control variables and ambient conditions) as well as a  $(r \times 1)$ -vector  $\bar{\Theta}$  of fault parameters, which can also be named health parameters or correction factors depending on addressing problems. Given the above explanation, the thermodynamic model has the following structure:

$$\bar{Y} = F(\bar{U}, \bar{\Theta}). \quad (1)$$

There are various types of gas turbine deterioration and faults such as fouling, tip rubs, seal wear, erosion, and foreign object damage. Since such real defects occur rarely during maintenance, the thermodynamic model is a unique technique to create necessary class descriptions. To take into account the component performance changes induced by real gradual deterioration mechanisms and abrupt faults, the fault parameters  $\bar{\Theta}$  that shift a little the components' maps as shown in Fig 1.

Mathematically, the model is a system of nonlinear algebraic equations reflecting mass, heat, and energy balance for all components operating under stationary conditions.

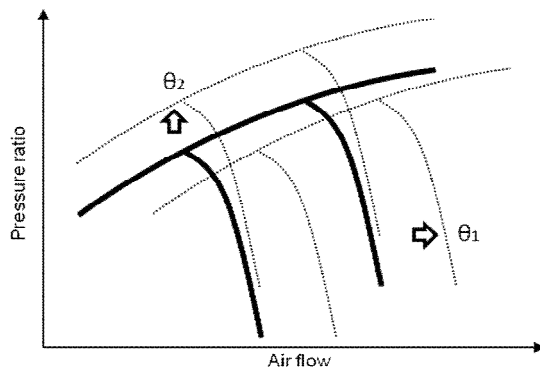


Fig. 1. Compressor map shifting by the fault parameters

The thermodynamic model for steady states has wide applications in gas turbine diagnostics. First, as

shown before and in more detail in [5], this model is used to describe particular faults or complete fault classification. Second, the thermodynamic model is an integral part of numerous diagnostic algorithms based on system identification such as described in [6]. Third, this nonlinear model allows computing simpler models, like a linear model used in [7] and in the present paper to create flexible fault classifications.

### 1.2. Linear static model

The linear static model presents linearization of nonlinear dependency  $\bar{Y} = f_2(\bar{\Theta})$  between gas path variables and fault parameters determined for a fixed operating condition  $\bar{U}$ . The model is given by a vectorial expression:

$$\delta \bar{Y} = H \delta \bar{\Theta}. \quad (2)$$

It connects a vector  $\delta \bar{\Theta}$  of small relative changes of the fault parameters with a vector  $\delta \bar{Y}$  of the corresponding relative deviations of the monitored variables by a matrix  $H$  of influence coefficients (influence matrix).

Since linearization errors are not too great, about some per cent, the linear model can be successfully applied for fault simulation at any fixed operating point. However, when it is used for estimating fault parameters by system identification methods like in study [6,8], estimation errors can be significant. Given the simplicity of the linear model and its utility for analytical analysis of complex diagnostic issues, this model will remain important in gas turbine diagnostics.

## 2. Methodology for gas turbine diagnosis

### 2.1. Deviations

By direct analysis of the variables themselves it is difficult to discriminate performance degradation effects from great changes due to different operating modes. To draw useful diagnostic information from raw recorded data, a total gas turbine diagnostic process usually includes a preliminary procedure of computing deviations. The deviations are defined as differences between measured and engine baseline values. As the baseline depends on an engine operating condition, it can be written as function  $\bar{Y}_0(\bar{U})$  usually called a baseline function. With this model the deviations for each monitored variables  $Y_{i,i=1,m}$  is computed in a relative form:

$$\delta Y_i^* = \frac{Y_i^* - Y_{0i}(\bar{U})}{Y_{0i}(\bar{U})}, \quad (3)$$

where  $Y_i^*$  denotes a measured value.

## 2.2. Diagnostic space

As mentioned before, models are used in gas turbine diagnostics to describe engine performance degradation and faults and the deviations are employed to reveal the degradation influence. These deviations are written in relative form and normalized so as to facilitate simulating faults and their subsequent recognition. At a steady state, the deviation is defined for  $i$ -th measured variable as:

$$Z_i = \frac{Y_i(\bar{U}, \bar{\Theta}_0 + \delta\bar{\Theta}) - Y_{0i}(\bar{U}, \bar{\Theta}_0)}{Y_{0i}(\bar{U}, \bar{\Theta}_0)\sigma_{Y_i}}, \quad (4)$$

where  $\sigma_{Y_i}$  is the amplitude of possible random fluctuations in the original deviation  $\delta Y_i^*$ . To take into account possible measurement errors, the vector  $\bar{\varepsilon}$  of random variables distributed within the interval  $(-1, 1)$  is added. A resultant vector

$$\bar{Z}^* = (\bar{Z} + \bar{\varepsilon}) \quad (5)$$

corresponds to the deviations that are calculated in practice for actual measurements.

## 2.3. Principles for developing classification

Engine faults vary considerably. Hence, for the purposes of engine diagnostics this variety has to be broken down into a limited number of classes. In the pattern recognition theory, it is often supposed that an object state  $D$  can belong only to one of  $q$  present classes

$$D_1, D_2, \dots, D_q. \quad (6)$$

Consequently

$$\sum_{j=1}^q D_j = 1 \quad \text{and} \quad P_{j \neq 1}(D_j / D_1) = 0. \quad (7)$$

We accept this hypothesis for a gas turbine fault classification.

Fault classifications can contain two different types of fault classes: singular or multiple classes. The first type works with only one fault parameter while the second one is formed by independent changes of two or more fault parameters in order to represent more complex faults in gas turbines.

For each class, singular or multiple, numerous patterns  $\bar{Z}$  are generated according to expression (4) setting the necessary quantities  $\delta\bar{\Theta}_j$  and  $\varepsilon_i$  by the uniform and Gaussian distributions accordingly. A typical number of patterns per class is 1000. A totality  $Z_L$  of all classification's patterns is employed to train the used neural network and is therefore called a learning set.

## 2.4. Recognition decision making

A nomenclature of possible diagnosis  $d_1, d_2, \dots, d_q$  made by a recognition technique (neural network within the present paper) corresponds to the accepted classification (6). To make a diagnosis  $d$ , a criterion  $R_j = R(\bar{Z}^*, D_j)$  specific for each technique is introduced as a measure of membership of a current pattern  $\bar{Z}^*$  in class  $D_j$ . To determine the functions  $R_j = R(\bar{Z}^*, D_j)$ , a learning set  $Z_L$  is used. After calculating all values  $R_j$ ,  $j = 1, q$ , a decision rule

$$d = d_1 \quad \text{if} \quad R_1 = \max(R_1, R_2, \dots, R_q) \quad (8)$$

is applied.

## 2.5. Recognition accuracy

To verify a recognition technique determined with the help of the learning set, one more set is required. The necessary set  $Z_V$ , called a validation set, is created in the same way as the set  $Z_L$ . The only difference is that other series of random numbers is generated to simulate fault severity and errors in the deviations.

Every pattern in the validation set belongs to a known class. Comparing this class  $D_j$  with the diagnosis  $d_1$ , we can compute probabilities  $Pd_{1j} = P(d_1 / D_j)$  and compose a confusion matrix (Table 1). Its diagonal elements  $Pd_{jj}$  form a vector  $\bar{P}$  of true diagnosis probabilities that are indices of classes' distinguishability. Mean number of these elements – scalar  $\bar{P}$  – characterizes total engine diagnosability. No diagonal elements are wrong diagnosis probabilities. They help to identify the causes of bad class distinguishability. For 1000 patterns per class, the computational precision of the mean probability  $\bar{P}$  is approximately  $\pm 0.01$ . In order to enhance the precision, each calculation of  $\bar{P}$  is repeated in the present study 100 times, each time with new series of random numbers. The 100 corresponding random values of  $\bar{P}$  are averaged, resulting in a probability  $P_{av}$  with higher precision of  $\pm 0.001$ .

Table 1

Confusion matrix

| Diagnosis | Classes   |           |     |           |
|-----------|-----------|-----------|-----|-----------|
|           | $D_1$     | $D_2$     | ... | $D_q$     |
| $d_1$     | $Pd_{11}$ | $Pd_{12}$ | ... | $Pd_{1q}$ |
| $d_2$     | $Pd_{21}$ | $Pd_{22}$ | ... | $Pd_{2q}$ |
| ...       | ...       | ...       | ... | ...       |
| $d_q$     | $Pd_{q1}$ | $Pd_{q2}$ | ... | $Pd_{qq}$ |

### 3. Pattern recognition techniques

Three different artificial neural networks described below have been chosen in the present study for gas turbine fault recognition.

#### 3.1. Multi-Layer Perceptron (MLP)

The MLP is a feedforward artificial neural network model that maps sets of input data onto a set of appropriate outputs. It consists of multiple layers of nodes in a directed graph, with each layer fully connected to the next one. Except for the input nodes, each node is a neuron with a nonlinear activation function (Fig. 2). When the perceptron is applied to a classification problem, each output  $k$  gives a closeness measure between the analyzed input pattern  $\bar{Z}$  and a class  $D_k$ .

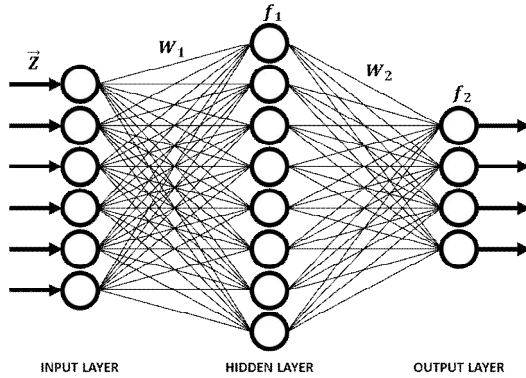


Fig. 2. Typical MLP structure

During the learning, unknown weight coefficients and biases are determined by a back-propagation algorithm, in which a network output error is propagated backwards to correct these unknown quantities. They are corrected in the direction that reduces the error unless a global error minimum is reached. The back-propagation algorithm needs differentiable transfer functions and they usually are of a sigmoid or linear type. MLP is a modification of the standard linear perceptron and can distinguish data that are not linearly separable

#### 3.2. Radial Basis Network (RBN)

A RBN is an artificial neural network that uses radial basis functions as activation functions. The output of the network is a linear combination of radial basis functions of the inputs and neuron parameters. A radial basis neuron operates as follows. Neuron's weight coefficients form a weight vector that is one of learning patterns. First, a distance between the weight vector and an input vector  $\bar{Z}$  is computed. This distance is then divided by a bias  $b$  resulting in an input  $n$  to a radial basis transfer function (RBF). The RBF finally com-

putes a neuron's output according to an expression  $a = e^{-n^2}$ . When the distance is 0, this function has a maximum value  $a = 1$ . The function decreases when the distance increases. The bias  $b$  allows changing an action area (window) of the neuron and is called spread. The output layer of the RBN works similarly to a usual perceptron output layer with a linear transfer function.

#### 3.3. Probabilistic Neural Network

A probabilistic network, specific type of radial basis networks, is specially intended for classification problems. It consists of three layers. The hidden layer is formed and operates just like the same layer of the RBN algorithm. It is built from learning patterns united in a matrix  $W_1$ . Each learning pattern  $\bar{w}_{1j}$  specifies a center of the RBN of one hidden neuron. A Euclidean distance  $L_j$  between the function center  $\bar{w}_{1j}$  and the input pattern  $\bar{Z}$  is firstly computed. The distance  $L_j$  divided by the spread  $b$  is a hidden neuron input. A radial basis function  $f_{1j}$  then calculates a neuron output  $a_{1j} = f_{1j} = e^{-L_j^2/b^2}$ . The closer the input vector is situated to the neuron center, the greater the neuron output will be. Thus, elements of a vector  $\bar{a}_1$  indicate how close the input pattern is to the learning patterns.

The output or classification layer differs from the RBN output layer. Each classification neuron corresponds to one of the analyzed classes. An input of the classification neuron, which is interpreted as a probability of this class, is computed as a sum of the signals  $a_{1j}$  related with the learning patterns of the same class. In other words, each hidden neuron is connected with only one classification neuron and connection weights are equal to one. To realize such a connection, a matrix  $W_2$  is composed in a particular way from zero and one elements and a product  $W_2 \bar{a}_1$  is computed. It is an input vector for the classification layer and consists of probabilities of all considered classes. Finally, the classification layer transfer function  $f_2$  produces a 1 corresponding to the largest probability, and 0's for the other network outputs. Thus, the PNN classifies the input vector  $\bar{Z}$  into a specific class on the basis of a probability measure.

### 4. Calculation conditions

The approach and three neural networks described above were applied for diagnosing a turboshaft stationary power plant with a free turbine intended for driving a centrifugal compressor in natural gas pipelines. Five components of the engine are diagnosed: inlet device, axial compressor, combustion chamber, compressor turbine and

power turbine. An engine operating point is given by a constant compressor rotational speed 10700 rpm and standard atmospheric conditions. The six gas path variables of Table 2 corresponding to an engine standard measurement system are available for monitoring. To simulate gas path and measurement system faults, the eighteen fault parameters from Table 3 are involved.

Table 2

Monitored variables

| Number | Variable*                 | Symbol   |
|--------|---------------------------|----------|
| 1      | Compressor pressure       | $P_c$    |
| 2      | Turbine pressure          | $P_t$    |
| 3      | Compressor temperature    | $T_c$    |
| 4      | Turbine temperature       | $T_t$    |
| 5      | Power turbine temperature | $T_{pt}$ |
| 6      | Fuel flow                 | $G_f$    |

\* component pressures and temperatures correspond to a component discharge section

Table 3

Fault parameters

| Number | Fault parameter                             | Symbol               |
|--------|---------------------------------------------|----------------------|
| 1      | Compressor air flow                         | $\delta G_c$         |
| 2      | Compressor efficiency                       | $\delta \eta_c$      |
| 3      | Turbine gas flow                            | $\delta G_t$         |
| 4      | Turbine efficiency                          | $\delta \eta_t$      |
| 5      | Power turbine gas flow                      | $\delta G_{pt}$      |
| 6      | Power turbine efficiency                    | $\delta \eta_{pt}$   |
| 7      | Combustion chamber pressure recovery factor | $\delta \sigma_{cc}$ |
| 8      | Combustion efficiency                       | $\delta \eta_{cc}$   |
| 9      | Inlet pressure losses factor                | $\delta \sigma_{in}$ |
| 10     | Compressor pressure                         | $\delta P_c$         |
| 11     | Turbine pressure                            | $\delta P_t$         |
| 12     | Compressor temperature                      | $\delta T_c$         |
| 13     | Turbine temperature                         | $\delta T_t$         |
| 14     | Power turbine temperature                   | $\delta T_{pt}$      |
| 15     | Fuel flow                                   | $\delta G_f$         |
| 16     | Inlet pressure                              | $\delta P_{in}$      |
| 17     | Inlet temperature                           | $\delta T_{in}$      |
| 18     | High pressure turbine speed                 | $\delta n_{hp}$      |

On the basis of the fault parameters specified in Table 3, the next section introduces various fault classification variations.

## 5. Fault classification variations

With the intention of studying the influence of the fault classification structure on final diagnostic accuracy, twelve fault variations are introduced. These variations contain different class quantities, fault parameters, fault development directions (positive or negative) and engine components. These variations are specified in Table 4 and additionally briefly described below.

- Variation 1: It has nine singular classes formed by gas path parameters whose changes are negative;
- Variation 2: It is formed by four multiple

classes with two gas path parameters per class and grouped by an engine component: compressor, turbine, power turbine and combustion chamber (Fig. 3);

- Variation 3: The combination of variation 1 and three singular classes with positive direction of a fault parameter (turbine and power turbine air flow parameters and combustion chamber pressure ratio) to simulate burns in hot parts;

- Variation 4: The combination of variation 2 + three multiple classes formed by turbine and power turbine air flow parameters, combustion chamber pressure ratio and their respective efficiencies (negative direction);

- Variation 5: It contains six singular classes of sensor faults in  $\bar{Y}$ . Each of them has positive and negative directions of fault;

- Variation 6: The combination of variations 3 and 5 resulting in eighteen singular classes to simulate gas path faults and sensor errors;

- Variation 7: Formed by seven multiple classes of variation 4 and six singular classes (sensor faults) with double limits;

- Variation 8: It has the six sensor faults in  $\bar{Y}$  and three singular classes of sensor faults in  $\bar{U}$ ;

- Variation 9: Formed by three multiple classes (turbine and power turbine air flow parameters, combustion chamber pressure ratio and their respective efficiencies) and one multiple class of faults in compressor;

- Variation 10: It contains nine singular classes: three singular classes with double direction of fault (turbine and power turbine air flow parameters and combustion chamber pressure ratio), four efficiencies for all components, one for the compressor air flow and another one for the inlet pressure losses factor;

- Variation 11: In this variation, each class is created by four fault parameters. It is formed by the combination of air flow parameters (with the exception of the combustion chamber pressure ratio) and efficiencies. The first three classes are formed by combining the turbine, the power turbine and the combustion chamber with the compressor, the fourth and the fifth - by combining the power turbine and the combustion chamber with the turbine. The last class is formed as the combination of the power turbine and the combustion chamber (Fig. 4);

- Variation 12: It is practically the same as variation 11, but, in this case all the classes have negative directions to simulate gas path faults.

For each classification variation, fault diagnosis was performed by with three neural networks: Multi-Layer Perceptron, Radial Basis Network and Probabilistic Neural Network and the probability  $P_{av}$  and execution time were determined for each network. Table 5 shows all the results. All the computation was performed in a Dell Inspiron One Desktop: Intel Pentium

G2020T processor, 2.5 GHz, and 4 GB of RAM.

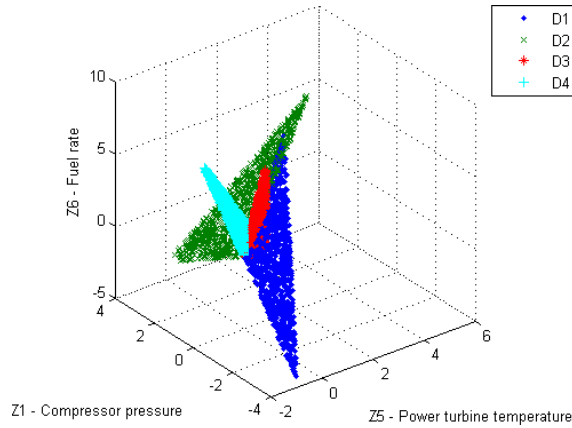


Fig. 3. Classification variation 2: four multiple classes with two fault parameters

Analyzing the probabilities, one can state that the differences between the networks within the same classification variation are not great (excepting variation 6), about 0.015 (1.5%), while the difference between the variations can reach the value 0.10. Thus, these results reaffirm once more the conclusion drawn in [9] that many recognition techniques may yield the same gas turbine diagnosis accuracy.

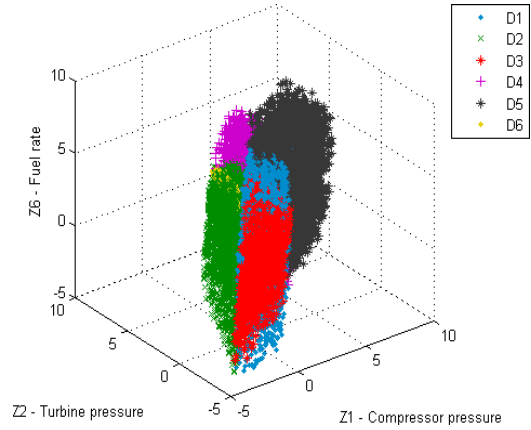


Fig. 4. Classification variation 11: six multiple classes with four fault parameters

The execution time includes 100 cycles of calculation of the mean probability  $\bar{P}$ . Each cycle consists of a learning stage with thousands diagnosis cycles of a validation stage at which the probability  $\bar{P}$  is computed. In Table 5, we can see that this total time is by far smaller for the PNN for all classifications. This is explained by the fact that this network does not need a learning stage. Thus, the PNN seems to be the simplest network to tailor for gas turbine diagnosis.

Table 4

Variations of classification and their fault class formation

| VARIATION    | FAULT CLASSES                                                            |                                                                                 |                                                                                      |                                                                                    |                                                                                         |                                                                                               |                       |                     |                          |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
|--------------|--------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------|---------------------|--------------------------|------------------|------------------|-----------------------|------------------|------------------|------------------|------------------|---------------------|------------------|
|              | 1                                                                        | 2                                                                               | 3                                                                                    | 4                                                                                  | 5                                                                                       | 6                                                                                             | 7                     | 8                   | 9                        | 10               | 11               | 12                    | 13               | 14               | 15               | 16               | 17                  | 18               |
| Variation 1  | $-\delta G_c$                                                            | $-\delta \eta_c$                                                                | $-\delta G_t$                                                                        | $-\delta \eta_t$                                                                   | $-\delta G_{pt}$                                                                        | $-\delta \eta_{pt}$                                                                           | $-\delta \sigma_{cc}$ | $-\delta \eta_{cc}$ | $-\delta \sigma_{in}$    |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 2  | $-\delta G_c$<br>$\delta \eta_c$                                         | $-\delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$                                               | $-\delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$                                              | $-\delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$                                       |                                                                                         |                                                                                               |                       |                     |                          |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 3  | $-\delta G_c$                                                            | $-\delta \eta_c$                                                                | $-\delta G_t$                                                                        | $-\delta \eta_t$                                                                   | $-\delta G_{pt}$                                                                        | $-\delta \eta_{pt}$                                                                           | $-\delta \sigma_{cc}$ | $-\delta \eta_{cc}$ | $-\delta \sigma_{in}$    | $+\delta G_t$    | $+\delta G_{pt}$ | $+\delta \sigma_{cc}$ |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 4  | $-\delta G_c$<br>$-\delta \eta_c$                                        | $-\delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$                                               | $-\delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$                                              | $-\delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$                                       | $+\delta G_t$                                                                           | $+\delta G_{pt}$                                                                              | $+\delta \sigma_{cc}$ |                     |                          |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 5  | $\pm \delta P_c$                                                         | $\pm \delta P_t$                                                                | $\pm \delta T_c$                                                                     | $\pm \delta T_t$                                                                   | $\pm \delta T_{pt}$                                                                     | $\pm \delta G_f$                                                                              |                       |                     |                          |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 6  | $-\delta G_c$                                                            | $-\delta \eta_c$                                                                | $-\delta G_t$                                                                        | $-\delta \eta_t$                                                                   | $-\delta G_{pt}$                                                                        | $-\delta \eta_{pt}$                                                                           | $-\delta \sigma_{cc}$ | $-\delta \eta_{cc}$ | $-\delta \sigma_{in}$    | $+\delta G_t$    | $+\delta G_{pt}$ | $+\delta \sigma_{cc}$ | $\pm \delta P_c$ | $\pm \delta P_t$ | $\pm \delta T_c$ | $\pm \delta T_t$ | $\pm \delta T_{pt}$ | $\pm \delta G_f$ |
| Variation 7  | $-\delta G_c$<br>$\delta \eta_c$                                         | $-\delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$                                               | $-\delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$                                              | $-\delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$                                       | $+\delta G_t$                                                                           | $+\delta G_{pt}$                                                                              | $+\delta \sigma_{cc}$ | $\pm \delta P_c$    | $\pm \delta P_t$         | $\pm \delta T_c$ | $\pm \delta T_t$ | $\pm \delta T_{pt}$   | $\pm \delta G_f$ |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 8  | $\pm \delta P_c$                                                         | $\pm \delta P_t$                                                                | $\pm \delta T_c$                                                                     | $\pm \delta T_t$                                                                   | $\pm \delta T_{pt}$                                                                     | $\pm \delta G_f$                                                                              | $\pm \delta P_{in}$   | $\pm \delta T_{in}$ | $\pm \delta \eta_{hp}$   |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 9  | $-\delta G_c$<br>$\delta \eta_c$                                         | $-\delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$                                               | $-\delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$                                              | $-\delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$                                       |                                                                                         |                                                                                               |                       |                     |                          |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 10 | $-\delta G_c$                                                            | $-\delta \eta_c$                                                                | $-\delta \eta_t$                                                                     | $-\delta \eta_{pt}$                                                                | $-\delta \eta_{cc}$                                                                     | $-\delta \sigma_{in}$                                                                         | $\pm \delta G_t$      | $\pm \delta G_{pt}$ | $\pm \delta \sigma_{cc}$ |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 11 | $-\delta G_c$<br>$\delta \eta_c$<br>$\pm \delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$ | $-\delta G_c$<br>$-\delta \eta_c$<br>$\pm \delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$ | $-\delta G_c$<br>$-\delta \eta_c$<br>$\pm \delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$ | $\pm \delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$<br>$\pm \delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$ | $\pm \delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$<br>$\pm \delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$ | $\pm \delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$<br>$\pm \delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$ |                       |                     |                          |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |
| Variation 12 | $-\delta G_c$<br>$\delta \eta_c$<br>$-\delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$    | $-\delta G_c$<br>$-\delta \eta_c$<br>$-\delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$    | $-\delta G_c$<br>$-\delta \eta_c$<br>$-\delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$    | $-\delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$<br>$-\delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$       | $-\delta G_t$<br>$-\delta \eta_t$<br>$-\delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$            | $-\delta G_{pt}$<br>$-\delta \eta_{pt}$<br>$-\delta \sigma_{cc}$<br>$-\delta \eta_{cc}$       |                       |                     |                          |                  |                  |                       |                  |                  |                  |                  |                     |                  |

## 6. Boundaries for multiple fault classes

When multiple faults are simulated by summing the influence of each fault parameter, there is the risk that the simulated fault exceeds a severity limit of real faults. In Fig.3, a multiple class  $D_1$  created by two fault parameters is illustrated. The point “0” corresponds here to an engine normal state. Each of the vectors  $OL_1$  and

$OL_2$  results from the change of one fault parameter. Points  $L_1$  and  $L_2$  and vector lengths  $l_1$  and  $l_2$  correspond to an engine health limit. An area  $\Omega_1$  of deviation vectors  $\vec{Z}$  without errors presents a parallelogram and area  $\Omega_1^*$  corresponds to deviation vectors  $\vec{Z}^*$  with errors. It can be seen that vectors  $\vec{Z}$  in the upper right corner of the parallelogram can be longer than base vectors  $OL_1$

and  $OL_2$  produced by a maximal change of the corresponding fault parameters. In other words, simulated faults can have higher severity than real ones.

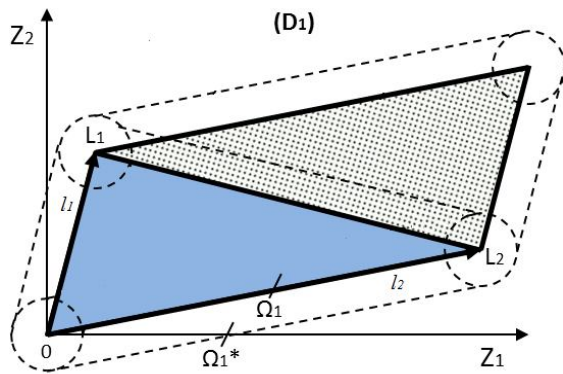


Fig. 5. Straight line boundary

To make the simulated faults more realistic, we previously used a linear boundary  $L_1L_2$  that restricts fault pattern vectors inside the triangle  $OL_1L_2$ . However, this boundary becomes too restrictive when the angle  $L_1OL_2$  increases.

An ideal boundary seems to us like a smooth curve formed by a vector that turns from  $OL_1$  to  $OL_2$  and gradually changes its length from  $l_1$  to  $l_2$  proportionally to the turning angle. It is proposed to express this length by:

$$l = l_1 + (l_2 - l_1) \frac{\alpha}{\alpha_{12}}, \quad (9)$$

where  $\alpha_i$  is the angle between a current vector and the first base vector and  $\alpha_{12}$  is the angle between the two base vectors. As can be seen, the boundary determined by (9) corresponds to the Archimedean spiral. Figure 6 illustrates action of the proposed boundary: the deviation vectors  $\vec{Z}$  that are inside the curve are only accepted.

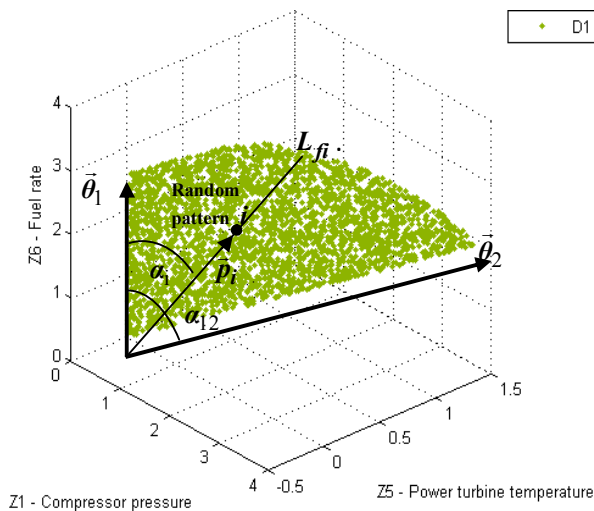


Fig. 6. Archimedean spiral boundary (Two fault parameters)

The described boundary rule can be easily extended on the case of three fault parameters illustrated by Fig.7. The boundary vector of the length  $l$  determined in the plane of the first and second fault parameters (orange area) is considered as a base vector. The second base vector  $OL_3$  is produced by the third fault parameters. The boundary is determined in the plane of these two base vectors (green area). For the case of four and more fault parameters, we only need to repeat the above procedure.

To better understand the importance of the new boundary, three boundary options have been examined: no boundary (parallelogram area  $\Omega_1$ ), straight line (triangle area  $\Omega_1$ ), and Archimedean spiral. The boundaries were applied for multiple faults of classification variations 2 and 12. For each option and each variation, the three selected neural networks were used by turn for computing average true diagnosis probabilities  $P_{av}$ . Table 6 contains all the results, which help to draw the following conclusions. First, the new boundary results in a visible change of the probability  $P_{av}$  (up to 0.04). This change can be greater for particular fault classes. Second, for all cases the “Archimedean spiral” probability occupies an intermediate position between “No boundary” probability and “Straight line” probability. This is naturally explained by the fact that the Archimedean spiral curve is situated between the straight line and the parallelogram sides. Third, for the new boundary, the difference between the recognition techniques (three networks) remains small: 0.0045 for classification variation 2 and 0.0133 for variation 12.

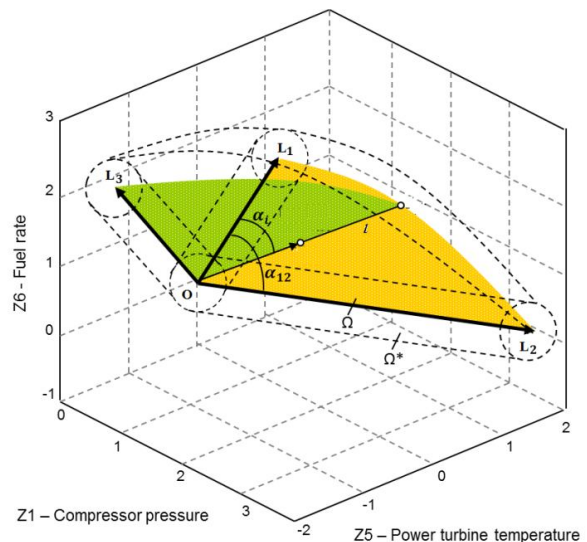


Fig. 7. Archimedean spiral boundary (Three fault parameters)

Table 5

Average true diagnosis probabilities  $P_{av}$  for different classification variations

| Variation | Probabilities |        |        |  | Time       |            |        |
|-----------|---------------|--------|--------|--|------------|------------|--------|
|           | MLP           | RBN    | PNN    |  | MLP        | RBN        | PNN    |
| 1         | 0.8172        | 0.8169 | 0.8099 |  | 20 min     | 4 h 11 min | 27 min |
| 2         | 0.8732        | 0.8759 | 0.8720 |  | 36 min     | 57 min     | 6 min  |
| 3         | 0.8091        | 0.8072 | 0.8037 |  | 59 min     | 3 h 48 min | 29 min |
| 4         | 0.8490        | 0.8524 | 0.8474 |  | 5 h 32 min | 2 h 44 min | 23 min |
| 5         | 0.8033        | 0.8080 | 0.8036 |  | 2 h 21 min | 2 h 2 min  | 14 min |
| 6         | 0.6805        | 0.7319 | 0.7316 |  | 6 h 42 min | 4 h 34 min | 36 min |
| 7         | 0.7362        | 0.7616 | 0.7567 |  | 5 h 28 min | 4 h 41 min | 30 min |
| 8         | 0.7828        | 0.7965 | 0.7910 |  | 1 h 10 min | 3 h 40 min | 27 min |
| 9         | 0.9279        | 0.9280 | 0.9260 |  | 26 min     | 1 h 6 min  | 6 min  |
| 10        | 0.7909        | 0.8017 | 0.7930 |  | 4 h 39 min | 3 h 41 min | 22 min |
| 11        | 0.8075        | 0.7867 | 0.7775 |  | 4 h 44 min | 2 h 21 min | 14 min |
| 12        | 0.8209        | 0.8184 | 0.8076 |  | 6 h 21 min | 2 h 19 min | 17 min |

Table 6

Average true diagnosis probabilities  $P_{av}$  for different fault severity boundaries

| Boundary option    | Probabilities |        |        |  |              |        |        |
|--------------------|---------------|--------|--------|--|--------------|--------|--------|
|                    | Variation 2   |        |        |  | Variation 12 |        |        |
|                    | MLP           | RBN    | PNN    |  | MLP          | RBN    | PNN    |
| No boundary        | 0.9164        | 0.9182 | 0.9140 |  | 0.8288       | 0.8248 | 0.8156 |
| Straight line      | 0.8732        | 0.8759 | 0.8720 |  | 0.8120       | 0.8105 | 0.8005 |
| Archimedean spiral | 0.9121        | 0.9136 | 0.9091 |  | 0.8209       | 0.8184 | 0.8076 |

## Conclusions

In investigations and practice of gas turbine diagnosis, fault classifications vary considerably. That is why, the present paper proposes a flexible fault classification that allows creating any necessary totality of fault classes of different types. Twelve classification variations were introduced and investigated in the paper. For each variation, an average probability of correct fault diagnosis was determined using by turn on of three neural networks as a fault recognition technique. Additionally, a new boundary that restricts fault severity was proposed and examined. The following conclusions have been drawn as a result of the investigations:

- the procedure of flexible classification has proven to create any necessary totality of fault classes of different type y complexity. Formation of a new classification variation and change from one variation to another is simple and does not need reprogramming the software;

- for all classification variation examined, three networks provide practically equal average probability of correct diagnosis. This confirms the conclusion made in previous studies that many recognition techniques can have the same diagnostic accuracy;

- among the three networks, the probabilistic neural network seems to be simplest gas turbine fault recognition technique;

- the new boundary (Archimedean spiral) proposed for restricting the severity of simulated faults makes the simulation more realistic and allows to determine more precisely the level of diagnostic accuracy.

## Acknowledgments

The work has been carried out with the support of the National Polytechnic Institute of Mexico (research project 20144199) and the National Council of Science and Technology (CONACYT).

## References

1. Romessis, C. *Bayesian Network Approach for Gas Path Fault Diagnosis [Text]* / C. Romessis, K. Mathioudakis // *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2006. – Vol. 128, Issue 1. – P. 64-72.
2. Loboda, I. *Gas Turbine Fault Recognition Trustworthiness [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov // *Cientifica, Revista del Instituto Politecnico Nacional de Mexico*. – 2006. – Vol. 10, Is. 2. – P. 65-74.
3. Butler, S. *An Assessment Methodology for Data-Driven and Model Based Techniques for Engine Health Monitoring [Text]* / S. W. Butler, K. R. Pattipati, A. J. Volponi // *Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain, May 8-11, 2006*. – 9 p.
4. García Díaz, J. *Diagnóstico de Turbinas de Gas con el Criterio de la Densidad de Probabilidad [Text]* / J. García Díaz, I. Loboda, J. L. Pérez Ruiz // *Proceedings of the VII International Congress of Electromechanical and Systems Engineering, Mexico City, Mexico, Oct 27-31, 2014*. – 7 p.
5. Loboda, I. *A Generalized Fault Classification for Gas Turbine Diagnostics on Steady States and Transients [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov, Ya. Feldshteyn // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2007. – Vol. 129, No.4. – P. 977-985.

6. Pinelli, M. *Gas Turbine Field Performance Determination: Sources of Uncertainties [Text]* / M. Pinelli, P. R. Spina // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2002. – Vol. 124, No. 1. – P. 155-160.

7. Pérez Ruiz, J.L. *Clasificación Flexible de Fallas para el Diagnóstico Paramétrico de Turbinas de Gas [Text]* / J. L. Pérez Ruiz, I. Loboda, I. González Castillo // *Proceedings of the VII International Congress of Electromechanical and Systems Engineering, Mexico City, Mexico, Oct 27-31, 2014*. – 8 p.

8. Kamboukos, Ph. *Comparison of Linear and Nonlinear Gas Turbine Performance Diagnostics [Text]* / Ph. Kamboukos, K. Mathioudakis // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2005. – Vol. 127, No. 1. – P. 49-56.

9. Loboda, I. *Gas turbine fault recognition using probability density estimation [Text]* / I. Loboda // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014 International Technical Congress, Dusseldorf, Germany, June 16-20, 2014*. – 13 p., ASME Paper No. GT2014-27265.

Поступила в редакцию 7.11.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

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

## ГНУЧКА КЛАСИФІКАЦІЯ ДЕФЕКТІВ ДЛЯ ДІАГНОСТУВАННЯ ГТД

*Х. Л. Перес Руїс, І. І. Лобода*

Діагностичні алгоритми, які засновано на вимірюваних параметрах і моделях проточної частини, здатні діагностувати не тільки дефекти самої проточної частини, а й несправності систем вимірювання та керування. Так як різноманітність проявів дефектів ГТД велике, вони об'єднуються у обмежене число класів дефектів. Існують різні принципи формування класів та багато конкретних класифікацій, застосовуваних на практиці. На стадії досліджень важко передбачити яка саме класифікація буде потім прийнята в реальній системі контролю, тому дослідники зазвичай експериментують з різними типами класів та їх кількістю. В даній статті пропонується підхід, який дозволяє створення численних варіантів класифікації, що включають складні і більш реалістичні класи дефектів. Цей підхід також дозволяє легку зміну аналізованого варіанта класифікації та методу розпізнавання, застосовуваного для цього варіанту. Для кожної класифікації і кожного методу визначається ймовірність правильного діагностування і час розрахунку, які є критеріями ефективності діагностування. Таким чином, пропонований підхід дозволяє вивчити вплив класифікації дефектів на ефективність діагностування ГТД. Дослідження в статті виконано для силової установки, використовуваної для перекачки природного газу. Проаналізовано 12 варіантів класифікації з використанням трьох методів розпізнавання: Багатошаровий Персептрон, Мережа з Радіальними Засадничими Функціями і Імовірнісна Нейронна Мережа. Крім того, запропоновано нову межу розвитку дефектів. Вона досліджена шляхом порівняння з двома іншими варіантами кордону.

**Ключові слова:** діагностика ГТД, розпізнавання образів, гнучка класифікація дефектів, кордон розвитку дефектів.

## ГИБКАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ ДЕФЕКТОВ ДЛЯ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ГТД

*Х. Л. Перес Руїс, И. И. Лобода*

Диагностические алгоритмы, основанные на измеряемых параметрах и моделях проточной части, способны диагностировать не только дефекты самой проточной части, но и неисправности систем измерения и управления. Так как разнообразие проявления дефектов ГТД велико, они объединяются в ограниченное число классов дефектов. Существуют различные принципы формирования классов и много конкретных классификаций, применяемых на практике. На стадии исследований трудно предсказать какая именно классификация будет потом принята в реальной системе контроля, поэтому исследователи обычно экспериментируют с разными типами классов и их количеством. В данной статье предлагается подход, который позволяет создание многочисленных вариантов классификации, включающих сложные и более реалистичные классы дефектов. Этот подход также позволяет легкую смену анализируемого варианта классификации и метода распознавания, применяемого для этого варианта. Для каждой классификации и каждого метода определяется вероятность правильного диагностирования и время расчета, которые являются критериями эффективности диагностирования. Таким образом, предлагаемый подход позволяет изучить влияние классификации дефектов на эффективность диагностирования ГТД. Исследования в статье выполнены для силовой установки, используемой для перекачки природного газа. Проанализировано 12 вариантов классификации с использованием трех методов распознавания: Многослойный Персептрон, Сеть с Радиальными Базисными Функциями и Вероятностная Нейронная Сеть. Кроме того, предложена новая граница развития дефектов. Она исследована путем сравнения с двумя другими вариантами границы.

**Ключевые слова:** диагностика ГТД, распознавание образов, гибкая классификация дефектов, граница развития дефектов.

**Хуан Луис Перес Руїс** – студент магистратуры, Национальный политехнический институт, Мексика.

**Лобода Игорь Игоревич** – канд. техн. наук, доцент, преподаватель, Национальный политехнический институт, Мексика, Мехико, e-mail: iloboda@ipn.mx.

УДК 621.433:621.57

Р. Н. РАДЧЕНКО, А. В. ГРИЧ

Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Украина

## ДВУХСТУПЕНЧАТОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ ПРИТОЧНОГО ВОЗДУХА ГАЗОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТРИГЕНЕРАЦИОННОЙ УСТАНОВКИ

Выполнен анализ эффективности охлаждения приточного воздуха машинного отделения когенерационных газовых двигателей тригенерационной установки автономного энергообеспечения. Рассмотрены одно- и двухступенчатое охлаждения воздуха с использованием хладоносителя от абсорбционной бромистолитиевой холодильной машины и хладоносителя с более низкой температурой, полученного в комбинированной двухступенчатой теплоиспользующей холодильной машине. По результатам анализа предложены способы тепловлажностной обработки приточного воздуха машинного отделения, обеспечивающие его глубокое охлаждение.

**Ключевые слова:** охлаждение, тригенерационная установка, машинное отделение, газовый двигатель, воздухоохладитель.

### Анализ проблемы и постановка цели исследования

Топливная экономичность газовых двигателей (ГД) зависит от температуры воздуха на входе и снижается с ее повышением. Температура воздуха в машинном отделении (МО), откуда воздух поступает в ГД, обычно поддерживается системой вентиляции или теплоиспользующей системой охлаждения (ТСО) приточного воздуха в центральном кондиционере с использованием холодной воды, поступающей от абсорбционной бромистолитиевой холодильной машины (АБХМ), утилизирующей сбросную теплоту ГД [1, 2]. Из-за больших объемов МО охлаждение приточного воздуха связано со значительными энергозатратами.

**Цель исследования** – обоснование рационального способа охлаждения приточного воздуха МО когенерационных газовых двигателей.

### Результаты исследования

Анализ эффективности охлаждения приточного воздуха МО произведен на примере автономной теплоэлектростанции завода ООО "Сандора" – "Pepsico Ukraine" (пос. Южный, Николаевская обл.). Установка включает два когенерационных ГД JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (электрическая мощность одного ГД 1400 кВт, тепловая мощность 1500 кВт), АБХМ типа AR-D500L2 Century (холодильной мощностью 2000 кВт) и два центральных кондиционера CIC Jan HREBEC (Чехия) H.63 (холодопроизводительностью по 350 кВт и объемным расходом воздуха по 60000 м<sup>3</sup>/ч каждый).

Вследствие значительных тепловыделений от ГД и теплопритоков извне температура воздуха в МО и на входе ГД  $t_{вх}$  достигает 30 °С, что всего лишь на 5...7 °С ниже, чем наружного воздуха  $t_{нв}$  (19.07.11, пос. Южный Николаевской обл., рис. 1).

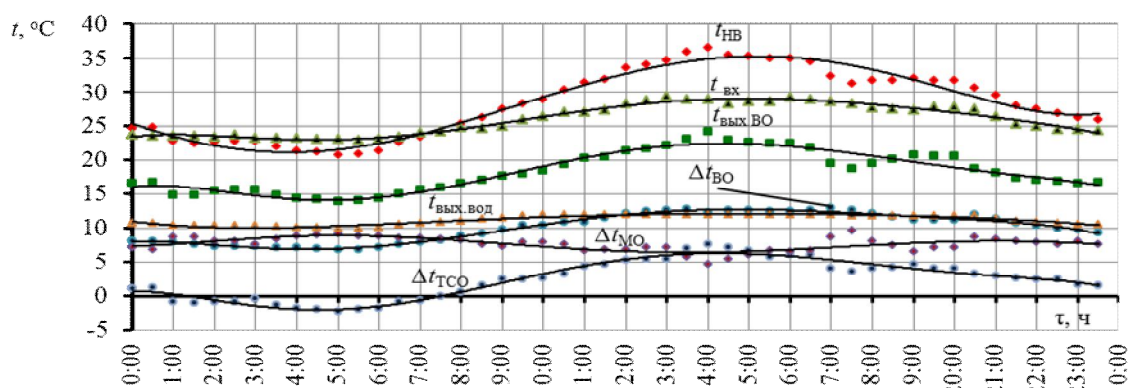


Рис. 1. Изменение температуры наружного воздуха  $t_{нв}$ , на входе ГД  $t_{вх}$ , на выходе из ВО  $t_{вых.ВО}$ , воды на выходе из ВО  $t_{вых.вод}$ , а также снижение температуры воздуха в ВО  $\Delta t_{ВО} = t_{нв} - t_{вых.ВО}$ , в ТСО  $\Delta t_{ТСО} = t_{нв} - t_{вх}$  и нагрев воздуха в МО  $\Delta t_{МО} = t_{вх} - t_{вых.ВО}$  в течение суток при расходе воздуха 60000 м<sup>3</sup>/ч

При этом теплота, отведенная от ГД, используется в АБХМ для получения холодной воды с температурой  $7...10\text{ }^{\circ}\text{C}$ , которая является хладоносителем для технологических нужд и воздухоохладителей (ВО) центральных кондиционеров, из которых охлажденный и осушенный воздух подается в МО, откуда поступает на всасывание ТК двигателей. При сокращении подачи холода ( $\tau = 1^{00} - 6^{00}$ ) температура в МО превышает температуру наружного воздуха.

Из-за большого расхода воздуха  $G_B = 60000\text{ м}^3/\text{ч}$  снижение температуры приточного воздуха в ВО кондиционеров незначительное:  $\Delta t_{BO} = t_{HВ} - t_{BO2} = 10...12\text{ }^{\circ}\text{C}$  в наиболее напряженные часы  $\tau = 10^{00} - 18^{00}$ . Результаты расчета параметров ВО показывают, что при уменьшенном расходе воздуха  $G_B = 35000\text{ м}^3/\text{ч}$  достигают более глубокого охлаждения воздуха в ВО:  $\Delta t_{BO} = t_{HВ} - t_{BO2} = 15...17\text{ }^{\circ}\text{C}$  (против  $\Delta t_{BO} = t_{HВ} - t_{BO2} = 10...12\text{ }^{\circ}\text{C}$  при  $G_B = 60000\text{ м}^3/\text{ч}$  на рис. 1) с понижением температу-

ры воздуха на выходе из ВО до  $t_{BO2} = 18\text{ }^{\circ}\text{C}$  (против  $t_{BO2} = 25\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) при максимальной  $t_{HВ} = 36\text{ }^{\circ}\text{C}$  (рис. 2).

При этом охлажденный воздух целесообразно подавать к ТК отдельным воздухопроводом, что обеспечивает более глубокое охлаждение воздуха в ВО до  $t_{BX} = t_{BO2} = 15...18\text{ }^{\circ}\text{C}$  и в целом в ТСО  $\Delta t_{TCO} = \Delta t_{BO} = t_{HВ} - t_{BO2} = 15...17\text{ }^{\circ}\text{C}$  (рис. 2) по сравнению с  $t_{BX} = 25...27\text{ }^{\circ}\text{C}$  и  $\Delta t_{TCO} = t_{HВ} - t_{BX} = 5...7\text{ }^{\circ}\text{C}$  при подаче всего воздуха  $G_B = 60000\text{ м}^3/\text{ч}$  в МО, откуда – на вход ГД (рис. 1).

Температура воздуха на выходе ВО ограничивается температурой воды, подаваемой от АБХМ:  $t_{ВХ.ВОД} = 7\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Для более глубокого охлаждения (рис. 3) температура охлаждающей воды должна быть ниже:  $t_{ВХ.ВОД} = 3...4\text{ }^{\circ}\text{C}$ , получить которую можно, дополнительно охлаждая воду от АБХМ, например, с помощью эжекторной холодильной машины (ЭХМ).

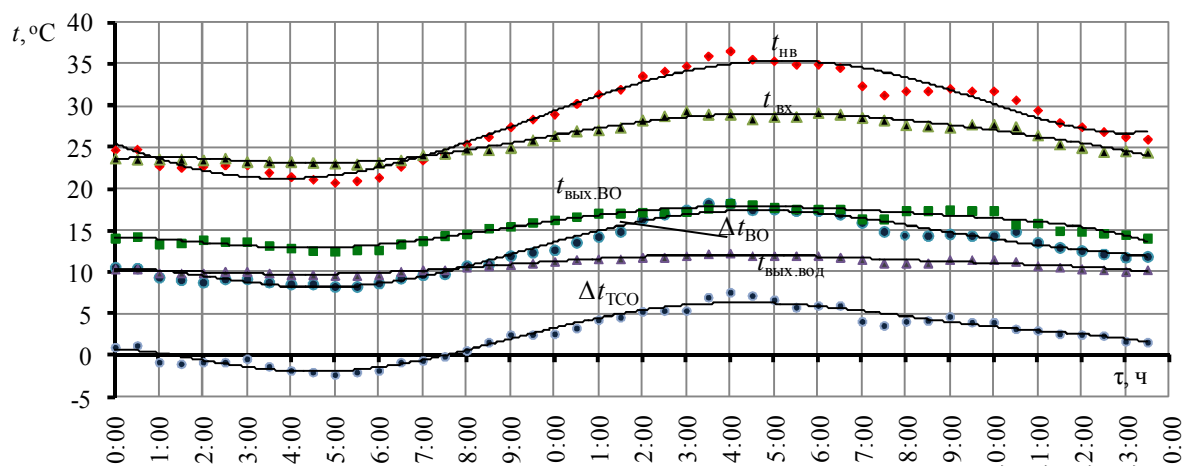


Рис. 2. Изменение температуры наружного воздуха  $t_{HВ}$ , на входе ТК ГД  $t_{ВХ}$ , на выходе из ВО  $t_{ВЫХ.ВО}$ , температуры воды на выходе из ВО  $t_{ВЫХ.ВОД}$ , а также снижение температур воздуха в ВО  $\Delta t_{BO} = t_{HВ} - t_{ВЫХ.ВО}$ , в ТСО  $\Delta t_{TCO} = t_{HВ} - t_{ВХ}$  в течение суток при расходе воздуха  $35000\text{ м}^3/\text{ч}$

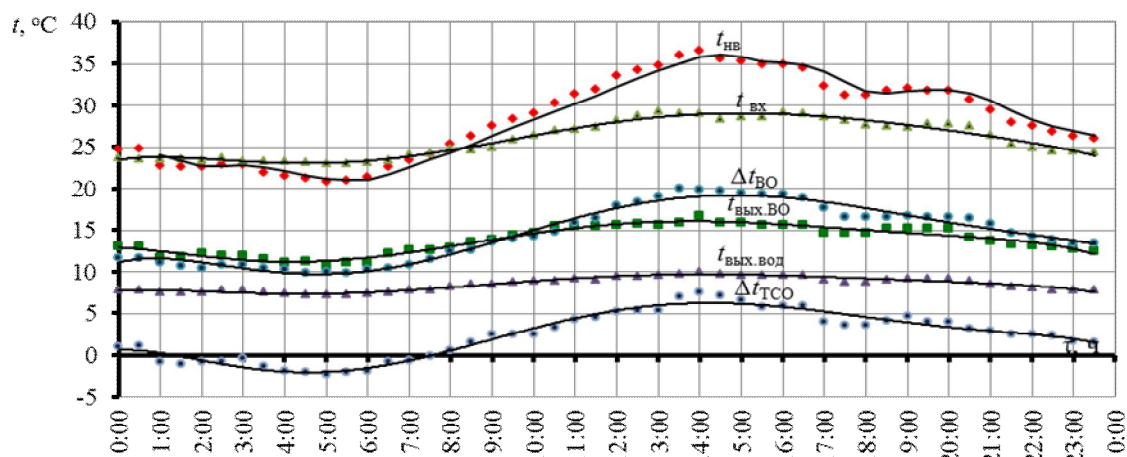


Рис. 3. Изменение температуры воздуха и воды при температуре охлаждающей воды  $t_{ВХ.ВОД} = 4\text{ }^{\circ}\text{C}$

Как видно, глубина охлаждения в самое жаркое время суток возросла  $\Delta t_{\text{ВО}} = 20^\circ\text{C}$  по сравнению с  $\Delta t_{\text{ВО}} = 17^\circ\text{C}$  при температуре охлаждающей воды на входе ВО  $t_{\text{вх.вод}} = 7^\circ\text{C}$  (рис. 2). Но поскольку ВО имеет небольшую глубину по ходу воздуха (3 ряда) температура  $t_{\text{ВО2}}$  остается сравнительно высокой и при температуре охлаждающей воды  $t_{\text{вх.вод}} = 7^\circ\text{C}$ .

Чтобы понизить температуру воздуха  $t_{\text{ВО2}}$  на выходе ВО, можно использовать двухступенчатые системы охлаждения воздуха – с подачей в первую (высокотемпературную) ступень ВО<sub>1</sub> охлаждающей воды с температурой  $t_{\text{вх.вод}} = 7^\circ\text{C}$  (от АБХМ), а во вторую (низкотемпературную) ступень ВО<sub>2</sub> воды с температурой  $t_{\text{вх.вод}} = 4^\circ\text{C}$ , дополнительно охлажденной в ЭХМ (рис. 4).

В рассматриваемом варианте в качестве ВО<sub>1</sub> используется трехрядный ВО производства фирмы Güntner, которым оборудован центральный кондиционер. Приточный воздух, проходя через ВО<sub>1</sub> ( $t_{\text{вх.вод1}} = 7^\circ\text{C}$ ), охлаждается от  $t_{\text{нв}}$  до  $t_{\text{вых.ВО.1}}$  (рис. 5). При этом глубина охлаждения воздуха в ВО<sub>1</sub> в самое жаркое время суток  $\Delta t_{\text{ВО.1}} = 18^\circ\text{C}$ .

Температура воды, доохлажденной в ЭХМ, на входе ВО<sub>2</sub>:  $t_{\text{вх.вод.2}} = 4^\circ\text{C}$ , расходы воды через обе ступени ВО одинаковые:  $50 \text{ м}^3/\text{ч}$ . Температура воздуха на входе в ВО<sub>2</sub>  $t_{\text{вх.ВО.2}} = t_{\text{вых.ВО.1}}$ . Из рис. 6 видно, что глубина охлаждения во второй ступени ВО  $\Delta t_{\text{ВО.2}} = 8^\circ\text{C}$ , меньше по сравнению с первой  $\Delta t_{\text{ВО.1}} = 18^\circ\text{C}$ .

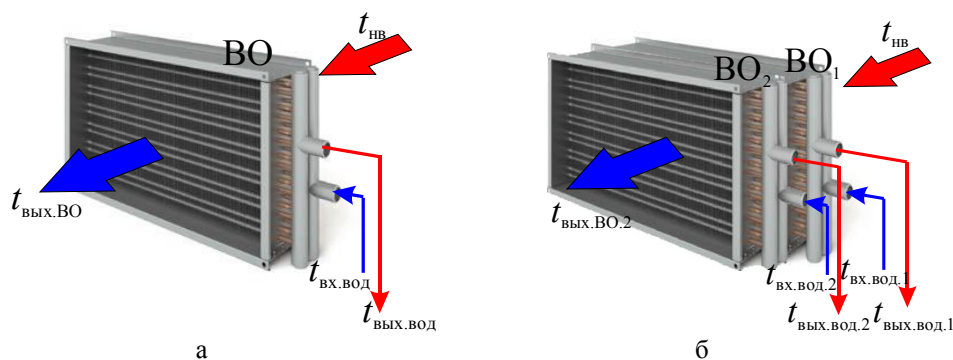


Рис. 4. Принципиальная схема (а) одноступенчатого охлаждения приточного воздуха, (б) двухступенчатого охлаждения приточного воздуха

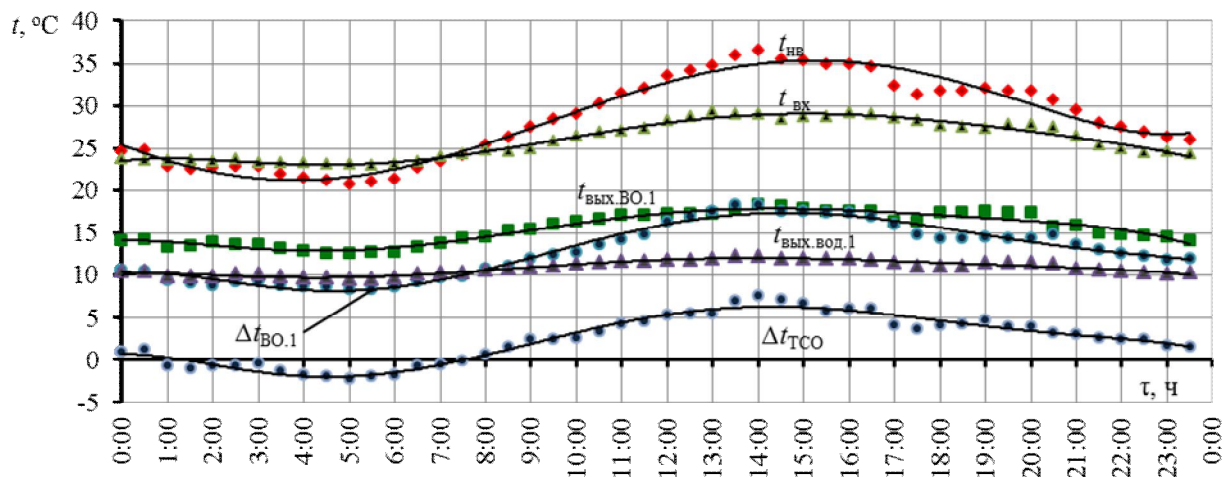


Рис. 5. Изменение температуры наружного воздуха  $t_{\text{нв}}$ , на входе ТК ГД  $t_{\text{вх}}$ , на выходе из первой ступени ВО  $t_{\text{вых.ВО.1}}$ , охлаждающей воды на выходе из первой ступени ВО  $t_{\text{вых.вод.1}}$ , а также снижения температур воздуха в первой ступени ВО  $\Delta t_{\text{ВО.1}} = t_{\text{нв}} - t_{\text{вых.ВО.1}}$ , в ТСО  $\Delta t_{\text{ТСО}} = t_{\text{нв}} - t_{\text{вх}}$  в течение суток при расходе воздуха  $35000 \text{ м}^3/\text{ч}$

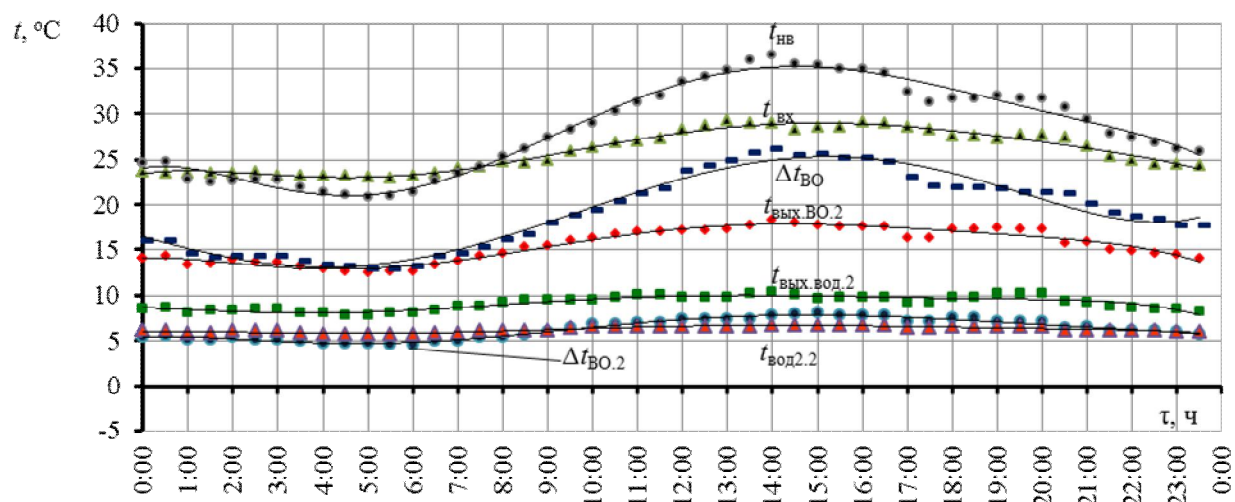


Рис. 6. Изменение температуры наружного воздуха  $t_{нв}$ , на входе ТК ГД  $t_{вх}$ , на выходе из первой ступени ВО  $t_{вых.ВО.1}$ , на выходе из второй ступени ВО  $t_{вых.ВО.2}$ , охлаждающей воды на выходе из второй ступени ВО  $t_{вых.вод.2}$ , а также снижение температур воздуха во второй ступени ВО  $\Delta t_{ВО.2} = t_{вых.ВО.1} - t_{вых.ВО.2}$ , полная глубина охлаждения приточного воздуха  $\Delta t_{ВО} = t_{нв} - t_{вых.ВО.2}$ , в ТСО  $\Delta t_{ТСО} = t_{нв} - t_{вх}$  в течение суток при расходе воздуха 35000 м<sup>3</sup>/ч

При этом тепловая нагрузка  $Q_{0.1}$  на первую ступень ВО<sub>1</sub> значительно превышает ее величину  $Q_{0.2}$  на ВО<sub>2</sub> (рис. 7). Обращает на себя внимание и то обстоятельство, что хотя влагосодержание воздуха после первой ступени ВО<sub>1</sub> и уменьшается, так как часть водяных паров конденсируется из влажного воздуха, коэффициент влаговываждения ( $\xi$  - отношение полного количества теплоты, отведенной от воздуха, к ее явной составляющей, определяемой разностью температур воздуха)  $\xi_2$  в ВО<sub>2</sub> больше  $\xi_1$  в ВО<sub>1</sub>. Это объясняется возрастанием относительной влажности воздуха в процессе охлаждения с приближением к линии насыщения.

Полная глубина двухступенчатого охлаждения

приточного воздуха в самое жаркое время суток (12<sup>00</sup>-14<sup>00</sup>) составляет  $\Delta t_{ВО} = t_{нв} - t_{вых.ВО.2} = 28..29$  °C, что значительно больше, чем при одноступенчатом:  $\Delta t_{ВО} = t_{нв} - t_{вых.ВО} = 17..18$  °C. При этом температура воздуха на выходе из двухступенчатого ВО не превышает 10,4 °C по сравнению с базовым вариантом, когда она достигала 28 °C.

При подаче более глубоко охлажденного воздуха (благодаря уменьшению расхода воздуха через кондиционер) отдельным воздуховодом на вход ГД сокращается также тепловая нагрузка на систему оборотного охлаждения наддувочной газозвдушной смеси ГД, что способствует стабилизации теплового состояния двигателей.

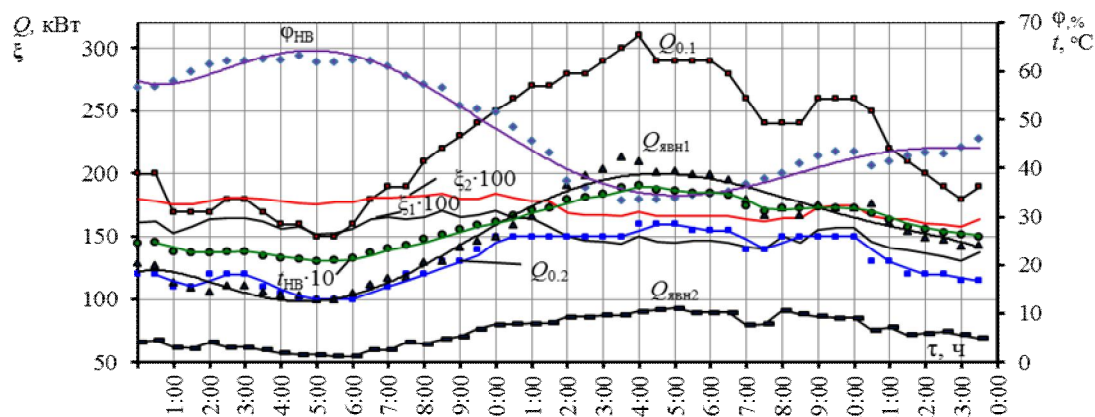


Рис. 7. Изменение холодопроизводительности первой ступени ВО  $Q_{0.1}$ , второй ступени ступени ВО  $Q_{0.2}$ , явная холодопроизводительности первой ступени ВО  $Q_{явн1}$ , явная холодопроизводительности второй ступени ВО  $Q_{явн2}$ ,  $\xi_1 \cdot 100$  коэффициент влаговываждения первой ступени,  $\xi_2 \cdot 100$  коэффициент влаговываждения второй ступени,  $\phi_{нв}$  относительная влажность наружного воздуха

## Заключение

Предложена теплоиспользующая двухступенчатая система охлаждения приточного воздуха МО с подачей охлажденного воздуха непосредственно на вход ГД отдельным воздухопроводом, которая дает возможность существенно сократить расход охлаждаемого воздуха, увеличить глубину его охлаждения при снижении затрат холода и обеспечить стабилизацию теплового состояния ГД.

## Литература

1. Радченко, А. Н. *Согласование работы когенерационного модуля газового двигателя и абсорбционного термотрансформатора [Текст] / А. Н. Радченко, А. В. Коновалов, Л. А. Остапенко // Газотурбинные технологии. – Рыбинск, Россия, 2013. – № 4 (115). – С. 30–33.*
2. *Согласование работы абсорбционного термотрансформатора с когенерационным газопоршневым модулем установки автономного энергообеспечения [Текст] / А. Н. Радченко, А. В. Коновалов, А. В. Остапенко, А. С. Манилов // Вестник двигателестроения. – 2012. – № 2. – С. 65–69.*

*Поступила в редакцию 15.09.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014*

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор М. Г. Хмельнюк, Одесская национальная академия пищевых технологий, Одесса.

## ДВОСТУПЕНЕВЕ ОХОЛОДЖЕННЯ ПРИТОЧНОГО ПОВІТРЯ ГАЗОВИХ ДВИГУНІВ ТРИГЕНЕРАЦІЙНОЇ УСТАНОВКИ

*Р. М. Радченко, А. В. Грич*

Виконано аналіз ефективності охолодження приточного повітря машинного відділення когенераційних газових двигунів тригенераційної установки автономного енергозабезпечення. Розглянуто одно- та двоступеневе охолодження повітря з використанням холодоносія від абсорбційної бромистолітійової холодильної машини та холодоносія з більш низькою температурою, отриманого у комбінованій двоступеневій тепловикористовуючій холодильній машині. За результатами аналізу запропоновано способи тепловологісної обробки приточного повітря машинного відділення, які забезпечують його глибоке охолодження.

**Ключові слова:** охолодження, тригенераційна установка, машинне відділення, газовий двигун, повітроохолоджувач.

## TWO-STAGE COOLING INTAKE AIR FOR GAS ENGINES OF TRIGENERATION PLANT

*R. N. Radchenko, A. V. Grych*

The efficiency of cooling intake air of engine room for cogeneration gas engines of trigeneration plant for integration power supply has been analyzed. One and two-stage cooling air with the use of coolant from absorption lithium-bromide chiller and a coolant with lower temperature received in combined two-stage waste heat recovery chiller is discussed. The approaches of heat humidity treatment of engine room intake air that provide its deep cooling have been proposed as a result of analysis.

**Key words:** cooling, trigeneration plant, engine room, gas engine, air cooler.

**Радченко Роман Николаевич** – канд. техн. наук, доц. кафедры кондиционирования и рефрижерации, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

**Грич Артем Викторович** – аспирант кафедры кондиционирования и рефрижерации, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: grich.artem@mail.ru.

УДК 004.9:658.7(075.8)

**О. И. МОРОЗОВА, И. А. СЫПЧЕНКО***Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ И СРЕДСТВ МОДЕЛИРОВАНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В ПРОМЫШЛЕННОЙ ЛОГИСТИКЕ**

*В статье проведен анализ современных информационных систем и средств моделирования, используемых в промышленной логистике. Информационные системы позволяют объединить и оптимизировать работу предприятия в целом. Предлагается использование как по отдельности каждой из рассмотренных систем, так и в комплексе. Кроме этого, если рассматривать современное предприятие как сложную кибернетическую систему, то возникает задача максимального соответствия архитектуры предприятия целям его деятельности. Для решения данной задачи показаны информационные системы и средства моделирования.*

**Ключевые слова:** информационные системы, средства моделирования, промышленная логистика, технически сложная продукция, оптимизация работы предприятия.

**Введение**

На данном этапе развития промышленности наблюдается тенденция увеличения спроса на использование информационных систем и технологий при производстве технически сложной продукции в авиационной отрасли. В условиях роста объемов производства, расширении предприятия возникает вопрос о согласованности деятельности каждого из подразделений предприятия. На рисунке 1 показана упрощенная структура промышленного предприятия [1].

Целью данной работы является обзор и анализ существующих на сегодняшний день систем и программных продуктов позволяющих объединить и оптимизировать работу предприятия в целом. Предлагается использование как по отдельности каждого из рассмотренных систем и программных продуктов, так и в комплексе. Кроме этого, если рассматривать современное предприятие как сложную кибернетическую систему, то возникает задача максимального соответствия архитектуры предприятия целям его деятельности [2].

**1. Информационные системы**

Если рассматривать промышленное предприятие как совокупность отдельных направлений деятельности, то среди них можно выделить основные: бизнес-планирование, производственный процесс, складирование и транспортировка.

Для каждого из данных направлений можно предложить наиболее подходящие программные продукты. Среди них: Project Expert, DELMIA, SAP Business Suite, BAAN, в частности модуль «BAAN –

сбыт, снабжение, склады», Oracle JD Edwards, Microsoft Dynamics AX (Ахарт), «1С. Предприятие», в частности «1С. Предприятие. Управление торговлей» и «1С. Предприятие. Управление производственным предприятием» (рис. 2). Остановимся подробнее на каждом из них.

**1.1. Project Expert**

Project Expert – наиболее популярный программный продукт, хорошо зарекомендовавший себя на практике, это целая система разработки финансовых планов и инвестиционных проектов, отвечающая международным стандартам. В основу Project Expert положена методика UNIDO (United Nations Industrial Development Organization) по оценке инвестиционных проектов и методика финансового анализа, определенная международными стандартами бухгалтерского учета IAS (International Accounting Standards). Это означает, что иностранные инвесторы будут в состоянии разобраться в бизнес-плане и адекватно оценить его показатели.

В соответствии с методиками UNIDO программа Project Expert формирует балансовый отчет и другие финансовые отчеты, в которых отражаются различные показатели [3].

**1.2. DELMIA**

В настоящее время предприятия должны постоянно повышать производительность для того, чтобы успешно конкурировать на рынке. Для этого требуются сокращение сроков поставок, уменьшение текущих расходов, оптимальное использование производственных мощностей, оптимизация материальных и информационных потоков.



Рис. 1. Упрощенная структура промышленного предприятия

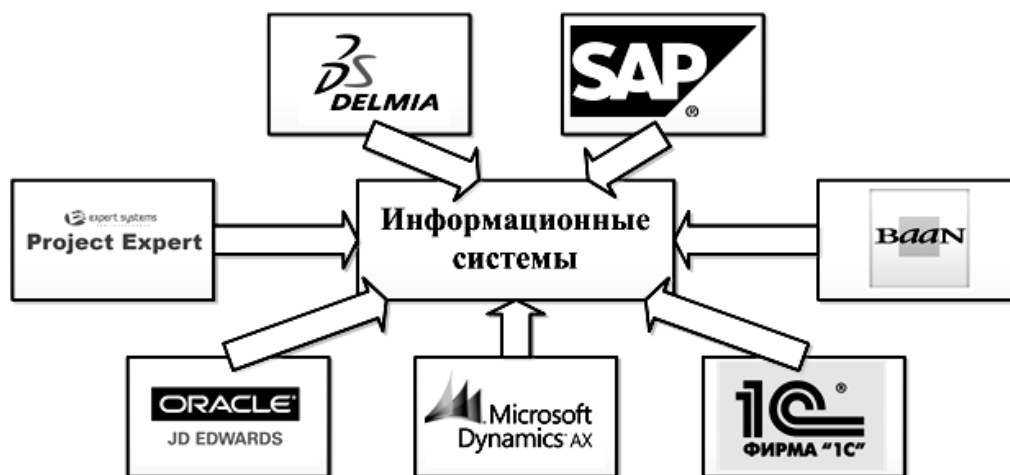


Рис. 2. Информационные системы для автоматизации деятельности подразделений предприятия

В то же время полная автоматизация, определенная ранее как конечная цель, заменяется гибридной схемой, которая автоматизирована частично, вследствие чего она легко приспосабливаема к производственной системе. Решением задач исследования, планирования и оптимизации процессов изготовления и обслуживания изделий на предприятии до начала их реального производства занимается система DELMIA. Программный комплекс DELMIA решает следующие основные задачи: планирование производственных процессов; планирование производственных помещений; анализ эргономичности производственных процессов; оптимизация производственных процессов; контроль качества, нормирование; симуляция работы конвейеров; симуляция работы промышленных роботов и роботизированных ячеек; симуляция и верификация технологических процессов сборки и др. [4].

### 1.3. SAP Business Suite

SAP Business Suite представляет собой программный комплекс, состоящий из модульных решений, которые поддерживают связанные отраслевые процессы. Благодаря этому предприятия могут одновременно осуществлять оптимизацию и реализацию бизнеса и ИТ-стратегии. Выполнять стратегии, сокращать операционные расходы, а также повышать производительность, и при этом отсутствует необходимость управлять несколькими технологическими платформами, – все это возможно за счет всесторонней поддержки бизнес-процессов с учетом отраслевой специфики каждого предприятия. Система SAP Business Suite предоставляет решения, которые поддерживают основные бизнес-процессы, а именно: управление ресурсами предприятия – SAP Enterprise Resource Planning (SAP ERP); управление

логистической сетью – SAP Supply Chain Management (SAP SCM); управление жизненным циклом продукта – SAP Product Lifecycle Management (SAP PLM); управление взаимоотношениями с клиентами – SAP Customer Relationship Management (SAP CRM); управление взаимоотношениями с поставщиками – SAP Supplier Relationship Management (SAP SRM) [5].

#### 1.4. Система BAAN

Система BAAN состоит из программных модулей (подсистем), каждый из которых отвечает за определенные логистические функции. Например, модуль «BAAN – сбыт, снабжение, склады» управляет продажами и закупками, контрактами, материальными запасами и их хранением, а также многоуровневым управлением поставками и отслеживает движение этих поставок. Данный модуль поддерживает всестороннее управление внешней логистикой и транспортировкой, при этом обеспечивает оптимизацию маршрутов, выполняет управление заказами на транспортировку и поддержку транспортных работ, а также поддержку общего складирования и управления упаковочными работами. Данный программный модуль создан для того, чтобы позаботиться о повседневном материально-техническом обеспечении производителей. Система BAAN – полностью интегрированная система материально-технического снабжения, имеет связь с планированием потребностей распределения и электронный обмен данными [6].

#### 1.5. Oracle JD Edwards

Программный комплекс модульных интегрированных отраслевых приложений Oracle JD Edwards предназначен для автоматизации главных функциональных направлений деятельности предприятий различной отраслевой направленности. Инструментальные средства Oracle JD Edwards представляют собой программную среду, позволяющую выполнять задачи различной направленности. Среди них можно выделить управление запасами, производством и транспортом [7].

#### 1.6. Microsoft Dynamics AX

Комплексная система управления предприятием Microsoft Dynamics AX (Axapta) относится к системам класса ERP II (Enterprise Resource and Relationship Processing). В системе Microsoft Dynamics AX реализовано управление финансами, отношениями с клиентами и персоналом, товарно-материальными потоками и другими областями дея-

тельности предприятий. В основе системы Microsoft Dynamics AX лежат принципы и технологии программного обеспечения Microsoft, что позволяет строить современные бизнес-процессы и интегрировать данную систему с уже работающими практически в каждой компании приложениями [8].

#### 1.7. Система программ «1С. Предприятие»

Система программ «1С. Предприятие» включает в себя платформу и прикладные решения, разработанные на ее основе и предназначенные для автоматизации деятельности организаций, предприятий и частных лиц [9]. Имеет возможность интеграции с другими системами. Отраслевое решение «1С. Предприятие. Управление торговлей» позволяет автоматизировать задачи анализа и планирования торговых операций, оперативного и управленческого учета, начиная с ведения справочников и создания первичных документов до получения различной аналитической отчетности. Отраслевое решение «1С. Предприятие. Управление производственным предприятием» – это комплексное прикладное решение, которое содержит основные контуры управления и учета на производственном предприятии. Данное решение позволяет организовать комплексную информационную систему, обеспечивающую финансово-хозяйственную деятельность предприятия и охватывающую основные бизнес-процессы.

### 2. Средства моделирования

Моделирование является средством исследования процессов и состоит из двух этапов: разработка модели и ее анализ [10]. При создании новых систем моделирование является средством исследования важных характеристик и особенностей на ранних стадиях их разработки. Рассмотрим подробнее некоторые из средств моделирования, применяемых в логистике.

#### 2.1. Vensim

Система динамического моделирования Vensim является средством моделирования, которое реализует методы системной динамики [11]. Благодаря использованию данной системы возможно строить модели, имитирующие элементы исследуемой проблемы и их взаимодействие друг с другом, а также позволяющие экспериментировать с различными стратегиями, прежде чем применять их в реальном проекте. Модели состоят из набора связанных компонентов, называемых переменными и реализуемых в виде диаграмм. Система Vensim позволяет наблюдать на одной диаграмме структуру модели и ее поведение.

## 2.2. Plant Simulation

Plant Simulation – программная среда имитационного моделирования систем и процессов. Решение предназначено для оптимизации материалопотоков, загрузки ресурсов, логистики и метода управления для всех уровней планирования от целого производства и сети производств до отдельных линий и участков. Plant Simulation входит в состав Tecnomatix (приложение для проектирования и оптимизации предприятий Tecnomatix Plant Design & Optimization) от компании Siemens PLM Software [12-13].

Plant Simulation представляет собой визуальную объектно-ориентированную среду для построения имитационных моделей широкого класса систем. По результатам моделирования автоматически собирается статистика – производительность за промежуток времени, время использования оборудования и любые другие показатели. Помимо обычного, двумерного, представления с анимацией, модель может иметь трёхмерное представление.

## 2.3. AnyLogic

Среда имитационного моделирования AnyLogic основана на объектно-ориентированной концепции и имеет ряд преимуществ. Среди них: наличие всех парадигм моделирования (высокая гибкость выбора подхода); возможность выбора между парадигмами или применение комплексного подхода; обладает всеми свойствами, необходимыми для разработки имитационных моделей [14-15].

Среда AnyLogic разработана на универсальном языке программирования Java, что позволяет среде не зависеть от вида операционной системы.

Необходимо отметить, что среда AnyLogic является одной из наиболее распространенных сред имитационного моделирования и применяется в различных областях: производственных, социально-экономических, транспортных и др. Например, в промышленности возможные варианты имитации: конвейерный транспорт, оборудование, логистика, транспорт, процесс развития предприятия и др.

## 3. Использование информационных систем и средств моделирования на промышленном предприятии

На основе анализа информационных систем и средств моделирования, можно показать использование в комбинации некоторых рассмотренных систем и средств для подразделений промышленного предприятия (см. рис. 1). Структура промышленного предприятия разбита на 5 блоков и в каждом ис-

пользуется свой программный продукт:

1. Project Expert.
2. «1С. Предприятие».
3. AnyLogic.
4. DELMIA.
5. SAP Business Suite.

Набор программных продуктов для каждого предприятия может изменяться в зависимости от типа предприятия, численности сотрудников, решаемых задач и т.д.

## Заключение

В данной статье были рассмотрены основные системы и программные продукты, направленные в первую очередь, на способствование работе предприятия при производстве технически сложной продукции и дальнейшем сопровождении готовой продукции, а также обеспечения оперативного и управленческого учета.

На основе проведенного анализа современных информационных систем и средств моделирования можно сделать вывод, что системы и средства могут быть использованы в различных комбинациях для объединения и оптимизации работы предприятия в целом. При этом возникает проблема интеграции применяемых систем и средств, что и будет направлением дальнейших исследований.

## Литература

1. Сысоев, Ю. А. Инженерно-логистический подход к созданию центров по ионно-плазменной обработке [Текст] / Ю. А. Сысоев, Т. Ю. Павленко, О. И. Морозова // *Економіка та управління підприємствами машинобудівної галузі: проблеми теорії та практики* : зб. наук. праць Нац. аерокосм. ун-та «ХАІ». – Вип. 2 (26). – Х., 2014. – С. 54–66.
2. Средства имитационного моделирования бизнес-процессов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.management.com.ua/ims/ims135.html?print>. – 10.04.2014.
3. Поляков, П. В. Программные инструменты разработки бизнес-планов: система Project Expert [Текст] : учебное пособие / П. В. Поляков, С. А. Коробов. – Волгоград : Изд-во ВолГУ, 2004. – 48 с.
4. Гусельников, В. С. Моделирование приборов, систем и производственных процессов. Приложение II. Методические рекомендации по выполнению СРС [Текст] / В. С. Гусельников, А. Л. Комисаренко ; под ред. к.т.н., доцента Е. И. Яблочникова. – СПб. : СПбГУИТМО, 2008. – 95 с.
5. Современные инструменты управления предприятием [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://khpi-iip.mipk.kharkiv.edu/library/itob/itob08.html>. – 11.04.2014.
6. Основные модули ERP-системы компании

BAAN IV [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.erp-online.ru/software/baan/>. – 12.04.2014.

7. Система управления предприятием Oracle JD Edwards EnterpriseOne [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.erp-online.ru/software/jdedwardsenterpriseone/>. – 11.04.2014.

8. Microsoft Dynamics AX (Ахapta) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ms.korusconsulting.ru/press-room/letters/letters\\_101.html](http://ms.korusconsulting.ru/press-room/letters/letters_101.html). – 12.04.2014.

9. 1С. Предприятие [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://v8.1c.ru>. – 11.04.2014.

10. Карпов, Ю. Имитационное моделирование систем. Введение в моделирование с AnyLogic 5 [Текст] / Ю. Карпов. – СПб. : БВХ-Петербург, 2005. – 400 с.

11. Королева, Н. В. Имитационная модель рекреационной зоны [Электронный ресурс] / Н. В. Королева // Вестник Адыгейского государственного университета. Серия 5: Экономика. – 2010. – № 1.

– Режим доступа: <http://cyberleninka.ru/article/n/imitatsionnaya-model-rekreatsionnoy-zony>. – 12.04.2014.

12. Plant Simulation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.plm.automation.siemens.com/ru\\_ru/products/tecnomatix/plant\\_design/plant\\_simulation.shtml](http://www.plm.automation.siemens.com/ru_ru/products/tecnomatix/plant_design/plant_simulation.shtml). – 11.04.2014.

13. Plant Simulation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Plant\\_Simulation](http://ru.wikipedia.org/wiki/Plant_Simulation). – 11.04.2014.

14. AnyLogic [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.anylogic.ru/>. – 11.04.2014.

15. Самойлов, Ю. О. Информационные средства и технологии оценки качества образовательной деятельности [Электронный ресурс] / Ю. О. Самойлов, В. В. Быстров // Труды Кольского научного центра РАН. – 2012. – № 4. – Режим доступа: <http://cyberleninka.ru/article/n/informatsionnye-sredstva-i-tehnologii-otsenki-kachestva-obrazovatelnoy-deyatelnosti>. – 12.04.2014.

Поступила в редакцию 2.09.2014, рассмотрена на редколлегии 19.11.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, доцент, зав. кафедрой аэрокосмической теплотехники П. Г. Гакал, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

## АНАЛІЗ СУЧАСНИХ ІНФОРМАЦІЙНИХ СИСТЕМ І ЗАСОБІВ МОДЕЛЮВАННЯ, ЩО ВИКОРИСТОВУЮТЬСЯ В ПРОМИСЛОВІЙ ЛОГІСТИЦІ

**О. І. Морозова, І. О. Сипченко**

У статті проведено аналіз сучасних інформаційних систем і засобів моделювання, що використовуються в промисловій логістиці. Інформаційні системи дозволяють об'єднати і оптимізувати роботу підприємства в цілому. Пропонується використання як окремо кожної з розглянутих систем, так і в комплексі. Крім цього, якщо розглядати сучасне підприємство як складну кібернетичну систему, то виникає завдання максимальної відповідності архітектури підприємства цілям його діяльності. Для вирішення даної задачі показано інформаційні системи та засоби моделювання.

**Ключові слова:** інформаційні системи, засоби моделювання, промислова логістика, технічно складна продукція, оптимізація роботи підприємства.

## ANALYSIS OF MODERN INFORMATION SYSTEMS AND MODELLING TOOLS USED IN INDUSTRIAL LOGISTICS

**O. I. Morozova, I. A. Supchenko**

The modern information systems and modelling tools used in industrial logistics were analysed in the article. Information systems allow the combining and optimizing the work of the enterprise in its entirety. It is proposed to use separately or in combination each of the considered systems. In addition, if the modern enterprise is considering as a complex cybernetic system, the problem of the maximum correspondence of enterprise architecture to goals of its activities is arose. The information systems and modelling tools of simulation for finding solution to this problem are shown.

**Key words:** information systems, modelling tools, industrial logistics, technically complex products, optimization of enterprise work.

**Морозова Ольга Игоревна** – канд. техн. наук, доцент кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: [oligmorozova@gmail.com](mailto:oligmorozova@gmail.com).

**Сипченко Ирина Александровна** – ассистент кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: [irs-79@mail.ru](mailto:irs-79@mail.ru).