

УДК 629.7.036.34: 67.02

А.В. ГАЙДАЧУК¹, А.В. ЧЕСНОКОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина²Восточнотурецкий национальный университет имени Владимира Даля, Украина

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Приводится обзор применения композиционных материалов (КМ) в газотурбинных двигателях (ГТД). Определены перспективы дальнейшего совершенствования энерговооруженности ГТД за счет изготовления термонагруженных деталей из углерод-углеродного КМ (УУКМ). Определены причины сдерживающие применение УУКМ для производства деталей ГТД, в частности сопла форсажной камеры и лопаток. Проанализировано современное состояние производства УУКМ в Украине. Определено, что реализуя созданные авторами научные основы производства деталей из УУКМ снижается длительность технологического цикла и стоимость их производства. Определены направления дальнейших исследований для реализации эффективного применения УУКМ в ГТД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, углерод-углеродный композиционный материал, критическое сечение, лопатки.

Состояние проблемы

Композиционные материалы (КМ) начали применяться в газотурбинных двигателях летательных аппаратов (ЛА) более 50 лет тому назад и с тех пор их использование достигло значительных масштабов [1]. Тенденция роста применения КМ будет усиливаться и в 21-м веке, поскольку именно эти материалы обеспечивают заданные свойства и качество, стабильность при эксплуатации и эффективность в производстве.

Увеличивается спектр применяемых КМ в узлах ЛА, в основном это вызвано необходимостью снижения массы, экономии топлива, уменьшения производственных и эксплуатационных затрат, а также решения ряда проблем, связанных с авиаупругостью, надежностью и увеличением ресурса [2].

Подъемный двигатель фирмы Роллс-ройс модели RB162, может служить примером эффективно-го применения КМ, в котором 40% деталей сделаны из стеклопластика: воздухозаборник, корпус, направляющие, рабочие лопатки, компрессоры (кроме первой ступени). Это обеспечило очень высокую тяговооруженность равную 16 при стоимости стеклопластиковых деталей, составляющей лишь 15% общей стоимости двигателя.

КМ применяются для изготовления лопаток газотурбинных двигателей (ГТД). Основным преимуществом лопаток из стеклопластиков, испытывающих суммарное воздействие центробежных, газовых и инерционных сил, является менее опасный характер их разрушения. Если металлическая лопатка ломается в корневой части, то стеклопластиковая

расслаивается от вершины к корню, и за весь период испытания двигателя RB162 не было ни одного случая отрыва такой лопатки.

По мере развития двигателестроения непрерывно возрастают требования к ресурсу работы ГТД. Если в начале развития ТРД его ресурс был 15 ... 25 часов, то в настоящий момент он значительно вырос. При освоении ГТД в серийном производстве ресурс двигателя изменился от 50 часов до 5 ... 10 тыс. часов и более [3]. Изменение качественных показателей ГТД во времени зависит от конструкторского и (в большей степени) от технологического совершенствования процессов производства деталей и сборочных единиц, что особо актуально для деталей из КМ, так как деталь и материал создаются в едином процессе.

Несмотря на сложные экономические условия и длительность процесса разработки, в ответ на растущие требования к ГТД разработан и в настоящее время осваивается серийное производство двигателя Д-436-148, разработанного конструкторами ГП "Ивченко-Прогресс". Д-436-148 не уступает по своим характеристикам находящемуся в разработке двигателю SaM-146. Этот двигатель в соответствии с соглашением между Российской Федерацией и Украиной создается в рамках кооперации четырех предприятий – ГП "Ивченко-Прогресс", ОАО "Мотор Сич", ФГУП "ММПП "Салют" и ОАО "УМПО". Первый полёт Ан-148 с двигателями Д-436-148 состоялся 17 декабря 2004 года [4].

Применяемые материалы работают на грани своих возможностей и для повышения характеристик ГТД необходимо применение новых материалов. Решением проблемы создания нового поко-

ления ГТД определяющую роль будут играть жаропрочные КМ и реализующие их технологии [5].

Целью работы является обоснование возможности эффективного применения углерод-углеродных КМ (УУКМ) в ГТД и определение направлений исследований.

Анализ проблемы

На военных самолетах с большой потребной тяговооруженностью и большими скоростями полета (до $M_{П} = 3...3,3$), а также на сверхзвуковых пассажирских самолетах применяются турбореактивные двигатели с форсажной камерой (ФК). Отсутствие за ФК вращающихся деталей позволяет реализовать в ней высокие температуры, достигающие при $\alpha_{\delta\epsilon} = 1,1...1,2$ значений $\dot{Q}_\delta^* = 2000...2100$ К, и значительно повысить тягу двигателя [6].

Скорости газовоздушного потока и условия термонагружения критического сечения ФК сопоставимы с условиями ЖРД, где обоснована необходимость применения УУКМ [7].

На входе в компрессор температура находится в пределах $-50...-60$ °С, в зоне последних ступеней компрессора высокого давления он достигает $600...700$ °С. На лопатки ротора и статора компрессора оказывают влияние силы потока воздуха от скорости полета ЛА и изменение сил сжатия на каждой из рабочих ступеней компрессора. Центробежные силы, возникающие в роторе компрессора, создают значительные нагрузки на рабочие элементы лопаток [3]. Лопатки ротора турбины и сопловых направляющих аппаратов работают при весьма значительных силовых и температурных нагрузках. Поток газовой смеси, которая воспламеняется в камере сгорания, подается на рабочие лопатки турбины и создает высокие температурные и силовые нагрузки. Температура на входе в турбину $T_r = 1300$ К, а максимальная $T_{\text{тих}} = 1550...1600$ К [8]. Такие температуры требуют создания специальной системы охлаждения колес турбины и нанесения на перо лопатки барьерного покрытия или материал лопаток должен выдерживать такие нагрузки.

К материалам, применяемым для изготовления лопаток роторной и статорной части ГТД предъявляются различные требования. Общими являются требования высокой удельной прочности и жесткости, сохраняющиеся при всем диапазоне воспринимаемых температур, высокой усталостной прочности и стойкости к эрозии, коррозии и термическим ударам, низкого коэффициента термического расширения и технологичности изготовления из них деталей сложной формы.

Приведенный выше пример использования преимуществ стеклопластиковых лопаток относится

и к углепластиковым и лопаткам из УУКМ, которые выдерживают более высокие термонагрузки.

Применение УУКМ в ГТД дает возможность повысить скорость и температуру газовоздушного потока, и энерговооруженность ГТД в целом. Широкое применение УУКМ в деталях и узлах ЛА, испытывающих при работе высокие термодинамические нагрузки, обусловлено выгодным сочетанием пространственной схемы армирования, на основе высокомодульных, высокопрочных и жаростойких волокон, и углеродной матрицы, что позволяет приблизить температурную стойкость матрицы к высокому температурному сопротивлению углеродных волокон. Пространственное армирование резко повышает сопротивление материалов действию нестационарных температурных напряжений [9].

Существенным сдерживающим фактором применения УУКМ в ГТД является высокая стоимость материала и длительность его изготовления. Решению проблемы снижения стоимости УУКМ и освоению высокопроизводительной технологии его производства в Украине посвящено ряд работ авторов, позволивших определить перспективы совершенствования технологии изготовления УУКМ [10] и стратегию проведения исследований.

В этих работах разработана новая концепция производства деталей ЛА из УУКМ в Украине, включающая следующие принципы:

- применение имеющейся производственной базы высокопроизводительного метода пироуглеродного уплотнения;
- обеспечение благоприятных условий выполнения каждого ТП изготовления деталей ЛА из УУКМ на основании определения критериев технологичности для каждого ТП;
- применение технологических методов повышения газопроницаемости АК, сохранения прямолинейности и равномерности расположения армирующих волокон;
- комплексная автоматизация процессов производства и контроля ТП;
- применение ресурсосберегающих технологий, позволяющих перейти на уровень безотходного производства.

Для обеспечения технологической готовности производства деталей из УУКМ разработаны научные основы, раскрывающие функции технологической подготовки производства: обеспечение технологичности конструкции; разработку ТП; проектирование и изготовление средств технологического оснащения; контроль и управление ТП.

Выявлены параметры, характеризующие устойчивость ТП изготовления деталей из УУКМ, на основании которых определены требования технологичности и методики контроля параметров [11].

Проведены исследования технологических этапов подготовки жгутов к переработке [12, 13], в результате которых повышена устойчивость ТП. Получены зависимости отражающие взаимосвязь технологических параметров изготовления армирующих каркасов (АК) с устойчивостью и производительностью процессов [14]. Научно обоснованы ТП и параметры изготовления АК, систематизированы требования и определены методики расчета узлов технологического оснащения [15, 16].

Разработаны принципы автоматизации ТП подготовки жгутов, модель функционально-технологической взаимосвязи узлов пултрузионной установки и технологических этапов, определены контролируемые параметры, позволяющие управлять ТП [17]. Разработан принцип автоматической сборки АК, разработаны алгоритмы и программное обеспечение для управления процессом. Созданы основы системы контроля изделий на стадиях производства, позволяющей по данным поточного и выборочного контроля определять пригодность к дальнейшей переработке и сигнализировать о необходимости проведения мониторинга параметров ТП и состояния узлов.

Разработаны принципы проектирования средств технологического оснащения и реализованы в виде универсальной пултрузионной установки, оснащения для установки вертикальных стержней и укладки слоев горизонтальных стержней, плетения с изменяющимся радиусом и прошивки стержнями. Комплекс технологического оснащения позволяет реализовать разработанные ТП.

Технологическая готовность производства апробирована в условиях опытного производства [18]. Общая длительность изготовления насадка критического сечения сопла Ø530 мм сокращена в 6,4 раза (на 2140 час) и получено 18,6 кг экономии углеродного жгута. Новизна принятых конструкторско-технологических решений подтверждена патентами Украины. Достигнутое снижение стоимости УУКМ позволяет расширить области эффективного его применения в частности для деталей ГТД.

Выводы

Результаты проведенных исследований, накопленный опыт и имеющееся технологическое обеспечение позволяют начать экспериментальные исследования по изготовлению опытных образцов критического сечения ФК. Лопатки рационально изготавливать с применением технологии плетения с изменяющимся радиусом оплетаемой оправки с повышением межслоевой прочности трансверсальным армированием [19].

Для применения УУКМ в узлах ГТД необходимо проведение ряда экспериментальных исследо-

ваний, направленных на повышение стойкости к окислению УУКМ и оптимизацию структуры армирования деталей.

Литература

1. Гайдачук А.В. Состояние и перспективы применения композиционных материалов в газотурбинных двигателях летательных аппаратов / А.В. Гайдачук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 3 (11). – С. 11-20.
2. Анализ технологических проблем применения композиционных материалов в конструкциях самолетов / В.С. Боголюбов, О.С. Сироткин, Ю.М. Тарасов, В.Н. Рыбаков // *Композиционные материалы в промышленности: материалы Международ. конф. (28 мая – 1 июня 2007 г.)*. – С. 433-434.
3. Демин Ф.И. Технология изготовления основных деталей газотурбинных двигателей: учеб. пособие / Ф.И. Демин, Н.Д. Проничев, И.Л. Шитарев. – М.: Машиностроение, 2002. – 328 с.
4. 100 лет "Мотор Сич" [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.aex.ru/photo/motorsich>.
5. Каблов Е.Н. Новые материалы и технологии – определяющий фактор развития авиационной техники / Е.Н. Каблов // *Технологические системы*. – 1999. – № 1 – С. 27-29.
6. Иноземцев А.А. Газотурбинные двигатели / А.А. Иноземцев, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2005. – Т. 5. – Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок. – 187 с.
7. Исследование окислительной стойкости УУКМ при воздействии высокотемпературного газового потока / А.М. Потапов, Ю.В. Штефан, В.Ф. Назаренко, Е.А. Личман // *Композиционные материалы в промышленности: материалы Международ. конф. (29 мая – 2 июня 2006 г.)*. – С. 178-180.
8. Мамаев Б.И. Методы газодинамического проектирования и совершенствование элементов проточной части турбин авиационных высокотемпературных двигателей: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.05 / Самарский гос. аэрокосмич. ун-т. – 1995. – 298 с.
9. Jarmon D.C. Mechanical property comparison of 3-D and 2-D graphite reinforced epoxy composites fabricated by resin transfer molding / D.C. Jarmon, A.W. Craig, C.L. Kogstrom // *43rd International SAMPE Symposium, May 31 – June 4, 1998*. – Vol. 43. – P. 2043-2056.
10. Перспективы улучшения качества углерод-углеродных композиционных материалов / А.В. Чесноков, А.В. Гайдачук, А.М. Потапов, И.В. Гурин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6 (53). – С. 21-24.
11. Чесноков А.В. Показатели производственной технологичности изделий из углерод-углеродного композиционного материала / А.В. Чесноков // *Ресурсоберігаючі технології виробництва та обробки тиском матеріалів : зб. наук. пр. / Східноукр. нац. ун-т ім. В. Даля*. – 2009. – С. 215-220.

12. Чесноков А.В. Разработка методов и устройств оценки качества шпикования легкоповреждаемых жгутов для плетения / А.В. Чесноков // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2009. – № 6 (42). – С. 8-10.

13. Чесноков А.В. Автоматизация пултрузии углепластиковых стержней / А.В. Чесноков // Материалы, оборудование и ресурсосберегающие технологии : материалы Междунар. науч.-техн. конф. (16-17 апреля 2009 г.). – Могилев : Бел. – Рос. ун-т, 2009. – Ч. 1. – С. 108.

14. Чесноков А.В. Моделирование взаимосвязи технологических процессов изготовления углерод-углеродных композитов / А.В. Чесноков, А.В. Гайдачук // Композиционные материалы в промышленности : материалы междунар. конф., 1 – 5 июня 2009 г. – С. 223-224.

15. Чесноков А.В. Повышение производительности установки вертикальных стержней армирующих каркасов УУКМ / А.В. Чесноков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2009. – Вып. 4 (60). – С. 19-27.

16. Чесноков А.В. К вопросу автоматизации сборки стержневых армирующих каркасов / А.В. Чесноков // Вісн. Східноукр. нац. ун-ту ім. В. Даля. – № 6 (124), ч. 2. – Луганськ, 2008. – С. 126-130.

17. Чесноков А.В. Автоматизация технологических процессов производства углерод-углеродных композитов / А.В. Чесноков, А.В. Гайдачук // Теория и практика технологии производства композиционных материалов и новых металлических сплавов : материалы 6-й Московской Междунар. конф. (21-24 апреля 2009 г.). – С. 125.

18. Чесноков А.В. Реализация концепции технологической подготовки производства деталей летательных аппаратов из УУКМ в Украине / А.В. Чесноков, А.В. Гайдачук // Композиционные материалы в промышленности: материалы Межд. конф. (7 – 11 июня 2010 г.), Ялта – Киев, 2010. – С. 301-303.

19. Чесноков А.В. Исследование влияния трансверсального армирования на прочность плетеного композиционного материала / А.В. Чесноков, Е.Е. Бакст // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 2 (49). – С. 51-54.

Поступила в редакцию 21.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОГО ЗАСТОСУВАННЯ ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЕВИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ У ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНАХ

О.В. Гайдачук, О.В. Чесноков

Приводиться огляд застосування композиційних матеріалів (КМ) у газотурбінних двигунах (ГТД). Визначені перспективи подальшого вдосконалення енергоозброєності ГТД за рахунок виготовлення термонавантажених деталей з вуглець-вуглецевого КМ (ВВКМ). Визначені причини стримуючі застосування ВВКМ для виробництва деталей ГТД, зокрема сопла форсажної камери і лопаток. Проаналізовано сучасний стан виробництва ВВКМ в Україні. Визначено, що реалізуючи створені авторами наукові основи виробництва деталей з ВВКМ знижується тривалість технологічного циклу і вартість їх виробництва. Визначено напрями подальших досліджень для реалізації ефективного застосування ВВКМ у ГТД.

Ключові слова: газотурбінний двигун, вуглець-вуглецевий композиційний матеріал, критичний перетин, лопатки.

AN ANALYSIS OF EFFECTIVE APPLICATION IS CARBON-CARBON COMPOSITION MATERIALS IN TURBO-ENGINES

A.V. Gaydachuk, A.V. Chesnokov

A review over of application of composition materials (CM) is brought in turbo-engines (TE). The prospects of further perfection of energyarmed of TE are certain due to making of the details loaded with a temperature from carbon-carbon CM (CCCM). Reasons are certain retentive application of CCCM for the production of details of TE, in particular nozzles of forcing chamber and shoulder-blades. The modern consisting of production of CCCM is analysed of Ukraine. It is certain that realizing the scientific bases of production of details created authors duration of technological cycle and value of their production goes down from CCCM. Directions of further researches are certain for realization of effective application of CCCM in TE.

Key words: turbo-engine, carbon-carbon composition material, critical section, shoulder-blades.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор, проректор, зав. кафедры ракетных двигателей Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

Чесноков Алексей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии машиностроения, Восточноевропейский национальный университет имени Владимира Даля, Луганск, Украина, e-mail: chesnokov@snu.edu.ua.

УДК 621.78:621.431.3-222

Л.П. КЛИМЕНКО, В.І. АНДРЕЄВ, О.Ф. ПРИЩЕПОВ

Чорноморський державний університет імені Петра Могили, м. Миколаїв, Україна

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ТЕРМОЗМІЦНЮЮЧОЇ ОБРОБКИ ВИЛИВКІВ ГІЛЬЗ З РІЗНИМ ХІМІЧНИМ СКЛАДОМ НА ЗНОСОСТІЙКІСТЬ ДЕТАЛЕЙ ЦИЛІНДРОПОРШНЕВОЇ ГРУПИ ДВИГУНІВ

З метою вирівнювання епюри зносу гільзи циліндра ДВС розглянуті режими охолодження внутрішньої поверхні відцентрового відливання в евтектоїдному інтервалі температур, а саме - для отримання ливарної дрібноплантинчастої перлітової структури підвищеної зносостійкості в зоні верхнього бурту гільзи в 4..6 разів збільшують інтенсивність тепловідведення шляхом диференційованої подачі рідкого холодоагенту. Мета дослідження – перевірити ефект від зміцнення внутрішньої поверхні гільзи на виливках з різним хімічним складом. З напрацюванням на стенді більше 100 мото-годин різниця в інтенсивності зношування термічнозагартованих та комплекснолегованих гільз стає більш наявною.

Ключові слова: гільза циліндру, чавун, відцентрове лиття, розподіл графіту, кероване охолодження, високодисперсний перліт, зносостійкість.

Вступ

Аналіз технологій зміцнення гільз циліндрів двигунів внутрішнього згоряння транспортних засобів показав, що коригування хімічного складу, модифікування чавуну або термічна обробка заготовок досить дорогі і не завжди приводять до підвищення ресурсу.

1. Формування проблеми

Підвищення зносостійкості гільз, що відливаються з чавуну марки СЧ 20, можливо досягати за рахунок управління технологією лиття та без застосування загартування, оскільки кращі зносостійкі властивості в сірому чавуні характерні для дрібнодисперсного перліту в литому стані. Для отримання зносостійкої структури чавуну авторами пропонується проведення диференційованого в часі й у просторі, постійно керованого теплового впливу на відцентровий виливок гільзи, а саме, прискорене охолодження в інтервалі температур евтектоїдного розпаду аустеніту – 750...700 °С.

2. Вирішення проблеми

Сутність запропонованої технології полягає в тому, що штучне прискорене охолодження внутрішньої поверхні виливка починають при досягненні їм температури 950...900 °С і проводять зі швидкістю 1...5 °С/с, шляхом продування його стисненим повітрям під тиском 0,25...0,30 МПа, до температури

800...750 °С, після чого від температури 800...750 °С до 550...400 °С в зоні верхнього бурта гільзи охолоджують заготовку зі швидкістю 15...20 °С/с, шляхом упорскування технічної води на внутрішню поверхню. При цьому тепловий потік повинен складати 900...1200 кВт/м², що збільшує інтенсивність тепловідведення в 4...6 разів. Швидкість охолодження нижньої частини заготовки залишається незмінною, тобто 1...5 °С/с. Температура вибивання заготовки з ливарної форми складає 450...400 °С. Згодом протягом 30...40 хвилин відбувається ізотермічна витримка виробу в коробі для зняття ливарних напруг. Запропонована технологія дозволяє наблизити епюру зносу гільзи циліндра до прямолинійної [1].

Термічній обробці піддавалися відцентрові виливки з чавуну СЧ 20 та сплаву легованого Cr-Cu-V. Підвищення швидкості охолодження виливка з чавуну СЧ 20 в евтектоїдному інтервалі температур істотно підвищує дисперсність перліту. Якщо на мікрошліфі серійного зразка відстань між пластинками цементиту знаходиться в межах 0,5...0,8 мкм (П_д0,5), то в зразків термооброблених гільз циліндрів воно не перевищує 0,3 мкм (П_д0,3), що грає важливу роль в процесі поліпшення антифрикційних якостей гільз циліндрів ДВС. Твердість на внутрішній поверхні зміцнених виливків в районі ВМТ стабільно перевищує на 30...50 НВ твердість серійних заготовок [2].

Підвищення в чавуні вмісту Cr до 0,9...1,0 % при виплавках суттєво знижує інтенсивність графітизації та сприяє утворенню складних карбідів і під-

вищенню гетерогенності структури. Мідь та нікель збільшують дисперсність перліту, сприяють створенню у вузлі тертя режиму «вибірною переносу». Легування ванадієм розкислює сплав і підвищує щільність виливка. створює структуру аустенітної матриці з високотвердими вкрапленнями карбідів VC, що утворюють ізольовані включення.

Об'єктивну оцінку ефективності розробленої технології отримано за допомогою прискорених стендових випробувань на ресурс деталей циліндропоршневої групи тракторних дизелів марки СМД-14. Мета дослідження – перевірити ефект від зміцнення внутрішньої поверхні гільзи на виливках з різним хімічним складом. Авторам проведено порівняльну оцінку зносостійкості гільз циліндрів, що отримували відцентровим литвом в кокіл з чавуну марки СЧ 20 з хімічним складом (мас. %): C – 3,2; Si – 2,25; Mn – 0,75; Cu – 0,30; Cr – 0,45; Ni – 0,18; P – 0,07; S – 0,07 (твердість серійних гільз в районі ВМТ – 220 НВ, а термооброблених гільз в районі ВМТ – 260 НВ), та гільз, що в своєму хімосоставі мали підвищений вміст хрому, кремнію, міді, нікелю та ванадію (мас. %): C – 3,70; Si – 2,85; Mn – 0,75; Cu – 0,95; Cr – 0,85; Ni – 0,25; V – 0,17; P – 0,06; S – 0,07 (твердість серійних гільз в районі ВМТ – 225 НВ, а термозміцнених гільз в районі ВМТ – 255 НВ).

Під час випробувань стенд був укомплектований дизелем СМД-14 (заводський № 10481), що

серійно випускався, а також усіма приладами згідно ГОСТ 18509-80. Тиск палива в усіх форсунках – 17...18 МПа і контролювався через кожні 5 годин. Кількість присадки АЛП-4Д, що утворює абразив Al_2O_3 , складало 0,9 % від маси палива. Випробування проводилися в три етапи: два етапи по 20 годин напрацювання і один етап з напрацюванням 28 місяців.

Після кожного етапу дослідні та серійні гільзи мінялися місцями в циліндрах.

Працездатність і екологічність двигуна, обумовлюється станом поверхні гільзи циліндра протягом всього періоду експлуатації, оскільки герметичність камери згорання суттєво залежить від технічного стану пари тертя "гільза - кільце" та інтенсивності зростання проміжків між деталями циліндропоршневої групи. Мікрогеометрія поверхні деталей циліндропоршневої чинить значний вплив і на гідромеханічні характеристики сполучення "гільза - кільце": на витрату масла на чад, на втрати, пов'язані з опором руху поршня на мастильному шарі, на рівень шуму.[3, 4]

Авторами досліджувався профіль мікрогеометрії поверхні вздовж головної діагоналі по ділянці гільзи. Мікрогеометрія робочої поверхні гільзи термічно зміцненої за технологією авторів та без додавання мікро легуючих елементів після 70 годин напрацювання з присадкою АЛП-4Д, представлена на рис. 1.

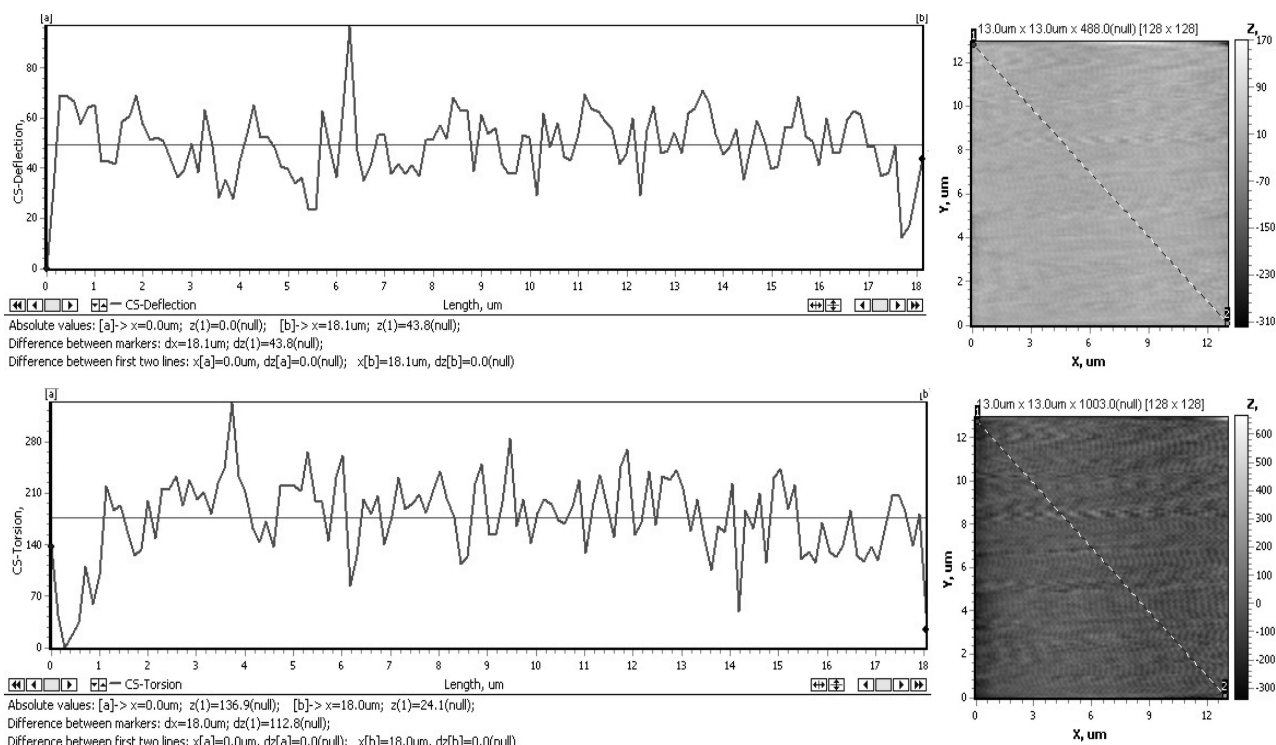


Рис. 1. Профіль мікрогеометрії поверхні по ділянці термічно зміцненої гільзи дизеля СМД-14 (без додавання мікролегуючих елементів) після напрацювання на стенді 70 годин з присадкою АЛП-4Д

На профілографі відзначаємо відсутність структурної стовпчастості та включень цементиту, рівномірний розподіл дисперсних графітних включень і наявність дрібнодисперсних включень зміцнювальної фази, що дозволяє одержувати високі механічні властивості та зносостійкість.

З напрацюванням на стенді більше 100 мотогодин різниця в інтенсивності зношування термічнозагартованих та комплекснолегованих гільз є більш наявною. Це доводить, що протизношувальні

властивості термічнозміцненого чавуну мають не поверхневий характер, а зберігаються при великих значеннях зносу.

Мікрогеометрія робочої поверхні по ділянці гільзи дизеля СМД-14, що в своєму хімічному складі мали підвищений вміст хрому, кремнію, міді, нікелю та ванадію (мас. %): C – 3,70; Si – 2,85; Mn – 0,75; Cu – 0,95; Cr – 0,85; Ni – 0,25; V – 0,17; P – 0,06; S – 0,07, після напрацювання на стенді 70 годин з присадкою АЛП-4Д представлена на рис. 2.

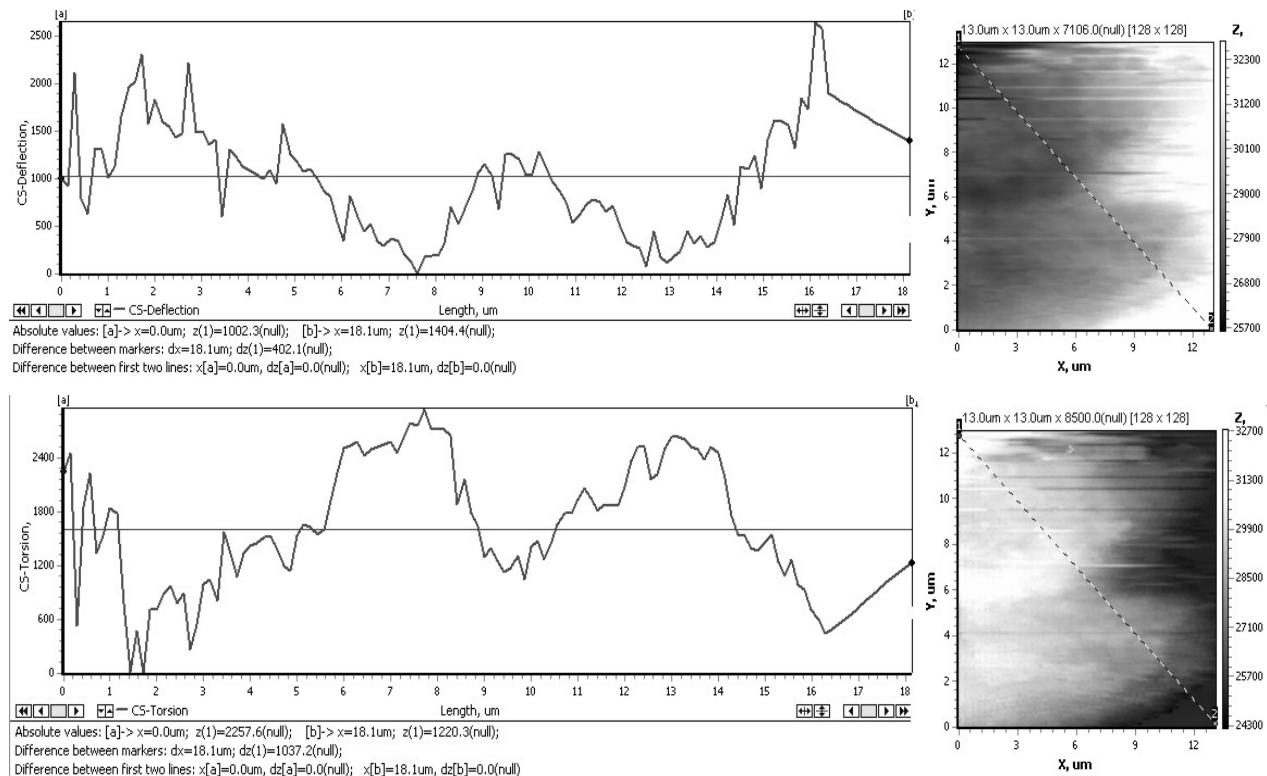


Рис. 2. Профіль мікрогеометрії поверхні по ділянці гільзи дизеля СМД-14 з підвищеним вмістом Cr, Si, Cu, Ni та V (мас. %: C – 3,70; Si – 2,85; Mn – 0,75; Cu – 0,95; Cr – 0,85; Ni – 0,25; V – 0,17; P – 0,06; S – 0,07) після напрацювання на стенді 70 годин з присадкою АЛП-4Д

Порівняння параметрів профілів мікрогеометрії поверхні визначеної ділянки гільзи дизеля СМД-14 вздовж головної діагоналі по ділянці проведемо у вигляді таблиці (табл. 1).

Комплексне легування чавуну найбільше підвищує стійкість аустеніту в області бейнітного перетворення в порівнянні з вихідним; температура мартенситного перетворення при цьому знижується на 30...40 °С. Ці фактори поліпшують міцнісні властивості робочого шару за рахунок збільшення кількості дрібногочастих продуктів перетворення аустеніту і, отже, підвищення властивостей матриці чавуну [5].

Досліджувані легуючі елементи і їх комплекси підвищують зносостійкість чавуну для циліндрових

гільз. Перліт у легуваному чавуні більш дисперсний, у структурі спостерігалася значна кількість тугоплавких і твердих часток.

Дисперсність, а також мікротвердість карбідів і продуктів перетворення аустеніту в чавуні дослідних гільз циліндрів на 15...30 % вищі, ніж у виливках поточного виробництва.

Середні значення мікронерівностей на ділянці, Ra та Rq, максимальна розбіжність висот мікронерівностей для гільзи дизеля СМД-14, що в своєму хімічному складі мають підвищений вміст хрому, кремнію, міді, нікелю та ванадію вдвічі перевищують значення для робочої поверхні гільзи термічно зміцненої за технологією авторів та без додавання мікролегуючих елементів.

Таблиця 1

Порівняльні параметри профілів мікрогеометрії поверхні визначеної ділянки гільзи дизеля СМД-14 вздовж головної діагоналі по ділянці

Параметри профілів мікрогеометрії поверхні визначеної ділянки	Термічно загартована гільза дизеля СМД-14	Гільза дизеля СМД-14 з підвищеним вмістом Cr, Si, Cu, Ni та V
Середні значення мікронерівностей на ділянці, Ra, нм	43,614	95,0
Середні значення мікронерівностей на ділянці, Rq, нм	53,91	171,536
Максимальна розбіжність висот мікро нерівностей, Zmean, нм	106,75	205,688
Умовна площа поверхні, S _{ном} , мкм ²	157,2	169,0
Повна площа поверхні, S _{пов} , мкм ²	155,458	171,536
Відношення, S _{ном} / S _{пол}	1,011	0,985
Відносна непаралельність ділянки поверхні, L _x	0	0
Відносна непаралельність ділянки поверхні, L _y	0,022	0,013
Характер мікронерівностей: періодичний (середній період <П _x >), нм	280	330

Висновки

1. Результатами дослідження доводиться, що для отримання зносостійкої дрібнопластинчастої перлітної структури чавуну гільзи циліндра двигуна необхідно проведення диференційованого в часі й у просторі, постійно керованого теплового впливу на відцентровий виливок, а саме – сповільнена кристалізація та охолодження в евтектичному інтервалі температур 1180...1120 °С і прискорене охолодження в евтектоїдному інтервалі температур 750...700 °С.

2. Запропоновано нову технологію охолодження виливків, яка включає продування внутрішньої поверхні гільзи стисненим повітрям в інтервалі температур 900...750 °С, з наступним дошуванням внутрішньої поверхні порожнинного циліндричного виливка холодоагентом (технічною водою) з тепловим потоком 900...1200 кВт/м² в інтервалі температур 750...700 °С. При цьому холодоагент необхідно подавати тільки в зону найбільшого зношування гільзи. Доведено, що малими енергетичними та матеріальними витратами можна отримувати позитивний результат.

3. Металева матриця зміцнених гільз складається із сорбітоподібного перліту (Пт1–П–Пд0,3), окремих включень подвійної фосфідної евтектики (ФЭп2000), незначних включень цементиту (П96–Ц2) та малих зерен фериту (П98–Ф0).

4. З напрацюванням на стенді більше 100 мотогодин різниця в інтенсивності зношування тер-

мічнозагартованих та комплекснолегованих гільз є більш наявною. Це доводить, що протизношувальні властивості термічнозміцненого чавуну мають не поверхневий характер, а зберігаються при великих значеннях зносу.

Література

1. Андреев В.И. Технологические пути реализации теории переменной износостойкости при отливке чугунных заготовок в двигателестроении / В.И. Андреев, Л.П. Клименко, О.Ф. Прищепов // *Авиационно-космична техніка і технологія*. – Х.: ХАІ, 2003. – Вип. 5 (40). – С. 130-134.
2. Андреев В.И. Особенности формирования износостойкой структуры чугуна гильз цилиндров транспортных двигателей / В.И. Андреев, Л.П. Клименко, Л.М. Дыхта // *Проблеми тертя та зношування: Науково-технічний збірник*. – К: НАУ, 2008. – № 49 (т. 1). – С. 258-269.
3. Григорович В. Твердость и микротвердость металлов / В. Григорович. – М.: Наука, 1976. – 230 с.
4. Долецкий В.А. Увеличение ресурса машин технологическими методами / В.А. Долецкий. – М.: Машиностроение, 1972. – 187 с.
5. Андреев В.И. Структурообразование в чугуне гильз ДВС при различных скоростях прохождения эвтектоидного превращения / В.И. Андреев, Л.П. Клименко, О.Ф. Прищепов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 8 (55). – С. 18-20.

.Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры прикладної та вищої математики Л.М. Дихта, Чорноморський державний університет ім. Петра Могили, Миколаїв.

**АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕРМОУПРОЧНЯЮЩЕЙ ОБРАБОТКИ ОТЛИВОК ГИЛЬЗ
С РАЗНЫМ ХИМИЧЕСКИМ СОСТАВОМ НА ИЗНОСОСТОЙКОСТЬ ДЕТАЛЕЙ
ЦИЛИНДРОПОРШНЕВОЙ ГРУППЫ ДВИГАТЕЛЯ**

Л.П. Клименко, В.И. Андреев, О.Ф. Прищепов

С целью выравнивания эпюры износа гильзы цилиндра ДВС рассмотрены режимы охлаждения внутренней поверхности центробежной отливки в эвтектоидном интервале температур, а именно - для получения литейной мелкопластинчатой перлитной структуры повышенной износостойкости в зоне верхнего бурта гильзы в 4...6 раз увеличивают интенсивность теплоотвода путем дифференцированной подачи жидкого хладагента. Цель исследования - проверить эффект от упрочнения внутренней поверхности гильзы на отливках с разным химическим составом. С наработкой на стенде больше 100 мото-часов разница в интенсивности изнашивания термоупрочненных и комплекснолегированных гильз становится более очевидной.

Ключевые слова: гильза цилиндра, чугун, центробежное литье, распределение графита, управляемое охлаждение, высокодисперсный перлит, износостойкость.

**ANALYSIS OF INFLUENCE OF TREATMENT OF FOUNDINGS
OF SHELLS WITH DIFFERENT CHEMICAL COMPOSITION
ON WEARPROOFNESS DETAILS OF ENGINES**

L.P. Klymenko, V.I. Andreev, O.F. Prischepov

With the purpose of smoothing of epure of wear of shell of cylinder diesel modes of cooling of internal surface of the centrifugal founding in the eutectoid interval of temperatures, namely - for the receipt of casting pearlitic structure of enhanceable wearproofness in the area of overhead clamp of shell in 4...6 increase intensity of heatsink by the differentiated serve of liquid water. Research purpose - to check up an effect from work-hardening of internal surface of shell on foundings with different chemical composition. With work on a stand more than a 100-hours difference in intensity of wear of workhardened and shells becomes more obvious.

Keywords: cylinder sleeve, cast iron, centrifugal casting, division of graphite, guided cooling, fine-grained pearlite, wearing capacity.

Клименко Леонід Павлович – д-р техн. наук, проф., ректор Чорноморського державного університету ім. Петра Могили, Миколаїв, Україна, e-mail: rector@kma.mk.ua.

Андрєєв Вячеслав Іванович – канд. техн. наук, зав. відділом Чорноморського державного університету ім. Петра Могили, Миколаїв, Україна, e-mail: avi@kma.mk.ua.

Прищепов Олег Федорович – канд. техн. наук, доцент кафедри Чорноморського державного університету ім. Петра Могили, Миколаїв, Україна, e-mail: avi@kma.mk.ua.

УДК 629.78

А.А. БЕЛИК, Ю.Г. ЕГОРОВ, В.М. КУЛЬКОВ, В.А. ОБУХОВ, Г.А. ПОПОВ

*НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Россия***ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ГСО**

Исследовались проектные аспекты разработки транспортного модуля, включающего химическую маршевую двигательную установку и электроракетную двигательную установку для доставки полезных грузов с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту. Приведены результаты проектно-баллистического анализа выведения КА с использованием комбинированной двигательной установки в сочетании с ракетой-носителем воздушного старта. Показано, что такая транспортная система позволяет выводить на ГСО полезный груз с массой в 1,5 – 2,5 раза большей, чем при использовании только химических двигателей.

Ключевые слова: ракета-носитель воздушного старта, транспортный модуль, химическая двигательная установка, электроракетная двигательная установка, выведение на геостационарную орбиту.

Введение

Одним из направлений повышения эффективности транспортных операций выведения КА на высокоэнергетические орбиты, вплоть до геостационарной орбиты (ГСО), является использование воздушного старта. Ведущими предприятиями авиационно-космического комплекса России и Украины по заказу корпорации “Воздушный старт” проводится разработка уникального авиационного ракетного комплекса космического назначения (АРК КН) [1].

Двухступенчатая ракета-носитель стартовой массой 100 т запускается из транспортно-пускового контейнера самолета – носителя АН-124-100ВС. Выбор такого технического решения позволяет обеспечивать запуски спутников в широком диапазоне высот и наклонений орбит с массой полезной нагрузки на 30-40% больше, чем при старте с Земли. АРК способен выводить КА массой до 3900 кг на орбиту высотой 200 км.

При использовании космического разгонного блока комплекс выводит на геопереходную орбиту полезную нагрузку массой 1500 кг, на ГСО – 650 кг.

Анализируется возможность увеличения массы полезной нагрузки (ПН), выводимой на ГСО, за счет использования в качестве космического разгонного блока транспортного модуля (ТМ) с комбинированной двигательной установкой на основе химического ракетного двигателя и ЭРД.

Анализ характеристик схемы полета

Схема полета включает следующие этапы:

- выведение КА ракетой-носителем «Воздушный старт» на начальную орбиту ИСЗ;
- перевод КА с начальной орбиты на промежуточную орбиту ИСЗ (ПО) с помощью маршевой двигательной установки (МДУ), отделение МДУ;
- выведение КА на геостационарную орбиту с помощью электроракетной двигательной установки (ЭРДУ).

Во всех вариантах схема выведения характеризуется тем, что МДУ включается однократно на начальной околоземной орбите, тем самым поднимается высота апогея промежуточной орбиты и остается неизменной высота перигея и наклонение орбиты, а линия апсид ПО находится в плоскости ГСО. При использовании схемы воздушного старта перелет ТМ может осуществляться с низкой околоземной экваториальной орбиты и нет необходимости изменять ее наклонение. Основные проектные параметры ЭРДУ – удельный импульс тяги $J_{уд}^{MT}$ и тяга R^{MT} , определяются энергозатратами на участке перелета с малой тягой (суммарным импульсом тяги J_2) и мощностью ЭРДУ N :

$$J_2 = m_{02} J_{уд}^{MT} \left(1 - \exp \left(-V_x^{MT} / J_{уд}^{MT} \right) \right), \quad N = R^{MT} J_{уд}^{MT} / (2\eta_T),$$

где m_{02} – начальная масса аппарата на этапе малой тяги; V_x^{MT} – характеристическая скорость перелета в режиме малой тяги; η_T – тяговая эффективность ЭРД.

Характеристическая скорость перелета в режиме малой тяги связана с высотой перигея h_p , апогея h_a и наклона переходной орбиты i :

$$V_x^{MT} = Ah_p^{\alpha_1} h_a^{\alpha_2} i^{\alpha_3},$$

V_x^{MT} где $A, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$, – эмпирические коэффициенты.

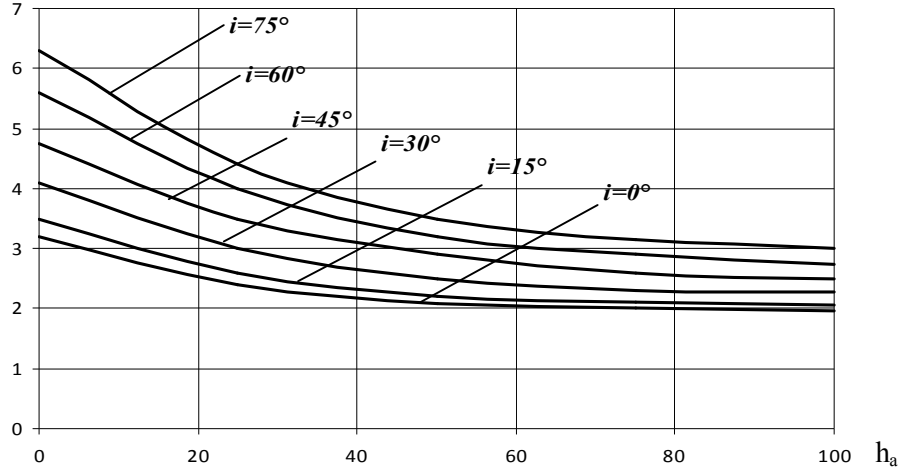


Рис. 1. Зависимость характеристической скорости перелета в режиме малой тяги V_x^{MT} от высоты апогея h_a и наклона промежуточной орбиты i

Время перелета в режиме малой тяги составляет

$$t_{\Pi} = \frac{J_{уд}^{MT} m_{02} (1 - \exp(-V_x^{MT} / J_{уд}^{MT}))}{R^{MT}}$$

Для этапа большой тяги характеристическая скорость перелета также связана с высотой перигея h_p , апогея h_a и наклона переходной орбиты i :

$$V_x^{BT} = Bh_p^{\beta_1} h_a^{\beta_2} i^{\beta_3},$$

где $B, \beta_1, \beta_2, \beta_3$, – эмпирические коэффициенты.

На рис. 2 показана зависимость характеристической скорости перелета в режиме большой тяги V_x^{BT} от высоты апогея h_a .

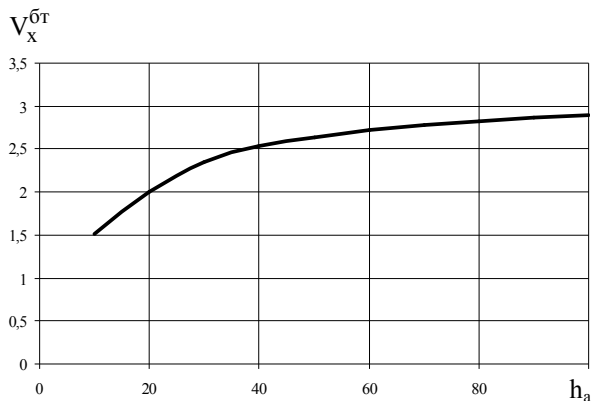


Рис. 2. Зависимость характеристической скорости перелета в режиме большой тяги V_x^{BT} от высоты апогея промежуточной орбиты h_a

На рис. 1 показана зависимость характеристической скорости перелета в режиме малой тяги V_x^{MT} от высоты апогея h_a и наклона переходной орбиты i .

Суммарная масса энергодвигательной установки (ЭДУ), включающей ЭРДУ и солнечную энергоустановку (СЭУ) составляет:

$$m_{эду} = \frac{N}{2\eta_T} \left(\frac{\gamma_{эу}}{\eta_{вп}\eta_k\xi} + \gamma_d + \frac{\gamma_{вп}}{\eta_{вп}} \right) + \frac{(1+a_6)}{J_{уд}^{MT}} J_{\Sigma},$$

где η_{en} – КПД вторичного преобразователя; η_k – коэффициент, учитывающий потери энергии в коммуникациях (в кабелях); $\gamma_{эу}$, γ_d , $\gamma_{вп}$ – удельная масса энергоустановки, двигателя и вторичного преобразователя ($\gamma_{эу} = 16$ кг/кВт, $\gamma_d = 2$ кг/кВт, $\gamma_{en} = 4$ кг/кВт); ξ – коэффициент деградации солнечных батарей; a_6 – относительная масса бака рабочего тела ($a_6 = 0,15$).

Масса полезной нагрузки второй ступени ТМ $m_{пн2}$ связана со стартовой массой КА на этапе малой тяги m_{02} и составляет:

$$m_{пн2} = m_{02} - m_{эду} - m_{мсп},$$

где $m_{мсп}$ – масса многоцелевой служебной платформы с бортовым комплексом.

Стартовая масса КА на этапе малой тяги m_{02} является массой полезной нагрузки для этапа большой тяги и составляет:

$$m_{02} = m_{01} \times \left(1 - f_0 \gamma_{дy} - (1 + a_{то}) \left(1 - \exp(-V_x^{BT} / J_{уд}^{BT}) \right) - \mu_{пр} \right),$$

где m_{01} – стартовая масса КА на этапе большой тяги; f_0 – реактивное ускорение на этапе большой тяги; $\gamma_{дy}$ – удельная масса двигательной установки (ДУ) ($\gamma_{дy} = m_{дy} / R^{BT}$, где $m_{дy}$ – масса ДУ, R^{BT} – тяга ДУ); $a_{то}$ – относительная масса топливного отсека ($a_{то} = m_{то} / m_T$, где $m_{то}$ – масса топливного отсека, m_T – масса топли-

ва); $J_{уд}^{бт}$ – удельный импульс для этапа большой тяги; $\mu_{пр}$ – относительная масса прочих систем ($\mu_{пр} = m_{пр}/m_{01}$, где $m_{пр}$ – масса прочих систем, m_{01} – стартовая масса КА на этапе большой тяги).

Масса полезной нагрузки, выводимой на ГСО, рассматривается как критерий оптимизации: выбирается такая схема полета и ее характеристики, которые максимизируют массу КА на рабочей орбите.

Таким образом, рассматривается задача выбора оптимальных параметров переходной орбиты, которые обеспечивают выведение КА максимальной массы за фиксированное время при заданной мощности ЭРДУ [2].

Определив зависимость массово-энергетических характеристик от параметров переходной орбиты, можно найти массу КА, доставляемого на ГСО, как функцию времени перелета (рис. 3).

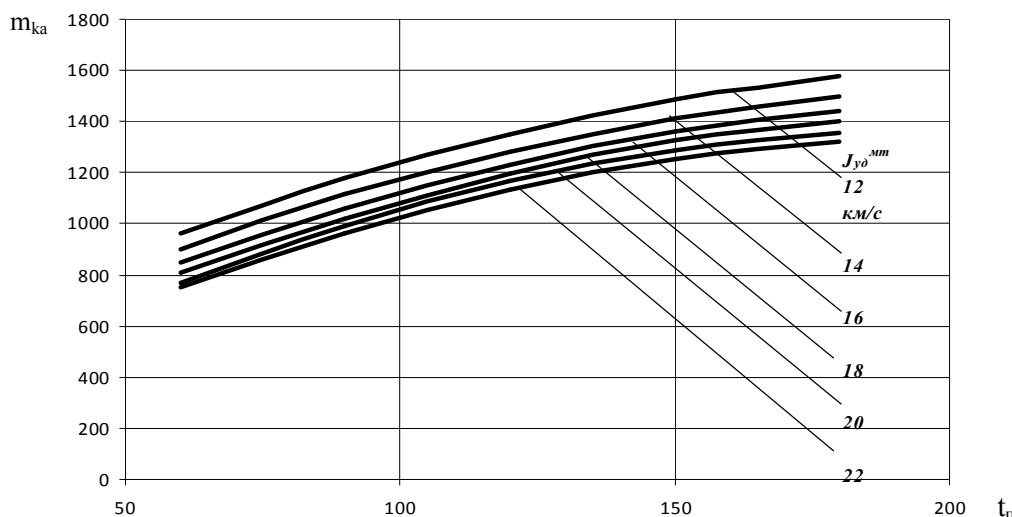


Рис. 3. Зависимость массы КА на ГСО от времени перелета t_n и удельного импульса $J_{уд}^{мт}$

Время выведения КА на ГСО варьируется от 60 до 180 суток. Анализ приведенной зависимости показывает, что при мощности ЭРДУ 7,5 кВт с увеличением времени выведения (от 60 до 180 суток) масса КА, выводимого на ГСО, монотонно увеличивается (в среднем от 900 кг до 1500 кг). Увеличение времени полета на 10 суток в среднем приводит к увеличению выводимой массы на 50 кг. При ограничении на время выведения t_n и мощность ЭРДУ N с уменьшением удельного импульса $J_{уд}^{мт}$ массовая отдача ТМ увеличивается. За предельно большое рассматриваемое время (180 суток) можно вывести КА, масса которого составляет 1600 кг.

Состав и основные характеристики ТМ

ТМ представляет собой двухступенчатую систему: МДУ с ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ) и электроракетный транспортный модуль (ЭРТМ) с электроракетной двигательной установкой.

Общий вид головной части в составе РН «Воздушный старт» показан на рис. 4.

В состав КА входят:

- маршевая двигательная установка 1;
- электроракетная двигательная установка 2;

- солнечная энергоустановка 3;
- полезная нагрузка 4.

МДУ обеспечивает создание импульса тяги для перевода КА с орбиты ИСЗ, сформированной ракетой-носителем, на высокоэллиптическую промежуточную орбиту ИСЗ. МДУ на базе ракетного двигателя твердого топлива с системой управления вектором тяги на активном участке снабжена системой ориентации и стабилизации с жидкостными ракетными соплами и топливными баками 4 [3]. МДУ обеспечивает тягу ~100 кН и удельный импульс 2914 м/с.

ЭРДУ предназначена для выполнения следующих функций:

- создания управляющей реактивной тяги при помощи электроракетных двигателей для перевода КА с промежуточной орбиты ИСЗ на ГСО;
- создания моментов сил вокруг трех осей КА при помощи электроракетных двигателей для управления положением КА относительно центра масс и для разгрузки двигателей-маховиков.

Основным элементом ЭРДУ является стационарный плазменный двигатель (СПД) [2]. Для его функционирования необходимо обеспечить подачу и контроль потребления электроэнергии от бортовой системы электроснабжения и рабочего тела – ксенона.

В состав ЭРДУ входят:

– четыре двигателя СПД-140 с приводами ориентации двигательных блоков для работы в маршевом режиме и режиме коррекции;

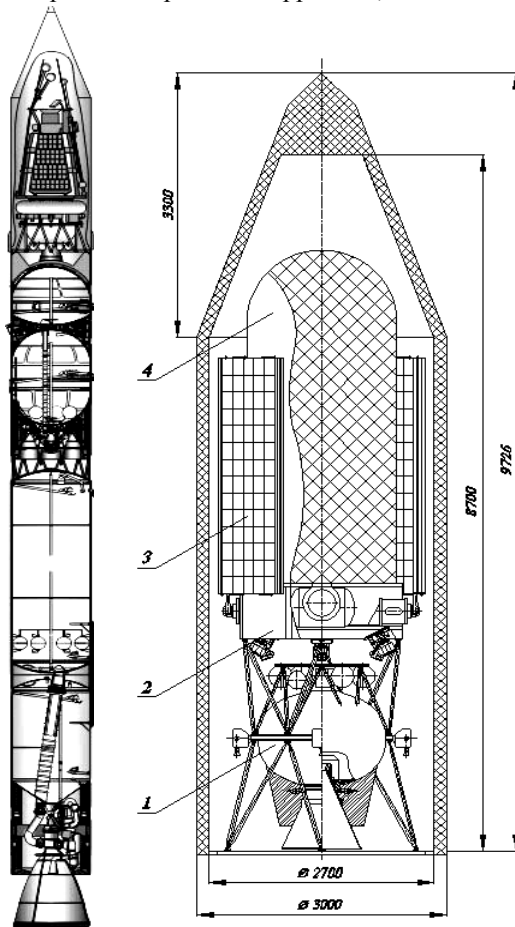


Рис. 4. Транспортный модуль в составе головной части ракеты-носителя:

- 1 – маршевая двигательная установка;
- 2 – электроракетная двигательная установка;
- 3 – солнечная энергоустановка;
- 4 – полезная нагрузка

– топливные баки с блоком подачи ксенона;
– система преобразования и управления.

Набор задаваемой характеристической скорости производится путем работы двух двигателей СПД-140, остальные два двигателя являются резервными.

Двигатели СПД-140 являются многорежимными с возможностью выбора мощности, тяги, удельного импульса и напряжения разряда в достаточно широком диапазоне.

Схема расположения двигателей СПД-140 должна обеспечивать, с одной стороны, решение задачи поддержания точки стояния при полете ТМ на ГСО, и, с другой стороны – выдачу импульса тяги в требуемом направлении на участке выведения с помощью ЭРДУ.

Заключение

Проведены проектно-баллистические исследования характеристик выведения КА на ГСО с помощью двухступенчатого транспортного модуля в составе авиационного ракетного комплекса космического назначения “Воздушный старт”. ТМ строится на основе комбинированной двигательной установки: ракетного двигателя твердого топлива в качестве первой ступени и двигательной установки с ЭРД – на второй ступени. Использование ТМ с комбинированной двигательной установкой способно повысить возможности комплекса по выведению ПН на высокие орбиты.

Проектно-баллистический анализ показал эффективность применения комбинированной двигательной установки в сочетании с воздушным стартом для доставки ПН на ГСО.

Целесообразность применения в составе ТМ электроракетной двигательной установки определяется значительным увеличением массы КА, выводимого на ГСО. По сравнению с космическим разгонным блоком большой тяги, двухступенчатый транспортный модуль позволяет выводить на ГСО в 1,5-2,5 раза большую массу полезного груза. При заданных значениях мощности ЭРДУ и времени перелета с увеличением тяги (и соответствующим уменьшением удельного импульса), масса КА на ГСО увеличивается ~ 20 %.

Применение ТМ в качестве космического разгонного блока позволяет доставлять на ГСО КА массой 900 – 1600 кг в широком диапазоне, что значительно расширяет транспортные возможности комплекса “Воздушный старт”.

Литература

1. Афанасьев И. “Воздушный старт”: – по-скрипту / И. Афанасьев. // *Новости космонавтики*. – 2006. – № 2. – С. 30-31.
2. Константинов М.С. Применение СПД при выведении спутников на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей легкого класса / М.С. Константинов, В.Г. Петухов, Г.А. Попов // *Вестник двигателестроения*. – 2003. – № 2. – С. 124-128.
3. Космическая транспортная система на основе комбинированной двигательной установки для доставки полезных грузов на ГСО при использовании ракеты-носителя «Днепр» / А.А. Белик, Ю.Г. Егоров, В.М. Кульков, В.А. Обухов, Г.А. Попов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 10 (57). – С. 40-44.

Поступила в редакцию 30.04.2010

Рецензент: канд. техн. наук, начальник отдела В.Г. Петухов, НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЕКТНО-БАЛІСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК І АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ КОМБІНОВАНОЇ РУХОВОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОСТАВКИ КОРИСНИХ ВАНТАЖІВ НА ГСО

О.О. Белік, Ю.Г. Єгоров, В.М. Кульків, В.О. Обухов, Г.О. Попов

Досліджувалися проектні аспекти розробки транспортного модуля, що включає хімічну маршеву рухову установку і електроракетну рухову установку для доставки корисних вантажів з низької навколоземної орбіти на геостационарну орбіту. Приведені результати проектно-балістичного аналізу виведення КА з використанням комбінованої рухової установки у поєднанні з ракетою-носієм повітряного старту. Показано, що така транспортна система дозволяє виводити на ГСО корисний вантаж з масою в 1,5 – 2,5 рази більшою, ніж при використанні тільки хімічних двигунів.

Ключові слова: ракета-носіє повітряного старту, транспортний модуль, хімічна рухова установка, електроракетна рухова установка, виведення на геостационарну орбіту.

COMBINED PROPULSION SYSTEM FOR PAYLOAD DELIVERY TO GEO DESIGN-BALLISTIC CHARACTERISTICS RESEARCH AND EFFICIENCY OF APPLICATION ANALYSIS

A.A. Belik, Yu.G. Yegorov, V.M. Kulkov, V.A. Obukhov, G.A. Popov

Design approaches for development of transportation system equipped with chemical engine unit combined with electric propulsion unit for the payload delivery from low near-Earth orbit to the geostationary orbit were studied. Results of design review and ballistic analysis for the spacecraft insertion by a combined propulsion system with air-launch carrier are presented. It is shown that a transportation system allows a payload with the mass 1.5-2.5 times higher than in the case of using a chemical engine system to be inserted into GEO.

Key words: air-launch carrier, transportation module, chemical propulsion system, electric propulsion system, insertion into geostationary orbit.

Белик Александр Александрович – канд. техн. наук, начальник сектора НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Егоров Юрий Григорьевич – ведущий конструктор НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Кульков Владимир Михайлович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Обухов Владимир Алексеевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, заместитель директора НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Попов Гарри Алексеевич – д-р техн. наук, академик РАН, профессор, директор НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

УДК 629.78

Н.М. ДРОНЬ, А.И. КОНДРАТЬЕВ, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.Г. ДУБОВИК

Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Украина

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ ТРАЛЬЩИКОВ ПРИ ТРЕХ ВАРИАНТАХ МАНЕВРА ИХ ВЫВЕДЕНИЯ

Рассмотрены три варианта выведения космического тральщика (КТ): с помощью разгонного блока с ЖРДУ, двигателя верхней ступени ракеты-носителя и разгонной ЭРДУ. КТ оснащен тормозной ЭРДУ и специальной системой улавливания мелкого космического мусора в виде сферообразного пассивного улавливающего элемента (ПУЭ). На основании результатов расчетов для предложенных вариантов представлена сравнительная оценка характеристик КТ, основным критерием которых являются масса и радиус ПУЭ. Расчеты выполнены для ряда ракет-носителей, которые могут быть использованы при выведении космических тральщиков на требуемую орбиту.

Ключевые слова: космический мусор, космический тральщик, пассивный улавливающий элемент, ракета-носитель, разгонный блок, разгонная и тормозная ЭРДУ.

Введение

Одной из проблем использования околоземного космического пространства является его загрязненность объектами космического мусора (КМ), вызывающая угрозу столкновений КМ с действующими космическими аппаратами (КА) и падения возникающих осколков на Землю. Поэтому задача очистки низких околоземных орбит от КМ, с целью обеспечения безопасности космических полетов и снижения опасности для Земли, является весьма актуальной.

Для решения этой задачи несомненный интерес представляет идея создания космических тральщиков (КТ), оснащенных тормозной двигательной установкой (ДУ) и устройством для улавливания мелких частиц космического мусора в виде пассивного улавливающего элемента (ПУЭ) [1].

Принцип работы КТ состоит в следующем. С помощью ракеты-носителя (РН) в результате выполнения соответствующего маневра выведения космический тральщик выводится на наиболее засоренную космическим мусором орбиту высотой ~1200 км [2], разворачивается пассивный улавливающий элемент, включается тормозная ДУ, вследствие чего высота орбиты уменьшается, и по мере ее уменьшения ПУЭ захватывает КМ или снижает его скорость. После снижения скорости КМ переводится на более низкую орбиту, на которой заметно действие аэродинамического сопротивления, и сгорает в атмосфере Земли.

Целью работы является сравнительная оценка характеристик космического тральщика при трех вариантах маневра его выведения на рабочую орбиту.

Результаты расчетов и их анализ

Для сравнительной оценки были рассмотрены следующие варианты маневра выведения космического тральщика:

– вариант 1 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение его на требуемую орбиту 1200 км посредством разгонного блока и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной электроракетной двигательной установки (ЭРДУ).

– вариант 2 – вывод КТ двигателем верхней ступени РН непосредственно на орбиту 1200 км и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

– вариант 3 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на требуемую орбиту с помощью разгонной ЭРДУ и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ.

Расчеты проводились по ранее разработанной методике [3] для ряда РН, которые можно использовать для выведения космического тральщика на промежуточную или рабочую орбиты. Основные их характеристики по грузоподъемности, масса на Земле и страны-разработчики приведены в табл. 1. Другие мощные РН, например, «Протон» не рассматривались из-за отсутствия данных по грузоподъемности на орбите высотой 1200 км.

В качестве полезной нагрузки (ПН) для определенности была выбрана система, состоящая из сферического ПУЭ с устройствами крепления, развертывания в космосе и удержания его при эксплуатации КТ в космосе. Рассматривался идеальный

случай, когда масса вышеупомянутых устройств равна нулю. Масса ПУЭ определялась из предположения, что масса единицы поверхности сферы составляет $0,2 \text{ кг/м}^2$.

Во всех случаях время работы тормозной ЭРДУ для перевода КТ с высокой орбиты на низкую задавалось равным полгоду.

Таблица 1

Характеристики РН

Название РН	Страна-разработчик	Масса на Земле, т	Грузоподъемность на орбите высотой 200 км, т	Грузоподъемность на орбите высотой 1200 км, т
«Delta-4H»	США	230,00	24,00	4,23
«Зенит-2»	Украина	459,00	13,00	4,20
«Arian-42L»	Франция	400,00	7,30	3,40
«Циклон-3»	Украина	190,00	4,00	2,20
«Космос»	Россия	199,00	1,40	1,00

Оценка массовых характеристик КТ проводилась в зависимости от маневра его выведения на рабочую орбиту.

В первом варианте масса КТ $M_{КТ}$ определялась из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{Т_{ЖРД}} - M_{РБ_{сух}}$$

где M_0 – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км; $M_{Т_{ЖРД}}$ – запас топлива ЖРД, расходуемого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км; $M_{РБ_{сух}}$ – масса обтекателя и сухая масса РБ.

Во втором варианте для определения массы КТ на орбите высотой 1200 км использовались справочные данные при предположении, что в идеальном случае масса КТ равна грузоподъемности РН на орбите высотой 1200 км.

В третьем варианте при использовании разгонной ЭРДУ для перевода КТ на орбиту высотой 1200 км масса космического тральщика находилась из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{РТ_{ЭРД}} - M_{Б_{СХПРТ}}$$

где M_0 – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км; $M_{РТ_{ЭРД}}$ – запас рабочего тела разгонного ЭРД для перевода КТ с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км; $M_{Б_{СХПРТ}}$ – масса баллонов системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) разгонного ЭРД, расходуемого на перевод с орбиты высотой 200 км на орбиту высо-

той 1200 км, которые сбрасываются при завершении вывода на рабочую орбиту

Масса полезной нагрузки $M_{ПН}$ определялась из уравнения баланса массы КТ [3].

На рис. 1 приведена масса космических тральщиков для трех вариантов их выведения, а на рис. 2 показаны радиусы их ПУЭ.

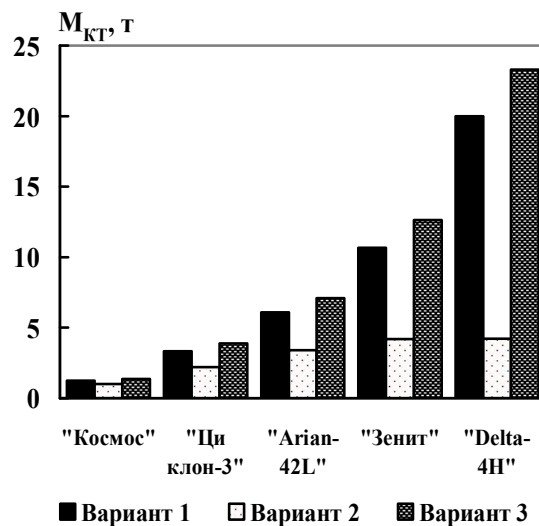


Рис. 1. Масса космического тральщика

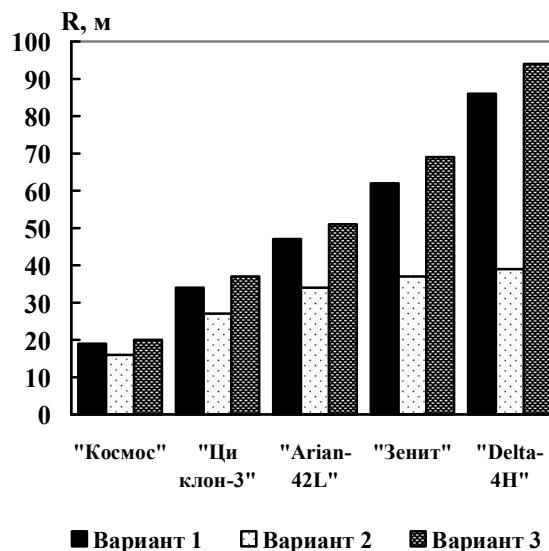


Рис. 2. Радиус ПУЭ

Как видно из приведенных диаграмм, для всех РН наиболее предпочтительными вариантами маневра выведения КТ являются вариант 1 и вариант 3, при этом в варианте использования ЭРДУ одной и той же РН на орбиту можно вывести КТ массой в 1,1 – 1,2 раза большей, чем в варианте 1. Это позволит обеспечить и больший радиус ПУЭ. Однако при выводе о преимуществе третьего варианта необходимо учитывать высокие значения времени выведения КТ на требуемую орбиту из-за низкой тяги разгонной ЭРДУ.

Что касается второго варианта, то следует отметить слабую зависимость массы КТ (а, следовательно, и радиуса ПУЭ) от типа используемых РН.

Заключение

Таким образом, анализируя полученные результаты, можно сделать следующий вывод. Для выведения космического тральщика на требуемую орбиту более рационально использовать вариант маневра ракеты-носителя с помощью разгонного блока. Окончательные выводы можно сделать при учете стоимостных характеристик создаваемых космическим тральщиком.

Литература

1. Шевцов А.В. Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы / А.В. Шевцов, А.С. Макарова // Космічна наука і технологія. Додаток до журналу. – Д.: ДНУ, 2002. – Т. 8, № 1. – С. 176-179.
2. Микиша А.Н. Загрязнение космоса / А.Н. Микиша, Л.В. Рыхлова, М.А. Смирнов // Вестник РАН. – 2001. – Т. 71, № 1. – С. 26-31.
3. Кондратьев А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электроракетной двигательной установкой / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10 (67). – С. 82-84.

Поступила в редакцию 30.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, зав. кафедрой А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ХАРАКТЕРИСТИК КОСМІЧНИХ ТРАЛЬЩИКІВ ПРИ ТРЬОХ ВАРІАНТАХ МАНЕВРАХ ЇХ ВИВЕДЕННЯ

М.М. Дронь, О.І. Кондратьєв, П.Г. Хорольський, Л.Г. Дубовик

Розглянуто три варіанти виведення космічного тральщика (КТ): за допомогою розгінного блока з РРПУ, двигуна верхнього ступеня ракети-носія й розгінної ЕРПУ. КТ оснащений гальмівною ЕРПУ і спеціальною системою уловлювання дрібного космічного сміття у вигляді сфероподібного уловлюваного елемента (ПУЕ). За результатами розрахунків для запропонованих варіантів наведена порівняльна оцінка характеристик КТ, основним критерієм яких є маса й радіус ПУЕ. Розрахунки проведено для низки ракет-носіїв, які можуть бути використані при виведенні космічних тральщиків на потрібну орбіту.

Ключові слова: космічне сміття, космічний тральщик, пасивний уловлювальний елемент, ракета-носіїв, розгінний блок, розгінна й гальмівна ЕРПУ.

COMPARATIVE CHARACTERISTICS OF SPACE TRAWLERS AT THREE VARIANTS MANEUVER OF THEIR INJECT

N.M. Dron, A.I. Kondratyev, P.G. Horolsky, L.G. Dubovik

Three variants of inject space trawler (ST): by means of accelerator bloc with LPS, engine of the launch vehicle top step and accelerator EPS are considered. ST is equipped with brake EPS and special system of catching small space debris in sphere form passive catching element (PCE). On the results of calculations for the offered variants the comparative characteristics ST which main criterion are weight and PCE radius are presented. Calculations are executed for a number of launch vehicles which can be used at inject of space trawlers into a demanded orbit.

Key words: space debris, a space trawler, a passive catching element, a launch vehicle, accelerator block, accelerator and brake electric propulsion system.

Дронь Николай Михайлович – д-р техн. наук, профессор, проректор по научной работе Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Кондратьев Александр Иванович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Хорольский Петр Георгиевич – канд. техн. наук, с.н.с., ведущий научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Дубовик Людмила Григорьевна – старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

УДК 629.764

В.В. ЄМЕЦЬ

Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара, Україна

ПЕРСПЕКТИВА РЕАЛІЗАЦІЇ ЕФЕКТИВНОЇ МІКРОРАКЕТИ-НОСІЯ ШЛЯХОМ ВИКОРИСТАННЯ ПОЛІМЕРНОЇ БАКОВОЇ ОБОЛОНКИ ЯК ПАЛЬНОГО

Розробка мікроракет-носіїв (мікро РН) для виведення на низькі навколоземні орбіти супутників мікро-нано- і пікокласів є однією з новітніх актуальних задач розвитку ракетно-космічної техніки сьогодення. Однак, принципи конструктивної будови та технологія виробництва сучасних РН, що є видатним досягненням науки і техніки ХХ-го століття, призначені для виведення на орбіту космічних апаратів масами від кількох тон до кількох десятків тон, і створити мікро РН, використовуючи ці самі конструктивно-компоновочні схеми і технології без змін, навряд чи є можливим. Суттєво знизити питому масу конструкції РН і, таким чином, зменшити вплив масштабного фактора можливо шляхом виготовлення бакової оболонки РН із полімерного матеріалу і використання її як основного пального. В статті розглядаються деякі варіанти влаштування таких – спалимих – РН та їхніх найважливіших агрегатів, наводиться оцінка доцільної області і ефективності застосування.

Ключові слова: мікроракети-носії, спалимі полімерні баки, газифікаційна камера, магнітопорошковий обтюратор.

Вступ

Задача розробки нових транспортних космічних систем (ТКС) з метою зниження витрат на транспортні космічні операції, яким властива досить висока питома вартість виведення на низькі навколоземні орбіти – близько \$10 тис./кг, є актуальною вже на протязі кількох десятиріч. Зараз (як і на протязі останніх принаймні чотирьох десятиріч) є можливим виокремити два основні – магістральні – напрямки зниження питомої вартості виведення корисного вантажу і, взагалі, подальшого розвитку ТКС. Це є багаторазове використання матеріальної частини РН, особливо найдорожчих її складових – двигунної установки (ДУ) і системи керування (СК), а також застосування одноступінчастої ТКС для досягнення низької орбіти. Два сучасні проекти, що найяскравіше представляють означені напрямки це «Delta Clipper» та «Skylon» [1], які розрізняються способом старту і посадки і тим, що перший є чисто ракетним, а другий передбачає використання повітря як окислювача на початковому етапі польоту.

Новітні досягнення в області створення і використання конструкційних матеріалів (такі як графіто-епоксидні і алюмінієво-літєві баки і графіто-алюмінієвий перехідний відсік [1]) суттєво посилили сподівання на здійсненість повністю багаторазового одноступінчастого ракетного носія, але необхідно відзначити високий технічний ризик його реалізації, пов'язаний з експоненціальним (згідно з формулою Циолковського) характером залежності маси корисного навантаження від масової долі конструкції. Незначне збільшення маси конструкції, що є цілком звичай-

ною справою в процесі виробництва, загрожує переходом в область від'ємного корисного навантаження.

Британський проект «Skylon», ідея реалізації якого основана на глибокому охолодженні повітря перед стисненням в компресорі, є, напевно, одним з кращих сучасних проектів повністю багаторазових носіїв з комбінованою повітряно-реактивною і ракетною ДУ. Але, як визнають його проектанти, його економічна ефективність реалізується лише за величезного об'єму транспортної програми, що передбачає 1000 і більше польотів на рік [2], тобто більше трьох польотів на 1 день, що значно перевищує сучасну частоту пусків РН в світі.

Особливо загострюється проблема зниження питомої вартості виведення, коли йдеться про запуск новітніх мініатюрних супутників, тому що в цьому випадку традиційна питома вартість виведення малими РН зростає в кілька разів [3].

1. Проблема розробки мікроракет-носіїв для виведення в космос мікро- і наносупутників

Поява сучасних доступних технологій створення ефективних мікро- (< 100 кг), нано- (< 10 кг) і пікосупутників (< 1 кг) викликала додатково нову проблему розробки дешевої малої РН, спеціально призначеної для запуску малих космічних апаратів; наприклад, для США ця проблема вже набула критичної гостроти [3].

Безсумнівно, що такі новітні технології як MEMS, MEOMS, які дають можливості розробки мікромеханізмів і мікропневмогідролічних агрегатів

(клапанів, турбін, двигунів), використання суцільних скляних корпусів малих супутників для передачі даних лазерами всередині самих цих супутників [4, 5], будуть і надалі сприяти мініатюризації супутників і розширенню їхніх функціональних можливостей і, таким чином, все більше загострювати потребу в мікро РН. Спроби створити ефективні мікро РН на основі сучасних технологій не мають успіху. Так, наприклад, якщо типовий сучасний РН (тобто такий РН, що має масу кілька сотень тон і розрахована на виведення супутників масою 3-15 тон на низькі навіколоземні орбіти) притаманні питома маса корисного вантажу близько 3%, абсолютна і питома вартості виведення відповідно кілька сотень мільйонів доларів і близько \$10 тис./кг, то сучасні американські малі ракети «Pegasus» і «Falcon» (стартовою масою в кілька десятків тон), призначені для виведення близько 300 кг на низьку полярну орбіту, мають питомі вартості виведення \$70 тис./кг і \$17 тис./кг при вартостях пуску \$20 млн. і \$6 млн. відповідно [3] і питомих масах корисного навантаження близько 1%. Тобто, малі ракети за питомими показниками в кілька разів гірші за великі. Це також можливо прослідкувати і на інших прикладах, таких як японські малі РН, які зараз пропонуються для малих супутників [6].

Причина цього полягає у відомому «масштабному факторі» – зростанні долі маси конструкції в загальній масі ракети при зменшенні останньої. Або ж, як сказано в [7]: «Питома вартості РН неминуче зростають, коли їхні розміри зменшуються». В [8] «масштабний ефект», тобто масштабний фактор, визначається як фундаментальний закон для будь-яких транспортних систем – наземних, морських, повітряних і космічних: «Чим більше система, тим менше питома вартість транспортування». Як стверджує у своїх висновках зібрання американських фахівців, що розглядали проблему зниження вартості виведення малих супутників [9]: «Для зниження вартості, яке є суттєвим, нові системи мають бути розглянуті, такі, що викликають фундаментальні зміни у побудові засобів виведення і експлуатаційній культурі».

Зараз в світі йде пошук таких технологій, про що, наприклад, свідчать доповіді на щорічних Міжнародних астронавтичних конгресах. Один із запропонованих варіантів – запуск малої РН з малого суборбітального повітряно-космічного літака, який після початкового набору висоти і швидкості із застосуванням традиційних повітряно-реактивних двигунів продовжує набір висоти і швидкості за допомогою твердопаливного ракетного прискорювача [10]. Зауважимо, що використання літака, особливо космічного, може бути вельми корисним, але ж проблема масштабного фактора для ракети все одно лишається: як зробити малу ефективну ракету щоб оснастити нею такий літак?

2. Перспективи використання спалимих РН

На нашу думку, спалимі РН [11] варто розглядати як одну із нових перспективних технологій, що мають потенціал для розв'язання означених вище проблем.

Спалимі РН не мають баків як окремих конструктивних елементів, це зменшує вплив масштабного фактора і, тому, спалима мікро РН може мати високу масову досконалість і бути реалізована в одноступінчастому варіанті при використанні, навіть, вуглеводневого пального. Такі РН не потребуватимуть зон відчуження, не засмічуватимуть земну поверхню відпрацьованими ракетними блоками і можуть запускатися за допомогою наземного або авіаційного стартів, наприклад, з території Українського Придніав'я над Чорним морем. Подібна траса пусків вже розглядається в Румунії для авіаційних запусків малих РН [12]. Одноступінчаста спалима РН є особливо придатною для повернення на Землю багаторазової ДУ. В цьому випадку важливо відзначити відсутність такого шкідливого впливу на довкілля як засмічення навіколоземного простору відпрацьованими ракетними блоками. Отже, по-перше, стає теоретично можливою реалізація економічно доцільного одноступінчастого носія на вуглеводневому паливі з багаторазовим використанням ДУ і СК, по-друге, відкривається можливість створення мікро- і наноракет-носіїв для виведення на низькі орбіти корисного навантаження масою від кількох кілограмів до кількох десятків кілограмів.

3. Влаштування спалимих РН

Хоча ідея використання конструктивних елементів РН як палива відома з часів піонерів ракетної техніки і космонавтики Фрідріха Цандера, Юрія Кондратюка, Арі Штернфельда, Вальтера Гомана, її практична реалізація стримувалась конструктивними труднощами і стала можливою в наш час завдяки новітнім досягненням в галузях використання полімерних матеріалів і магнітної герметизації.

Можливо запропонувати кілька варіантів конструктивно-компоновочних схем спалимих РН, основна відмінність між якими полягає в способі подачі палива в ДУ. Він може бути близьким до традиційного [11, 13], якщо подача здійснюється насосом (для рідкого окислювача) і компресором (для газифікованого пального), а також нетрадиційним, якщо подача здійснюється за рахунок ваги або інерційних сил, що діють на паливо [14].

На рис. 1 представлений варіант спалимої РН. Полімерна бакова оболонка подається в газифікаційну камеру зубчастої форми [11, 15, 16] за допомогою власної ваги, тут вона газифікується за рахунок теплоти неповного згоряння всього пального і частини

окислювача після чого подається в камеру згоряння компресором [17]. Магнітопорошковий обтюратор, що має низьке тертя, ущільнює проміжок між рухомих днищем, газифікаційною камерою і оболонкою бака; також обтюратор демпфує коливання двигунного блока [18 – 20]. Ракета скорочується в міру витрачання палива, в кінці польоту двигунний блок входить в спускний апарат і приземлюється.

Висновки

Теоретично багаторазові одноступінчасті спалимі мікро РН на вуглеводневому паливі матимуть приблизно вдвічі меншу питому вартість виведення при порівнянні з традиційними багаторазовими двоступінчастими РН на такому ж паливі і приблизно однакову питому вартість виведення з традиційними багаторазовими двоступінчастими РН на вуглеводнево-водневому паливі. При цьому спалимі РН матимуть менші разові витрати внаслідок відсутності потреби врятування ракетних блоків перших ступенів.

Література

1. Rose B. *Secret projects: Military space technology* / B. Rose. – Hersham: Ian Allan Publishing, 2008. – P. 61-103.
2. Skylon users' manual [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.reactionengines.co.uk>.
3. Bille. M. *Practical Microsat Launch Systems: Economics and Technology*. AIAA/USU Conference on Small Satellites. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_03/kane_mls/kane.mls.pdf. – 20.08.2008.
4. Tiny Glass Satellites Represent New Concepts, Technologies [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.aero.org/news/newsitems/glasssatellites-012505.html>. – 20.08.2008.
5. Shubert. D. *A New MEMS-Concept Using Micro Turbines for Satellite Power Supply*, paper IAC-08.C3.2.6 [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).
6. Matsuda S. *An Affordable Small Satellite Launcher Concept in Japan*, paper IAC-08.B4.5.6 [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).
7. Webb G. *Responsive access to space for european microsatellites* [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).
8. Koelle D.E. *The next generation of launch vehicles* / D.E. Koelle // *Journal of the British Interplanetary Society*. – 1981. – Vol. 34. – P. 201-204.
9. *Technology for Small Spacecraft* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.nap.edu/openbook/0309050758/html/75.html>. – 20.08.2007.

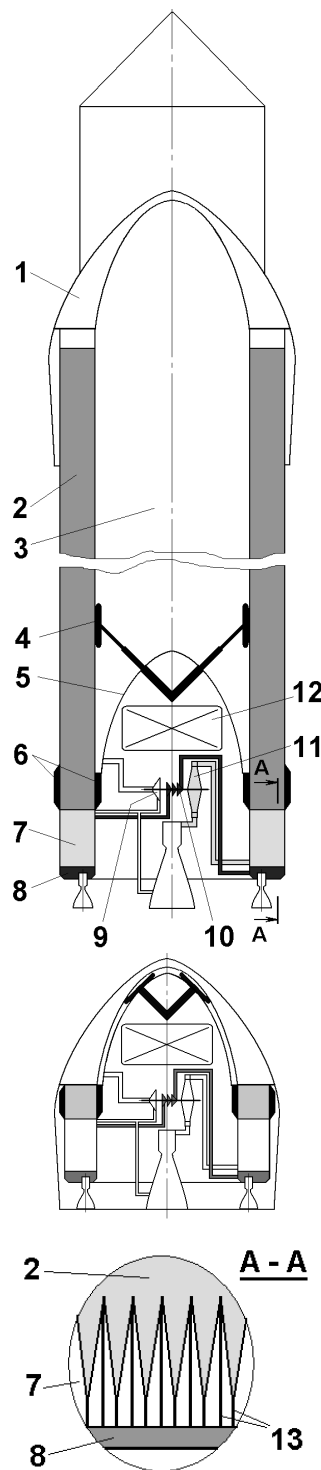


Рис. 1. Варіант спалимої РН на старті і після повернення багаторазової частини:

1 – спускний апарат; 2 – поліетиленова бакова оболонка; 3 – рідкий окислювач; 4 – шарнірна опора; 5 – пересувне днище; 6 – магнітопорошкові обтюратори; 7 – газифікаційна камера; 8 – колектор газоподібних продуктів термічної деструкції оболонки; 9 – насос окислювача; 10 – компресор пального; 11 – турбіна; 12 – прилади системи керування; 13 – трубопроводи газоподібних продуктів термічної деструкції оболонки

10. Lauer. C.J. *The XP spaceplane as a reusable first stage for an affordable and responsive microsatellites launch systems*, [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).

11. Yemets V. *Launch Vehicle with Combustible Polyethylene Case Gasification Chamber Design Basis* / V. Yemets // *Journal of the British Interplanetary Society*. – 2008. – Vol. 61, № 1. – P. 32-38.

12. Savu G. *Micro, Nano and Pico Satellites Launched from the Romanian Territory* / G. Savu // *Acta Astronautica*. – 2006. – Vol. 59, №. 8-11. – P.859-861.

13. Ємець В.В. Доцільні області застосування ракет-носіїв із спалимими поліетиленовими баками / В.В. Ємець // *Космічна наука і технологія*. – 2008. – Т 14, № 1. – С. 17-24.

14. *Single-Stage Small Satellite Launcher with Combustible Tank of Polyethylene* / V. Yemets, F. Sanin, Ye. Dzbur, M. Masliany, O. Kostritsyn, G. Minteev // *Acta Astronautica*. – 2009. – Vol. 64, № 1. – P. 28-32.

15. Ємець В.В. Газифікаційна камера спалимої ракети-носія / В.В. Ємець // *Вісник двигунобудування*. – 2008. – № 1. – С. 17-21

16. Експериментальне дослідження моделі ракетного двигуна, що живиться твердим поліетиленовим стержнем як паливом / В.В. Ємець, Ф.П. Санін, Є.О. Джур та ін. // *Космічна наука і технологія*. – 2007. – Т 13. – № 6. – С. 18-30.

17. Ємець В.В. Оцінка характеристик компресора для газоподібних продуктів термічної деструкції поліетилену / В.В.Ємець, О.Ю. Костріцин // *Вісник Дніпропетровського університету. Ракетно-космічна техніка*. – 2006. – Вип. 10, Т. 1 – С. 29-35.

18. Yemets V. *Coated magnetic powder as a sealing and damping material* / V. Yemets, M. Masliany, O. Kostritsyn // *Magnetohydrodynamics*. – 2007. – № 3. – P. 355-361.

19. Yemets V. *Prospects of Magnetic Powder Seals and Dampers for Spacecraft Devices*, IAC-08.C2.8.9 [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress Proceedings, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).

20. Ємець В.В. Обтюратор двигунного блоку спалимої ракети-носія / В.В. Ємець // *Вісник двигунобудування*. – 2007. – № 2. – С. 17-23.

Надійшла до редакції 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ф.П. Санін, Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара, Дніпропетровськ, Україна.

ПЕРСПЕКТИВА РЕАЛИЗАЦИИ ЭФФЕКТИВНОЙ МИКРОРАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПУТЁМ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОЛИМЕРНОЙ БАКОВОЙ ОБОЛОЧКИ КАК ГОРЮЧЕГО

В.В. Емец

Разработка микроракет-носителей (микро РН) для выведения на низкие околоземные орбиты спутников микро- нано- и пикоклассов – одна из новейших актуальных задач развития ракетно-космической техники сегодняшнего дня. Однако современные РН предназначены для выведения на орбиту космических аппаратов массами от нескольких тонн до нескольких десятков тонн, и сделать микро РН, используя те же конструктивно-компоновочные схемы и технологии без изменений, вряд ли возможно. Существенно снизить удельную массу конструкции РН и, таким образом, уменьшить влияние масштабного фактора возможно путём изготовления баковой оболочки РН из полимерного материала и использования её как основного горючего. В статье рассматриваются некоторые варианты устройства таких – сжигаемых – РН и их важнейших агрегатов, приводится оценка целесообразности области и эффективности использования.

Ключевые слова: микроракета-носитель, сжигаемый полимерный бак, газификационная камера, магнитопорошковый обтюратор.

THE POSSIBILITY OF THE EFFECTIVE MICRO LAUNCH VEHICLE REALIZATION BY MEANS OF USING ITS POLYMERIC TANK SHELL AS FUEL

V.V. Yemets

Developing micro launch vehicles (LV) capable of orbiting micro, nano and picosatellites is one of the topical present-day problems of space transportation. However, the modern launch vehicle design and technology that is a prominent achievement of twentieth century are intended for orbiting large spacecrafts having masses from several tons to several tens of tons, so developing micro LVs using the same design and technology is scarcely possible. Considerable decreasing the LV structure mass fraction and the impact of scale effect is possible to reach by means of making the LV tank shell of polymer and using it as main fuel. Several versions of such combustible LVs as well as their main parts are considered in this article, the LVs efficiency and the field of application are estimated.

Key words: micro launch vehicle, combustible polymeric tank, gasification chamber, magnetic obturator.

Ємець Віталій Володимирович – канд. техн. наук, доцент кафедри технології виробництва ракетно-космічних літальних апаратів Дніпропетровського національного університету ім. Олеся Гончара, Дніпропетровськ, Україна, e-mail: Vitaly.Yemets@yahoo.com.

УДК 629.786.085

Г.А. ФРОЛОВ, В.С. ЦЫГАНЕНКО, В.В. ПАСИЧНЫЙ

Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев

ТЕПЛОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ РАДИАЦИОННОМ НАГРЕВЕ

Показана возможность использования экономичных установок радиационного нагрева для испытаний элементов ракетно-космической техники. На гелиоустановке с концентратором $\varnothing 5$ м проведены исследования прогрева макета спускаемого аппарата с вмонтированной антенно-фидерной системой и бортовым передатчиком УКВ-диапазона, а также теплозащитного пакета многоразового космического аппарата. На гелиоустановке с концентратором $\varnothing 3$ м выполнено моделирование распределения температур на поверхности оптического мениска. Полученные результаты показали, что на гелиоустановках можно моделировать тепловое воздействие на элементы изделий ракетно-космической техники.

Ключевые слова: гелиоустановка, спускаемый аппарат, теплозащитное покрытие, концентратор лучистой энергии, высокотемпературный нагрев, многоразовый космический аппарат.

Введение

Моделирование условий работы теплонапряженных систем космических аппаратов является сложной технической задачей. Например, при моделировании плотностей и скорости полета, соответствующих точке максимального нагрева возвращаемого спутника Земли, в аэродинамической трубе с сечением рабочей части в 1 м^2 требуемые мощности в свое время превышали 1% всей энергии США [1]. Поэтому большинство тепловых экспериментов проводятся на небольших образцах. Однако такой подход не применим, когда необходимо исследовать, например, теплозащитный пакет многоразового космического аппарата или проверить работоспособность какой-либо системы при моделировании теплового воздействия. В этих случаях размеры моделей часто превышают 100 мм и их нагрев требует больших энергетических затрат.

1. Формулирование проблемы

При разработке сложных теплонапряженных элементов ракетно-космической техники возникает необходимость проведения многочисленных тепловых экспериментов. При таких исследованиях размеры объекта часто соизмеримы с зоной теплового воздействия установки конвективного нагрева (плазмотрон, газогенератор), если мощность, потребляемая этой установкой, находится на уровне нескольких мегаватт. В то же время при испытаниях таких объектов, как, например, многослойное

теплозащитное покрытие многократного использования, спускаемый зонд в атмосферу планет и др. обычно требуется моделировать специальное распределение температур на поверхности, проводить температурные, оптические и радиотехнические измерения. В этих случаях использование экономичных и удобных установок, какими являются установки радиационного нагрева, может позволить решить поставленную задачу с наименьшими затратами.

Целью работы является продемонстрировать возможности гелиоустановок для моделирования теплового воздействия на достаточно сложные элементы ракетно-космической техники. Ранее на гелиоустановке СГУ-7 проводились ресурсные испытания плиточной теплозащиты многоразового космического аппарата (МКА) «Буран» [2].

В последнее время большое внимание уделяется разработке металлических теплозащитных покрытий (ТЗП) МКА. Одним из основных элементов этих многослойных теплозащитных пакетов является теплоизоляционный материал, так как максимальная температура на поверхности металлической конструкции МКА не должна превышать 200°C . Поэтому материал теплоизоляции в основном определяет толщину теплозащитного пакета. Для его выбора необходимо провести много экспериментов на макетах, размеры которых должны быть не менее $100 \times 100 \text{ мм}$ с определением теплофизических характеристик.

Например, для определения теплопроводности с помощью обратной задачи необходимо выполнить измерения температур в различных точках покрытия

при одностороннем подводе тепловой энергии, рис. 1, а. Основная часть поверхности, разрабатываемых МКА, нагревается до температуры $\sim 1100^\circ\text{C}$ в течение 20 минут. Общее количество циклов нагрева обычно достигает 100.

Вторая задача, которую необходимо было решить с помощью установки радиационного нагрева, связана с исследованием работоспособности спускаемого аппарата (СА). Для испытаний спускаемого зонда с вмонтированной антенно-фидерной системой и бортовым передатчиком УКВ-диапазона, рис. 1, б, необходимо провести измерение температур в различных точках макета и контроль затухания радиосигнала в зависимости от температуры на передатчике.

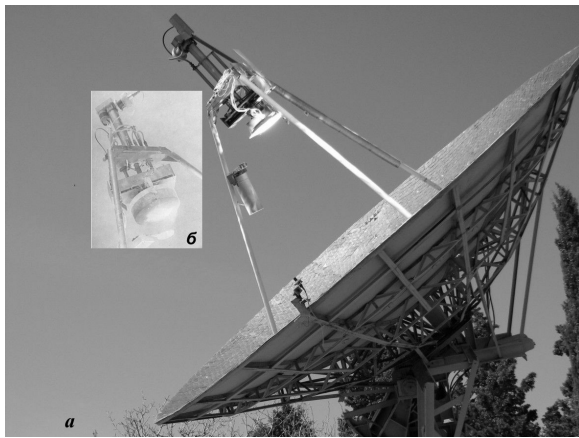


Рис. 1. Определение прогрева теплозащитного пакета (а) и испытание макета СА (б) на гелиоустановке СГУ-7

Наконец, при исследованиях термостойкости оптического мениска, рис. 2, главная проблема заключается в требовании обеспечить специальное распределение температуры на его поверхности.

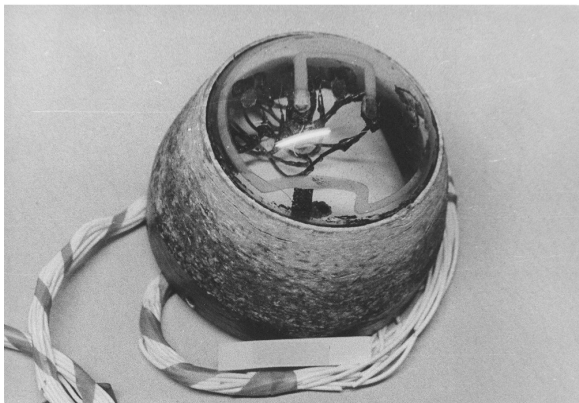


Рис. 2. Мениск из оптического стекла с датчиками температуры и целостности

2. Решение проблемы

2.1. Исследование теплозащитного пакета многократного использования

Испытания проводились на гелиоустановке СГУ-7, рис. 1.

Основным элементом гелиоустановки является фацетный концентратор солнечной энергии $\varnothing 5$ м. Установка оснащена системой непосредственного слежения за Солнцем.

Диаметр фокального пятна с неоднородностью распределения светового потока $\sim 10\%$ составляет порядка 160 мм.

Теплозащитный пакет помещался в специальную державку, обеспечивающую одномерное температурное поле, рис. 3.

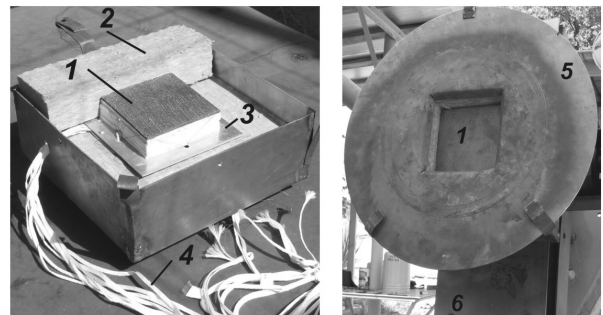


Рис. 3. Подготовка ТЗП для испытаний на гелиоустановке СГУ-7:

- 1 – ТЗП; 2 – боковая теплоизоляция;
- 3 – подложка из сплава АМГ-6;
- 4 – термопарные провода;
- 5 – защитный экран; 6 – координатник

При монтаже ТЗП на гелиоустановке дополнительно устанавливался защитный экран, исключаящий подвод тепла с боковых поверхностей. В процессе испытаний температура контролировалась с помощью хромель-алюмелевых термопар, установленных в 6-ти различных точках ТЗП. Поверхность теплозащитного пакета представляет собой металлическую пластину, выполненную из специального хромоникелевого сплава. В качестве теплоизоляции применяется волокнистый материал на основе SiO_2 с плотностью 66 кг/м^3 , а подложка выполнена из сплава АМГ-6.

На рис. 4 показан пример компьютеризированной записи температурного поля в ТЗП.

Было установлено, что предложенный теплоизоляционный материал обеспечивает заданную температуру на холодной поверхности теплозащитного пакета и имеет теплопроводность близкую к теплопроводности плиточной теплозащиты МКА «Бурани».

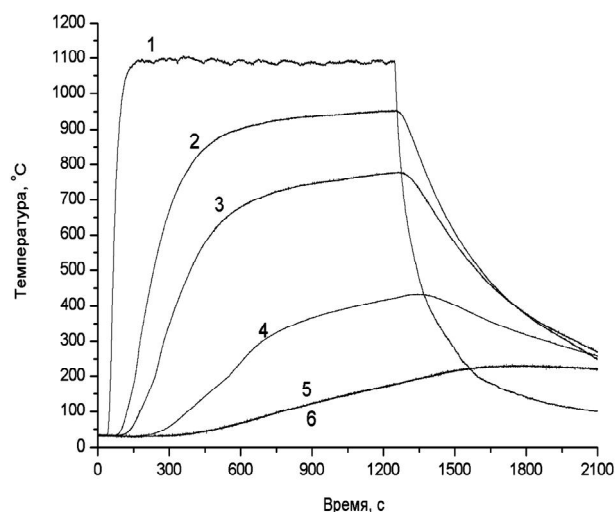


Рис. 4. Зависимость температуры по толщине ТЗП от времени нагрева:
1 – температура поверхности;
2 – на расстоянии 15 мм от поверхности;
3 – 25 мм, 4 – 41 мм; 5 и 6 температура подложки из сплава АМГ-6, 48 мм

2.2. Определение влияния обугливания теплозащиты спускаемого аппарата на прохождение электромагнитной энергии

Поскольку размеры макета СА почти в два раза превышали размеры зоны нагрева установки СГУ-7 (~ 200 мм) было обеспечено перемещение фокального пятна по поверхности изделия с визуальной корректировкой с помощью телевизионной установки. Эксперимент проводился в четыре этапа при различных временах и уровнях теплового воздействия (табл. 1).

Таблица 1

Режимы испытаний СА

№ п/п	Тепловой поток, кВт/м ²	Время нагрева, с	T _{2, макс.} , °C
1	546	70	900
2	420	126	1050
3	460	187	1120
4	400	1110	~900

Приемник сигналов был установлен таким образом, чтобы сигнал воспринимался через нагретую поверхность, т. е. при ориентации установки на Солнце приемник находился в поле зрения передней, нагреваемой поверхности изделия.

Измерения температуры проводилось в трех точках макета СА, рис. 4.

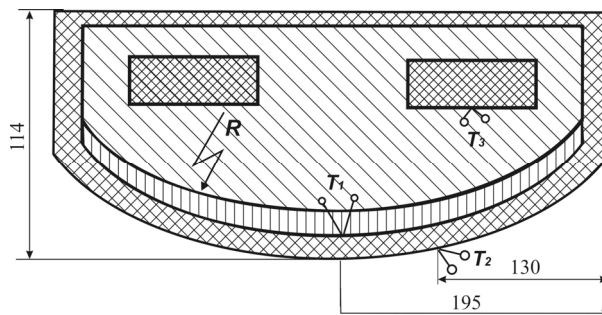


Рис. 5. Схема размещения термодатчиков в макете СА

В процессе эксперимента № 1 температура T₁ на внутренней поверхности теплозащитного покрытия продолжала повышаться после прекращения нагрева (70 с) и достигла 240 °C на 120 с. Температура на внешней поверхности достигла максимального значения (T_{в макс.}) 900 °C на 25 с нагрева и оставалась постоянной до окончания нагрева.

Характер прохождения сигнала (уровень и частота) не менялся в течение всего эксперимента.

Увеличение времени нагрева в эксперименте №2 до 126 с, а в эксперименте №3 до 187 с повысило значение температуры T₁ до 300 °C. При этом передатчик работал также практически без потери мощности сигнала.

На рисунке 5 для примера приведены зависимости температур T₁ и T₂ от времени для эксперимента №1.

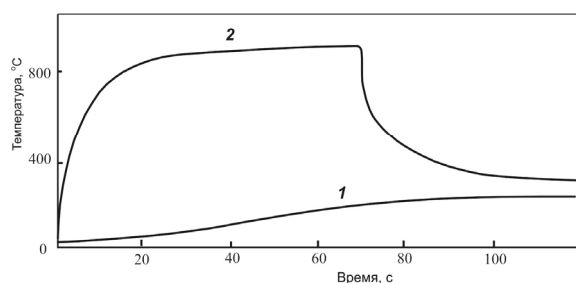


Рис. 6. Зависимость температуры от времени для эксперимента №1:
1 – температура T₁ на внутренней поверхности ТЗП,
2 – температура T₂ на поверхности ТЗП

Для выяснения предельных возможностей работы прямо-передающего тракта был проведен специальный эксперимент с длительностью нагрева 1110 секунд, при котором температура на передатчике T₃ превысила 100 °C. При достижении этой температуры изменилась частота и уровень мощности сигнала, который непрерывно уменьшался до полного исчезновения. После прекращения нагрева температура передатчика продолжала нарастать до 200 °C, рис. 6.

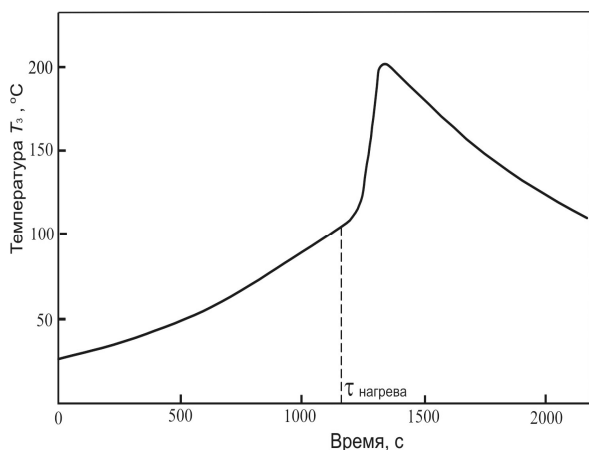


Рис. 7. Изменение температуры корпуса передатчика при времени нагрева поверхности СА $\tau = 1110$ с

В результате испытаний макета СА было установлено, что при температуре нагреваемой поверхности до 1200°C и заданном времени работы потеря мощности сигнала за счет прогрева и обугливания теплоизоляционного покрытия не превышает 3 дБ, что обеспечивает надежное обнаружение спускаемого аппарата после его приземления.

2.3. Исследование термостойкости оптических менисков при заданном распределении температуры на поверхности

Эксперимент проводился на установке с диаметром концентратора 3 м, обеспечивающей тепловой поток до 600 кВт/м^2 . Мениски из оптических материалов были оснащены датчиками температуры (хромель-копелевые термопары) и датчиками целостности. На рис. 7 показаны места установки датчиков температуры.

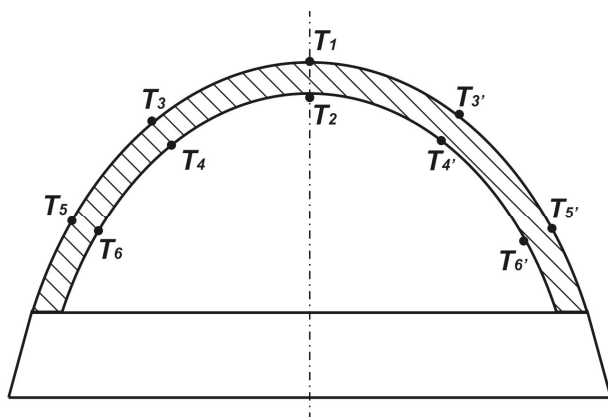


Рис. 8. Схема установки датчиков температуры на макете оптического мениска из стали X18H9T

Для обеспечения заданного распределения температуры на поверхности было изготовлено специальное приспособление, рис. 9.

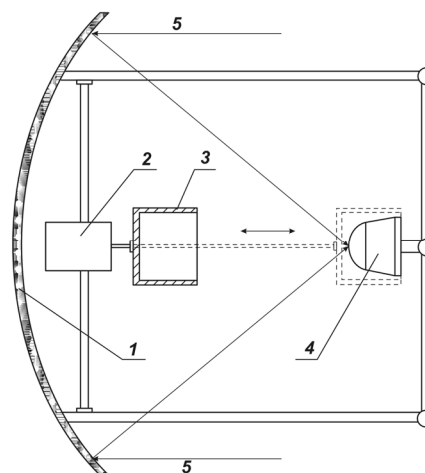


Рис. 9. Схема гелиоустановки для испытаний оптических менисков:
1 – концентратор солнечной энергии $\varnothing 3$ м;
2 – электродвигатель; 3 – регулятор теплового потока; 4 – оптический мениск;
5 – направление солнечных лучей

Применение этого устройства обеспечило удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных значений температур на поверхности мениска. Отработка режимов испытаний и диагностика распределения температуры по поверхности мениска производилось на макете $\varnothing 100$ мм, изготовленном из нержавеющей стали, рис. 10.

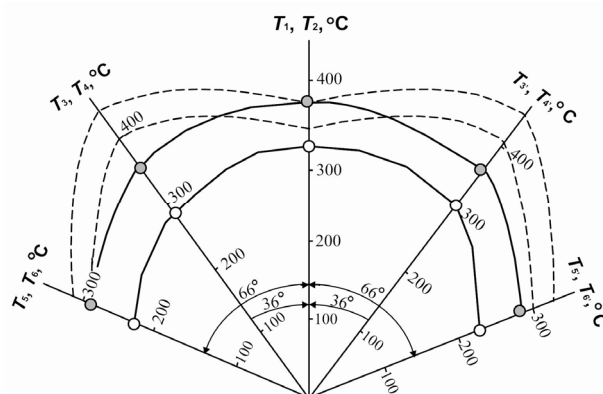


Рис. 10. Распределение температуры по поверхности макета мениска из стали 1X18H9T на 18 с нагрева (рис. 7): точки – эксперимент, черные точки – температура на внешней поверхности, светлые – на внутренней поверхности; пунктирные линии – расчет для стали 1X18H9T, сплошные линии аппроксимация эксперимента

В процессе экспериментов максимальная температура на поверхности менисков не превышала 400°C .

Заключение о работоспособности менисков проводилось в результате анализа их целостности и

сопоставления экспериментальных кривых нагрева с расчетными.

Литература

1 Полежаев Ю.В. Тепловое разрушение материалов: монография / Ю.В. Полежаев, Г.А. Фролов. – К.: Академперіодика, 2006. – 354 с.

2 Исследование работоспособности теплозащиты орбитального самолета «Буря» в условиях лучистого нагрева на гелиоустановках / В.В. Пасичный, В.Я. Бережеецкая, А.А. Горячев, М.Я. Гофин, Г.А. Фролов // Инж.-физ. журн. – 2001. – Т. 74, №6. – С. 32–33.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.А. Урюков, Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев.

ТЕПЛОВІ ВИПРОБУВАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ ВИРОБІВ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ ПРИ РАДІАЦІЙНОМУ НАГРІВІ

Г.А. Фролов, В.С. Циганенко, В.В. Пасичний

Показана можливість використання економічних установок радіаційного нагріву для випробувань елементів ракетно-космічної техніки. На геліоустановці з концентратором $\varnothing$ 5 м проведено дослідження прогріву макету апарату, що спускається, з вмонтованою антенно-фідерною системою і бортовим передавачем УКВ-діапазону, а також пакету теплового захисту багаторазового космічного апарату. На геліоустановці з концентратором $\varnothing$ 3 м проведено моделювання розподілу температур на поверхні оптичного меніска. Отримані результати показали, що на геліоустановках можна моделювати теплову дію на елементи виробів ракетно-космічної техніки

Ключові слова: геліоустановка, апарат, що спускається, теплозахисне покриття, концентратор променевої енергії, високотемпературний нагрів, багаторазовий космічний апарат.

THERMAL TESTS OF ELEMENTS OF THE SPACE-ROCKET TECHNICS AT RADIATING HEATING

G.A. Frolov, V.S. Tsyganenko, V.V. Pasichny

Possibility to use of economic installations of radiating heating for tests of elements of space-rocket technics is shown. On a solar power plant with the concentrator of $\varnothing$ 5 m are carried out researches of heating of the landing module mock up with the built antenno-feeding system and the onboard transmitter of VHF-range, and also the heat protective coating of a reusable space vehicle. The modelling of a temperature distribution on a surface of an optical meniscus is executed on a solar power plant with the concentrator of $\varnothing$ 3 m. The received results have shown, that on solar power plants it is possible to model thermal influences on elements of space-rocket technics.

Keywords: solar power plant, landing module, heat protective coating, concentrator Radiant energy, high-temperature heating, reusable space vehicle.

Фролов Геннадий Александрович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом испытаний и аттестации материалов ракетно-космической техники Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_forlov@nbi.com.ua.

Цыганенко Вера Сергеевна – научный сотрудник отдела испытаний и аттестации материалов ракетно-космической техники Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_forlov@nbi.com.ua.

Пасичный Владислав Васильевич – канд. тех. наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом тепловых испытаний и гелиотехники Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: pasich2008@meta.ua.

УДК 629.764.01

К.В. БЕЗРУЧКО, А.О. ДАВИДОВ, В.М. СВИЩ, А.А. ХАРЧЕНКО

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

КЛАССИФИКАЦИЯ И СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

В статье рассмотрены важнейшие запуски пилотируемых и беспилотных космических аппаратов за последние десять лет. Приведена сравнительная характеристика и состав технологического оборудования стартовых комплексов современных ракет-носителей. Проведена классификация стартовых комплексов в зависимости от: класса ракеты-носителя, способа сборки и транспортировки, метода подготовки ракеты космического назначения, места дислокации, возможности перемещения в пространстве, числа стартовых площадок, степени универсальности. В статье также приведены примеры стартовых комплексов соответствующих различным классам.

Ключевые слова: космодром, стартовый комплекс, ракета-носитель, ракета космического назначения, стартовая площадка.

Введение

Трудно представить жизнь современного человека без участия различных космических аппаратов – спутников связи (телевидение, радио, телефония, широкополосная связь, мобильная связь), навигационных спутников (глобальная система позиционирования GPS), метеорологических спутников, геологоразведочных спутников. Однако запуск таких аппаратов требует больших затрат и в первую очередь возможности и места для запуска. Традиционно для запусков космических аппаратов на орбиту Земли или на межпланетные траектории используются космодромы. В настоящее время в мире известно двадцать космо-

дромов, из которых активно используется только двенадцать (по три в России и США, по два в Китае и Японии и по одному во Франции и Индии) [1, 2]. Одни из этих космодромов используются для запуска и пилотируемых и беспилотных космических аппаратов, а другие только для беспилотных космических аппаратов. Ниже приведен перечень космодромов, с территории которых производились запуски пилотируемых (табл. 1) и беспилотных космических аппаратов (табл. 2). В данной статье приведена классификация и сравнительные характеристики основного комплекса космодрома, без которого невозможно произвести запуск космического аппарата, а именно – стартового комплекса.

Таблица 1

Запуски пилотируемых космических аппаратов (в период с 2000 года)

Космодром	Координаты	Стартовый комплекс	Ракета-носитель	Всего полетов
Байконур, Казахстан [1]	45°57'45" с.ш. 63°18'34" в.д.	СП 1	Союз-ТМ 30-34	5
			Союз-ТМА 1-18	18
Космический центр Кенеди, США [2]	28°36'30" с.ш. 80°36'15" з.д.	LC39	STS 99-132	36
Jiuquan Satellite Launch Center, Китай [2]	40°57'28" с.ш. 100°17'30" в.ш.	SLS	Long March 2F	3
Mojave Spaceport, США [2]	35°03'34" с.ш. 118°09'06" з.д.	взлётно-посадочная полоса	White Knight	3

1. Общая характеристика стартовых комплексов

Стартовый комплекс – это составная часть космического комплекса, предназначенная для проведения предстартовой подготовки средств выведения и космических объектов и осуществления их пуска. Стартовый комплекс представляет собой функцио-

нально целостную компактную структуру, предназначенную для осуществления пуска ракеты космического назначения. Космодромы могут содержать один и более стартовых комплексов.

В состав стартового комплекса входит технологическое оборудование способное выполнять технологические функции, возложенные на стартовый комплекс (рис. 1) [3, 4].

Таблица 2

Запуски беспилотных космических аппаратов (в период с 2000 года)

Ракеты-носители	Космодром, стартовый комплекс	Масса полезной нагрузки, т	Кол-во ступеней	Стоимость запуска
Союз ФГ	Байконур, СК 1 и 31	7,1–7,8 (LEO); 4,5 (800км SSO)	2-3	\$35–40 млн
Союз 2	Байконур, СК 31; Плесецк, СК 43/4	7,8 (LEO); 4,5 (800км SSO)	2-3	\$35–40 млн
Зенит-2М	Байконур, СК 45/1	13,7 (LEO)	2	~\$45 млн.
Зенит-3SL	Sea Launch; Байконур, СК 45/1	6,1 (LEO); 3,965 (MEO); 1,84 (GEO); 3,7 -6,05 (GTO)	3	~\$90 млн.
Протон М и К	Байконур, СК 200 и 81	20,7-22 (LEO); 4,35-5,6 (GTO)	3-4	~\$80 млн.
Космос 3М	Капустин Яр, СК 107; Плесецк, СК 132 и 133/3	1,5 (LEO); 0,775 (SSO)	2	~\$8 млн.
Delta IV	Cape Canaveral, SLC-17 и 37; Vandenberg, SLC-2 и 6	8,6-25,8 (LEO); 3,9-10,84 (GTO)	2	\$140 - 170 млн.
Atlas II, III, V	Cape Canaveral, SLC-36 и 41; Vandenberg, SLC-3	6,5–29,4 (LEO); 2,8–13,0 (GTO)	2 - 3	\$85 - 115 млн.
Titan IV	Cape Canaveral, SLC-40-41; Vandenberg, SLC-4	17,6-21,7 (LEO); 5,7 (GSO, HSO)	3-5	\$250–350 млн.
Athena I	Kodiak, LC 1	0,8 - 1,9 (LEO)	2-3	\$16–22 млн.
Mu	Kagoshima	1,3 – 1,8 (LEO)	3-4	
Ariane 4 и 5	Guiana Space Centre, ELA-3; Kourou, ELA-2	5,0 – 21 (LEO); 2,0 – 10,5 (GTO)	2	\$70–115 млн.
PSLV	Sriharikota	3,3 (LEO); 1,6 (HCO); 1,1 (GTO)	4	
GSLV	Satish Dhawan	5,1 (LEO); 2,0 – 2,5 (GTO)	3	
Н-II	Tanegashima, LC-Y	10 (LEO); 3,9 (GTO)	2	\$120 млн.
Shavit	Palmachim	0,35 – 0,8 (LEO)	4	
Pegasus	Lockheed L-1011	0,44 (LEO)	1	\$30 млн.
Старт-1	Свободный, СК 5; Плесецк, СК 158	0,53 (LEO); 0,17 (SSO)	4	
Штиль	Подводная лодка К-84 «Екатеринбург»	0,1 – 2,8 (LEO)	3	\$4,5 млн.
Днепр-1	Ясный	4,5 (LEO); 3,2 (ISS); 0,5 (TLI)	3-5	€18 млн.
Minotaur	Vandenberg, SLC-8; MARS, LP-0B	0,58-1,74 (LEO); 0,33 (SSO); 0,4 (8000 км); 3,0 (5000 км)	4-5	
Falcon	Cape Canaveral, SLC-40; Omelek Island	0,7-32,0 (LEO); 1,0-15,0 (GTO); 0,43 (SSO)	2	\$7-90 млн.
Safir	Semnan	0,027 (LEO)	2	

К таким технологическим функциям относятся: транспортирование и установка ракеты-носителя на пусковое устройство; вертикализация ракеты-носителя; стыковка бортовых коммуникаций ракеты-носителей с системами стартового комплекса, обеспечивающими предстартовую подготовку и пуск ракеты-носителя; прицеливание ракеты-носителя; предстартовые проверки бортовых систем ракеты-носителя; заправка ракеты-носителя компонентами ракетного топлива, а также разгонных бло-

ков низкокипящими компонентами топлива; набор готовности и пуск ракеты-носителя.

Стартовый комплекс включает в себя область, с которой производится старт ракет и область, на которой производится приземление компонентов ракеты-носителя. А также станции слежения, камеры и другие средства для оценки процесса запуска. Также в состав стартового комплекса может входить взлетно-посадочная полоса для взлета и приземления многоразовых космических аппаратов.



Рис. 1. Состав технологического оборудования стартового комплекса

Обычно стартовый комплекс состоит из зоны обслуживания и зоны старта. Зона обслуживания обеспечивает возможность доступа к стартовой площадке для осмотра ракеты-носителя до запуска. В зоне старта находятся средства подачи ракетного топлива, газов, электроэнергии, а также линии связи с ракетой-носителем.

2. Классификация стартовых комплексов

Выбор варианта стартового комплекса определяется целевыми задачами, возлагаемыми на космодром и принимаемыми техническими решениями при его создании. основополагающее значение для определения облика стартового комплекса имеют технические характеристики пускаемой с него ракеты космического назначения. К основным таким характеристикам относятся: масса стартовой ракеты космического назначения; выбранные для ракеты-носителя компоненты ракетных топлив; условия транспортировки ракеты-носителя; требования по условиям пуска ракеты-носителя; технология работ по подготовке к пуску и пуску ракет-носителей; оперативные характеристики нахождения ракеты-носителя в определенных состояниях готовности к пуску; способ пуска; требования по безопасности.

Таким образом, исходя из этих требований (характеристик) можно провести сравнительную оценку вариантов стартовых комплексов и выделить следующие признаки по которым можно классифицировать стартовые комплексы: класс ракеты-носителя; способ сборки и транспортировки; метод подготовки ракеты космического назначения; место дислокации; возможность перемещения в пространстве; число стартовых площадок; степень универсальности.

По **классу ракет-носителей** все стартовые комплексы подразделяются на следующие (табл. 3) [2, 3, 5].

По **способу сборки и транспортировки** ракеты-носителя к стартовой площадке различают два

основных типа стартовых комплексов – горизонтальная и вертикальная.

Горизонтальный способ сборки и транспортировки использовался в Советском союзе для всех типов ракет-носителей. В тоже время ракета-носитель Saturn Космического центра им. Кеннеди, собирается и транспортируется на стартовую площадку в вертикальном виде. Такая же система использовалась для ракет-носителей Ariane Космического центра Гвиана во Французской Гвиане. На станции военно-воздушных сил на Мысе Канаверал используется как горизонтальный (ракета-носитель Titan), так и вертикальный (ракета-носитель Atlas V) способ транспортировки. Также горизонтальный способ сборки и транспортировки применяется на стартовых комплексах таких ракет-носителей как: Delta IV, Falcon 1, Протон и Falcon 9. Ракета-носитель Zenit 3SL (Sea launch), транспортируется по морю горизонтально на борту переоборудованной нефтяной платформы Ocean Odyssey.

В настоящее время известны два основных **метода подготовки ракет-носителей к пуску**. Это фиксированный и мобильный методы.

При мобильном методе подготовки ракета-носитель собирается и проходит необходимый объем испытаний в монтажно-испытательном корпусе технического комплекса и транспортируется с космической головной частью на стартовый комплекс, где осуществляются ее дальнейшая подготовка и пуск. Этот метод подготовки предполагает наличие двух территориально разделенных комплексов для проведения операций по подготовке носителя к пуску: технического и стартового. Эти комплексы связаны между собой транспортными коммуникациями, обеспечивающими доставку транспортного комплекса с ракетой-носителем и космическим аппаратом на стартовую площадку стартового комплекса. Такой метод подготовки ракет-носителей к пуску используется на стартовых комплексах космодрома Alcântara. При фиксированном методе подготовки ракет-носителей в монтажно-испытательном корпусе технического

комплекса проходят необходимую подготовку только ее отдельные блоки. Сборка и испытания ракеты-носителя осуществляются на стартовой площадке стартового комплекса. Возможен также вариант, ко-

гда и работы по проверке отдельных блоков проводятся на стартовом комплексе. В этом случае практически отпадает необходимость в транспортном комплексе.

Таблица 3

Классификация стартовых комплексов по классу ракеты-носителя

Класс ракеты-носителя	Ракета-носитель	Космодром, стартовый комплекс
Сверхтяжелый	Ares V	Kennedy Space Center, LC-39A
	Энергия	Байконур, СК 250
	Saturn	Kennedy Space Center, LC-39
Тяжелый	Space Shuttle	Kennedy Space Center, LC-39; Vandenberg AFB, SLC-6
	Titan IV	Cape Canaveral, SLC-40/41; Vandenberg AFB, SLC-4E
	Протон	Байконур, СК 200 и СК 81
	Delta IV	Cape Canaveral, SLC-37B; Vandenberg AFB, SLC-6
	Atlas V	Cape Canaveral, SLC-41; Vandenberg AFB, SLC-3E
	Ariane 5	Guiana Space Centre, ELA-3
Средний	Союз-2	Байконур, СК 31/6; Плесецк, СК 43; Guyanais, ELS
	Молния М	Байконур, СК 1 и СК 31; Плесецк, СК 16, 41 и 43
	Зенит-3SL	Ocean Odyssey
	Falcon 9	Cape Canaveral, SLC-40; Omelek Island
	GSLV Mk III	Satish Dhawan Space Centre
	H-II/B	Tanegashima, LA-Y
Легкий	Днепр	Байконур, СК 109; Ясный
	Космос-3М	Плесецк, СК 132 и 133/3; Капустин Яр, СК 107
	Циклон-4	Alcântara; Байконур, СК 90; Плесецк, СК 32
	Старт-1	Свободный, СК 5; Плесецк, СК 158
	Рокот	Байконур, СК 131 и 175/1; Плесецк, СК 133 и 133/3
	ASLV	Sriharikota
	Diamant	Hammaguir, A; Kourou, B/BP4
	Long March 4	Taiyuan; Jiuquan
	N-II	Tanegashima, LA-N
	Black Arrow	Woomera, LA-5B
	Falcon 1	Omelek Island; Vandenberg AFB
	Minotaur V	Vandenberg AFB, SLC-8; MARS, LP-0B; Kodiak, LP-1
	Shavit	Palmachim Airbase
	Vega	Centre Spatial Guyanais, ELA-1

По месту дислокации все стартовые комплексы можно разделить на: наземные (Старт, Союз, Titan, Ми и др.); подземные, шахтные (Рокот, Днепр и др.); надводные (Зенит); подводные (Штиль); воздушные (Pegasus, White Knight).

По возможности перемещения в пространстве все стартовые комплексы делятся на: стационарные (Космос, Молния, ASLV, Diamant, Long March и др.); мобильные (Старт, Штиль, Pegasus, White Knight).

Как правило в состав стартовых комплексов может входить несколько **стартовых площадок**. Например стартовые комплексы 1 и 31 космодрома Байконур имеют по одной стартовой площадке. В тоже время Space Launch Complex 3 и 4 космодрома Vandenberg AFB и Launch Complex 39 Kennedy Space Center имеют по 2 стартовых площадки.

По степени универсальности стартовые комплексы делятся на универсальные (для нескольких классов ракет-носителей) и специализированные (для одного класса ракеты-носителя). На космодромах постсоветского пространства стартовые комплексы создавались для проведения пусков ракет-носителей одного типа. Однако при определенных программах и темпах пусков ракет-носителей различных классов рациональным может стать создание универсальных стартовых комплексов. Универсальный стартовый комплекс по сравнению с системой специализированных стартовых комплексов обладает следующими преимуществами: более низкие затраты на создание и эксплуатацию; упрощается общая инфраструктура космодрома; меньшая общая численность боевых расчетов и обслуживающего персонала; более высокая

интенсивность пусков; высокие возможности по оперативной модернизации стартового комплекса.

Вместе с тем универсальный стартовый комплекс имеет и ряд недостатков: общая производительность и темп пусков ниже, чем у системы специализированных стартовых комплексов; требуется больше времени для подготовки к проведению последующего пуска ракеты-носителя другого типа за счет переналадки оборудования стартового комплекса; более высокие требования к его надежности и возможности модернизации.

Заключение

Из всего вышесказанного видно, что стартовые комплексы являются очень сложными технологическими сооружениями, причем, конструкция и внешний вид стартовых комплексов зависит от большого числа факторов (типа ракеты-носителя, места расположения, способа сборки и транспортировки и др.). Таким образом, для разработки и введения в

строй новых стартовых комплексов необходимо досконально знать структуру уже существующих и эксплуатируемых космодромов.

Литература

1. Стромский И. В. *Космические порты мира: монография* / И.В. Стромский. – М.: Машиностроение, 1996. – 112 с.
2. Spaceport [Электронный ресурс] / Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступа: <http://en.wikipedia.org/wiki/Spaceport>.
3. Большая космическая энциклопедия [Электронный ресурс] / Образовательный портал Claw.ru. – Режим доступа: <http://claw.ru/a-kosmos/main.html>.
4. Теория и практика эксплуатации объектов космической инфраструктуры. Т. 1. Объекты космической инфраструктуры: монография / Н.Д. Аникейчик и др. – СПб.: БХВ-Петербург, 2006. – 400 с.
5. Космическая техника: монография / К. Гэтланд и др. – М. Мир, 1986. – 295 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, профессор А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

КЛАСИФІКАЦІЯ ТА ПОРІВНЯЛЬНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАРТОВИХ КОМПЛЕКСІВ СУЧАСНИХ РАКЕТ-НОСІЇВ

К.В. Безручко, А.О. Давидов, В.М. Свищ, А.А. Харченко

Розглянуто найважливіші запуски пілотованих і безпілотових космічних апаратів за останні десять років. Приведено порівняльну характеристику та склад технологічного обладнання стартових комплексів сучасних ракет-носіїв. Проведено класифікацію стартових комплексів у залежності від: класу ракети-носія, способу збірки та транспортування, метода підготовки ракети космічного призначення, місця дислокації, можливості переміщення в просторі, кількості стартових площадок, міри універсальності.

Ключові слова: космодром, стартовий комплекс, ракета-носіє, ракета космічного призначення, стартова площадка.

CLASSIFICATION AND COMPARATIVE CHARACTERISTICS OF THE LAUNCHING SITE OF MODERN CARRIER ROCKETS

K.V. Bezruchko, A.O. Davidov, V.M. Svisch, A.A. Kharchenko

The manned and unmanned spaceships' launchings of the most important significance for the period of latest decade are considered. The comparative characteristics and the technological equipment components of launching sites of modern carrier rockets are given. The launching sites' classification according to: launcher classification, technique of assembling and transporting, method of preparing the rocket concerning a cosmic destination, the place of dislocation, the possibility of moving in apace, the quantity of takeoff areas and universality level.

Key words: a spaceport, a launching site, a launcher, a rocket of a certain cosmic destination, a launch pad.

Безручко Константин Васильевич – д-р техн. наук, профессор, проректор по научно-педагогической работе Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: khai@ai.kharkov.ua.

Давидов Альберт Оганезович – канд. техн. наук, докторант кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: davidov@d4.khai.edu.

Свищ Владимир Митрофанович – д-р техн. наук, профессор, профессор Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Харченко Андрей Анатольевич – научный сотрудник Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7.064.5

В.П. ФРОЛОВ

Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина

ФОРМИРОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНЫХ СТРУКТУР СИСТЕМ ЭЛЕКТРООБЕСПЕЧЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ

В статье рассмотрены особенности построения современных систем электроснабжения стартовых комплексов. Проанализированы достоинства систем гарантированного электроснабжения применяемых в составе систем электроснабжения стартовых комплексов. Разработана технология построения структур систем электроснабжения стартовых комплексов современных ракет-носителей. Предложенная технология построения структур систем электроснабжения основана на анализе возможных сбоев и нештатных ситуаций, возникающих при работе системы электроснабжения, и их парирования. Разработанные, с помощью предложенного алгоритма, структуры систем электроснабжения отвечают современным требованиям по качеству электроэнергии и надежности.

Ключевые слова: *стартовый комплекс, ракета-носитель, технологическое оборудование, источник бесперебойного питания, система электроснабжения, система гарантированного электропитания.*

Введение

Специфика технологического процесса подготовки ракет космического назначения (РКН) к пуску выдвигает жесткие требования к надежности работы технологического оборудования и, соответственно, к работе системы электроснабжения (СЭС) технологического оборудования (ТО) ракетно-космического комплекса (РКК).

Параметры электрической сети на выходе СЭС должны определяться требованиями к электроснабжению ТО.

Система электроснабжения стартового комплекса (СК) предназначена для обеспечения электроэнергией требуемого вида и качества во всех режимах эксплуатации наземного вспомогательного электрического оборудования космического аппарата (КА) и ТО, участвующих в подготовке КА и ракеты-носителя на стартовой позиции.

1. Построение систем гарантированного электроснабжения

Первичным источником электроэнергии для СЭС являются независимые вводы от внешней сети системы электроснабжения.

Система электроснабжения обеспечивает:

- прием и распределение электроэнергии по потребителям гарантированного электропитания;
- автоматическое включение резервного ввода от дизеля – генераторной установки (ДГУ) при пропадании электроэнергии (или выходе параметров за пределы допусков) на обоих вводах системы внутреннего электроснабжения;

- защиту оборудования СК от токов короткого замыкания и токов перегрузок в потребителях, а также от распространения аварийных ситуаций, которые могут возникать в запитываемых потребителях, на другие потребители через общие шины электропитания.

Наземное вспомогательное электрическое оборудование КА и ТО, участвующее в подготовке КА, являются потребителями электроэнергии 1 категории особой группы. В связи с этим стартовая позиция дооборудуется системой гарантированного электропитания и источником бесперебойного питания (ИБП). Для обеспечения длительной работы в автономном режиме (т.е. при отключении входной электросети) такой комплекс дополняется одной или несколькими ДГУ.

Для ДГУ, работающих в качестве резервных источников электроэнергии, автоматический режим работы является обычным. Пропадание напряжения сети (или его значительное снижение) более чем на несколько секунд служит причиной запуска ДГУ. После запуска дизельного двигателя контакторы между основной сетью и нагрузкой размыкаются, и нагрузка переводится на дизель-генератор. После восстановления основной сети нагрузка переводится вновь на нее. Генератор продолжает некоторое время работать на холостом ходу и затем останавливается.

Диаграмма функционирования комплекса в случае аварийного отключения и последующего восстановления основного электроснабжения показана на рис. 1.

Современное развитие СЭС РКК выдвигает основополагающий принцип – электроснабжение потребителей особой группы I категории за счет ком-

плекса мероприятий по обеспечению надежного, бесперебойного электропитания ТО электроэнергией нормируемого качества, проводящихся в объеме всей СЭС комплекса. Иными словами, в условиях низкой надежности питания от внешней СЭС и значительных отклонений параметров качества электроэнергии от номинальных значений, а также в случаях длительных или кратковременных перерывов в электропитании, электроснабжение наиболее ответственных потребителей РКК осуществляется от специальной, достаточно сложной системы гарантированного электроснабжения.

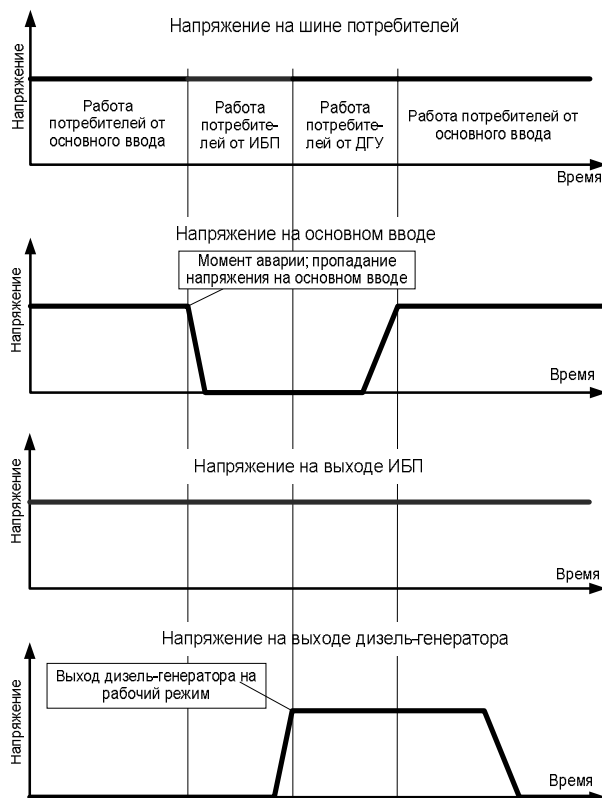


Рис. 1. Диаграмма работы комплекса ИБП - ДГУ при аварийном отключении и последующего восстановления основного электропитания

2. Получаемый эффект от использования систем гарантированного электроснабжения

Система гарантированного энергоснабжения работает в переходных режимах таким образом, что в течение времени перехода питание приемников электрической энергии критичной группы осуществляется от аккумуляторной батареи, имеющейся в составе ИБП.

Наличие автоматического ввода резерва и наличие двух ИБП в составе системы электроснабжения, обеспечивает выполнение принципа горячего резервирования.

Реальное время срабатывания устройств автоматического ввода резерва на порядок меньше времени включения ДГУ, поэтому электропитание технологического оборудования категории 1 группы 1А осуществляется от блоков гарантированного питания, которые получают электроэнергию от двух параллельно включенных на общую нагрузку ИБП.

Источники бесперебойного питания позволяют:

- исключить амплитудные и частотные искажения;
- работать в слабых и нестабильных сетях;
- эффективно подавлять импульсные помехи.

При пропадании входного напряжения происходит переход на питание инвертора от аккумуляторных батарей с нулевым временем переключения без скачка амплитуды и фазы входного напряжения.

Благодаря двойному преобразованию (как минимум) обеспечивается высокая изоляция выходного напряжения от влияния внешней сети и наоборот. Это существенно для защиты информации от несанкционированного доступа со стороны сети общего назначения.

Время работы от аккумуляторной батареи определяет период, в течении которого ИБП обеспечивает электропитание защищаемые устройства.

3. Формирование структур систем электроснабжения стартовых комплексов ракет-носителей

Для формирования структур СЭС СК наземного и шахтного базирования разработан алгоритм процесса формирования этих структур (рис. 2).

Согласно разработанному алгоритму:

1. Первым этапом построения структур является определение исходных данных. Исходными данными для формирования структур СЭС СК являются:

а) циклограмма старта ракеты-носителя по потребителям СК:

- потребление энергии наземного вспомогательного оборудования КА;
- потребление энергии потребителей различных категорий.

б) граничные значения показателей качества электроэнергии;

в) количество и виды источников электроэнергии, особенности местности и возможность использования различных источников энергии.

2. Определение видов и количества возможных нештатных ситуаций для конкретного типа СК.

3. Составляется структуры СЭС СК (первого уровня). Определяются параметры составляющих СЭС для обеспечения заданных значений параметров качества электроэнергии.

4. Учитывая исходные данные, определяются уровни мощностей каждого элемента, входящего в СЭС СК первого уровня.

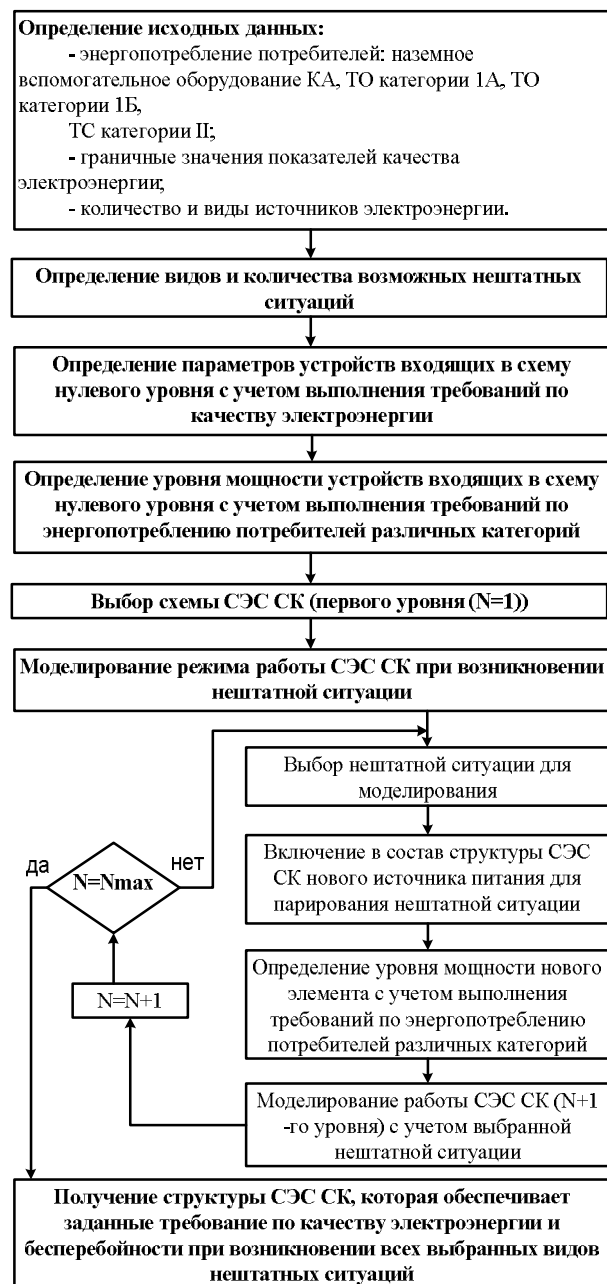


Рис. 2. Алгоритм процесса формирования структуры СЭС СК

5. Определение энергозатрат при штатном режиме работы СЭС.

6. Моделирование работы СЭС при возникновении нештатной ситуации:

а) выбор нештатной ситуацию из п. 2 для моделирования;

б) включение в состав СЭС СК нового элемента для парирования заданной нештатной ситуации и при необходимости ввод в состав СЭС новых элементов для обеспечения переключения между

источниками (образовывается структура СЭС нового уровня);

г) определение уровни мощностей новых элементов с учетом выполнения требований по энергопотреблению потребителей различных категорий;

д) моделирование работы СЭС СК (включая работу всех источников) данного уровня с учетом возникновения выбранной нештатной ситуации.

7. Проверка условия обеспечения всех потребителей заданной категоричности по надежности и по количеству источников питания. Если условие не выполняется, повторяется процедура моделирования нештатной ситуации согласно п. 6.

8. При выполнении условия приведенного в п. 7 – считается структура СЭС СК сформированной. Полученная структура СЭС СК обеспечивает заданные требования по качеству электроэнергии и бесперебойности при возникновении всех выбранных видов нештатных ситуаций.

9. Проводится оценка качества сформированных структур СЭС СК по основным показателям:

- качество электроэнергии;
- структурная надежность;
- стоимость разработки и изготовления;
- стоимость эксплуатации.

Заключение

Предложенные принципы построения СЭС позволяют создать структурные схемы электроснабжения, идентичные по структуре и составу. Это позволяет использовать одинаковые технические решения при разработке составных частей систем, обеспечивающие высокие показатели их унификации, и, следовательно, экономические показатели, как на стадии разработки, так и при эксплуатации.

При формировании структуры СЭС и определении количества элементов каждого функционального назначения в составе каждой системы должны использоваться следующие принципы построения систем:

а) питание приемников электрической энергии критической группы из состава технологического оборудования осуществляется от низковольтных комплектных устройств, в совокупности представляющих систему гарантированного электропитания, основным признаком которой является наличие в ее составе преобразовательных устройств с устройствами накопления электроэнергии, используемых как для обеспечения бесперебойной работы приемников электрической энергии, так и для повышения качества потребляемой ими электроэнергии;

б) для обеспечения требуемой надежности электроснабжения приемников электрической энергии в составе каждой СЭС используется не менее

двух источников питания, каждый из которых по мощности достаточен для питания всего технологического оборудования системы;

в) количество и структура низковольтных комплектных устройств определены с учетом установленной мощности, расположения, требований по надежности электроснабжения и качеству, требованиям к параметрам питающего напряжения и видам СЭС, а также возможности развития СЭС в процессе ее эксплуатации.

Наличие автоматического ввода резерва и источников бесперебойного питания в составе системы электроснабжения, обеспечивает выполнение принципа горячего резервирования, что отвечает требованиям к категорийности электроснабжения приемников электроэнергии.

Использование для питания приемников критичной группы источников бесперебойного питания, работающих в режиме "горячего" резервирования,

позволило решить две взаимосвязанные задачи, которыми являются:

– обеспечение электромагнитной совместимости источников и приемников электрической энергии, включая качество электроэнергии и ее показатели;

– обеспечение надежности электроснабжения в соответствии с заданной категорией.

Литература

1. Анализ систем электроснабжения стартовых комплексов современных ракет носителей / К.В. Безручко, А.О. Давидов, К.Н. Земляной, В.П. Фролов // Вестник двигателестроения – 2008. – № 3. – С. 41-44.
2. Моторин В.М. Анализ отказов систем гарантированного электропитания / В.М. Моторин. – Л.: ВИКА им. А.Ф. Можайского, 1990. – 28 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, профессор А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ФОРМУВАННЯ РАЦІОНАЛЬНИХ СТРУКТУР СИСТЕМ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ СУЧАСНИХ СТАРТОВИХ КОМПЛЕКСІВ

В.П. Фролов

Розглянуті особливості побудови сучасних систем електропостачання стартових комплексів. Проаналізовані переваги систем гарантованого електропостачання, які використовуються у складі систем електропостачання стартових комплексів. Запропонована технологія побудови структур систем електропостачання стартових комплексів сучасних ракет-носіїв. Розроблені, за допомогою запропонованого алгоритму, структури систем електропостачання відповідають сучасним вимогам по якості електроенергії та надійності.

Ключові слова: стартовий комплекс, ракета-носіїв, технологічне обладнання, джерело безперебійного живлення, система електропостачання, систем гарантованого електропостачання.

FORMATION OF RATIONAL STRUCTURES OF SYSTEMS OF AN ELECTRICAL SUPPLY OF MODERN LAUNCHING SITES

V.P. Frolov

Features of construction of modern power-supply system of launching sites are considered. Advantages of systems of the guaranteed electrical supply applied as a part of power-supply system of launching sites are analyzed. The technology of construction of structures of power-supply system of launching sites of modern launchers is offered. Developed, by means of the offered algorithm, structure of power-supply system meet modern requirements on quality of power and reliability.

Keywords: a launching site, a launcher, the fabrication system, a uninterruptible power supply, power-supply system, system of the guaranteed power supplies.

Фролов Виктор Петрович – заместитель начальника комплекса, начальник отдела Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

УДК 621.43.056

А.А. КОНОПЛЕНКО¹, В.Е. КОСТЮК¹, В.Н. ГУСЕВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина²ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ МЕТОДАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ ВЫБРОСОВ ОКСИДОВ АЗОТА ГАЗОТУРБИННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ (ОБЗОР)

Выполнен анализ точности численных оценок выбросов оксидов азота газотурбинными двигателями, достигнутой различными авторами в исследованиях методами вычислительной аэрогидродинамики, выполненных в период 2004 – 2009 гг. Установлено, что целевые показатели точности, сформулированные Н. Mongia в 2001 г., не достигнуты ни в одном из выполненных расчетов. Выявлена зависимость точности численных оценок выбросов оксидов азота от физико-математической постановки решавшихся задач, в частности, от мелкости разрешения расчетных сеток и кинетических моделей окисления топлива.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, камера сгорания, оксиды азота, численное моделирование, точность численных оценок

Введение

При работе газотурбинного двигателя (ГТД) в результате окисления азота, содержащегося в атмосферном воздухе, образуются оксиды азота NO_x (NO , NO_2 и N_2O) – наиболее токсичные и экологически вредные соединения. Прогнозирование уровней выбросов NO_x на стадии проектирования позволяет существенно сократить время на изготовление и доводку принципиально новых малотоксичных конструкций камер сгорания (КС) ГТД.

В.Р. Кузнецов [1] показал, что кроме химической кинетики окисления азота, выбросы NO_x определяются процессом смешения и его влиянием на условия протекания химических реакций. Поэтому для надежного прогнозирования выбросов NO_x кроме знания кинетических механизмов их образования, необходимо подробное знание структуры химически реагирующего течения в КС.

В последнее время, в связи с развитием методов вычислительной аэрогидродинамики (ВАГД), появилась возможность численного решения подобных задач [2] – [11]. Повышение точности таких расчетов – актуальная научная задача, имеющая большое практическое значение.

На практике точность численных расчетов ограничивается располагаемыми вычислительными ресурсами, обеспечивающими разрешение расчетной сетки, совершенством используемых математических моделей (прежде всего – турбулентности, кинетики горения и образования NO_x) и вычислительных алгоритмов [12].

Систематические исследования влияния перечисленных выше методических аспектов на точность численных оценок выбросов NO_x реальными ГТД не выполнялись, а опубликованные данные разрознены.

Цель настоящей работы состоит в определении точности численных оценок выбросов NO_x ГТД, достигнутой различными авторами, и ее связи с физико-математической постановкой решавшихся задач.

1. Результаты исследования

В 2001 г. Н. Mongia обосновал целевой показатель относительной погрешности численных оценок уровней выбросов NO_x малотоксичными КС ГТД, равный 5 %, для методологии их проектирования, основанной на современных программах и моделях ВАГД, чтобы установить, насколько можно полагаться на этот подход [13]. Ниже дано сравнение показателей точности численных оценок уровней выбросов NO_x реальных ГТД, достигнутых различными авторами, с целевым показателем Н. Mongia.

В табл. 1 сведены максимальные различия между численными и измеренными оценками уровней выбросов NO_x , полученные различными авторами, вместе с основными характеристиками тех из использованных ими численных моделей, которые показали наивысшую точность.

Относительное различие между численной и измеренной оценками уровня выбросов NO_x определялось по следующей формуле:

$\delta_{[NO]} = ([NO]_ч - [NO]) / [NO] \cdot 100 \%$, (1)
 где $[NO]_ч$ и $[NO]$ – численная и измеренная оценки концентрации монооксида азота на выходе КС соответственно.

Краткая характеристика объектов численного моделирования, место и время его выполнения и использованный компьютерный код приведены в табл. 2.

Таблица 1

Максимальные различия между численными и измеренными оценками уровней выбросов NO_x

№ объекта	Источник	$\delta_{[NO]}, \%$	Сетка		Модель						
			Количество ячеек, млн.	Топология	Турбулентность	Горение	Излучение	Кинетический механизм			
								Топливо	NO	O	OH
1	[2]	9,8		г		PDFF	DO		Зельдович		
2	[3]	6,4		г	SST	PDFF		C7H16 detaled	Зельдович		
3	[4]	28,4	0,027	2D	skε	FRED	DO	«2sCM2a»	Зельдович	PE	PE
4	[5]	38,8	3,3		rke	PDFE	P-1		Зельдович	PE	PE
5	[6]	24,5	0,33	гт	skε	EDC		5 реакций, 7 веществ	Зельдович	I	I
6	[7]	23,9	1,3	т	RNG	Андреини			Андреини		
7	[8]	37,5	1,7	т	skε	KPP			Андреини		
8	[9]	31	0,286	г	skε	PDFF		GRI-MECH 1.22			
9	[10]	21,4	2	г	rke	PDFE		Hydrogen37			
10	[11]	$\frac{59,7}{44,8}$	0,7		skε	PDFF			Зельдович, Фенимор		
Цель	[13]	±5									

Сокращения: *г* – гексаэдры; *т* – тетраэдры; *гт* – гексаэдры и тетраэдры; *2D* – двухмерная сетка; *SST* – *k-ω SST*; *skε* – *Standard k-ε*; *rke* – *Realizable k-ε*; *RNG* – *RNG k-ε*; *PDFF* – модель не перемешанной смеси с ламинарными флеймлетами; *FRED* – модель Магнуссена – Хертагера (конечноскоростная химия + модель разрушения вихря); *PDFE* – модель не перемешанной смеси с равновесной химией; *EDC* – модель концепции разрушения вихря Магнуссена; *KPP* – модель Kolmogorov-Petrovskii-Piskunov; *PE* – модель частичного равновесия; *I* – конечноскоростная химия.

Таблица 2

Характеристика объектов численного моделирования, места, времени и кода моделирования

№ объекта	Двигатель	Тип КС	Страна	Год	Код
1	ГТУ-16П	Трубчато-кольцевая	Россия	2004	CFX-TASCflow
2	ПС-90А	Трубчато-кольцевая	Россия	2006	CFX-TASCflow
3	ARI100	Трубчатая	Италия	2007	FLUENT
4	MS7001E	Трубчатая противоточная	Китай	2007	FLUENT
5	MS5001	Трубчатая противоточная	Италия	2006	FLUENT
6	GE10-1	Выносная трубчатая противоточная	Италия	2006	STAR-CD
7	GE10-2	Выносная трубчатая противоточная	Италия	2005	STAR-CD
8	LM-1600	Кольцевая		2005	FLUENT
9	ГТУ 10 МВт	Трубчатая	Италия	2009	
10	MGT	Кольцевая	США	2009	<u>FLUENT</u> CFX

Анализ данных, приведенных в табл. 1 и 2, показал следующее.

1. Максимальные относительные различия между численными и измеренными оценками уровня выбросов NO_x , достигнутые различными авторами, находятся в пределах $\delta_{[\text{NO}]} = 6,4...59,7\%$ отн.

2. Ни одна из рассмотренных численных моделей не удовлетворяет целевому показателю точности Н. Mongia по относительному различию между численными и измеренными оценками $[\text{NO}]$ (5 %). Наилучший результат достигнут в исследовании объекта № 2 (6,4 %).

3. Прослеживается связь между годом исследования и размером сетки: в ранних исследованиях – это сетки с количеством ячеек несколько сотен тысяч, в последних исследованиях – это сетки с количеством ячеек порядка 2 – 3 млн.

Прослеживается связь между размером расчетной сетки и точностью численных оценок выбросов NO_x .

4. Все исследования выполнены в постановке RANS. Подавляющее большинство объектов (8 из 10) моделировалось с использованием дифференциальных моделей турбулентности семейства k-ε.

5. Связь между годом исследования и используемой моделью турбулентного горения не прослеживается. Прослеживается зависимость точности численных оценок выбросов NO_x от кинетических моделей окисления топлива.

6. В подавляющем большинстве исследований рассчитывались выбросы оксидов азота, образующихся по термическому механизму.

7. В единственной численной модели – объекта № 2, моделировалось жидкое топливо. В остальных 9 численных моделях – газообразное.

Заключение

На основании выполненного выше анализа можно сделать следующие выводы.

1. Целевой показатель точности, сформулированный Н. Mongia в 2001 г., сохраняет свою актуальность до настоящего времени: за истекшее десятилетие его не удалось достичь ни в одном численном расчете КС.

2. Из всех аспектов физико-математической постановки задач прослеживается зависимость точности численных оценок выбросов NO_x от разрешения расчетных сеток и кинетических моделей окисления топлива.

3. Хотя причинно-следственная связь точности прогнозирования выбросов NO_x и правильного учета концентрации $[\text{O}]$, $[\text{OH}]$ очевидна [14], количественную связь установить не удалось вследствие недостатка данных.

Литература

1. Кузнецов В.Р. Образование окислов азота в камерах сгорания ГТД / В.Р. Кузнецов // Тр. ЦИАМ. – М.: ЦИАМ, 1983. – № 1086. – С. 8-18.

2. Куценко Ю.Г. Применение методов вычислительной газовой динамики для анализа процесса образования оксида азота и оптимизации конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя [Электронный ресурс] / Ю.Г. Куценко, Н.А. Андрюков // Первый межведом. науч.-техн. семинар по проблемам низкоэмиссионных камер сгорания газотурбинных установок «Опыт разработки, проблемы создания и перспективы развития низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ» 14 - 16 декабря 2004 г., Москва, 2004. – Режим доступа к материалам: <http://www.ciam.ru/conf/lemission/doc/18.pdf>.

3. Kutsenko Yu.G. Development and application of CFD-based analysis methodology to evaluate efficiency of low NO_x combustion technologies / Yu.G. Kutsenko, S.F. Onegin // Proceedings of ASME Turbo Expo 2006. – Barcelona, Spain. May 8-11, 2006 (GT2006-90530). – 13 p.

4. Micro Gas Turbine Combustor Emissions Evaluation Using the Chemical Reactor Modelling Approach / C. Russo, G. Mori, V.V. Anisimov, J. Parente // Proceedings of ASME Turbo Expo 2007. – Montreal, Canada. May 14-17, 2007 (GT2007-27687). – 12 p.

5. The Effects of Fuel Dilution with Steam on Gas Turbine Combustor Performance / Y. Lei, Y. Cui, G. Xu, Ch. Nie, W. Huang // Proceedings of ASME Turbo Expo 2007. – Montreal, Canada. May 14-17, 2007 (GT2007-27681). – 6 p.

6. CFD Simulations for the Development of Gas Turbine Low- NO_x Hydrogen Combustor / J. Riccardi, P. Gheri, G. Giorgiani, M. Schiavetti, G. Gigliucci // Proceedings of WHEC 16, 2006. – 9 p.

7. Fuel Flexibility Test Campaign On a GE10 Gas Turbine: Experimental And Numerical Results / A. Andreini, B. Facchini, L. Mangani, S. Cocchi, R. Modi // Proceedings of ASME Turbo Expo 2006. – Barcelona, Spain. May 8-11, 2006 (GT2006-90510). – 12 p.

8. NO_x Emissions Reduction in an Innovative Industrial Gas Turbine Combustor (GE10 Machine): A Numerical Study Of the Benefits Of a New Pilot-System On Flame Structure And Emissions / A. Andreini, B. Facchini, L. Mangani, A. Asti, G. Ceccherini, R. Modi // Proceedings of ASME Turbo Expo 2005. – Reno-Tahoe, Nevada, USA. June 6-9, 2005 (GT2005-68364). – 13 p.

9. Goldin G.M. CFD Predictions and Field Measurements of NO_x Emissions From LM1600 Gas Turbine During Part Load Operation / G.R. Price, K.K. Botros, G.M. Goldin // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2002. – Vol. 124, no. 2 (April). – P. 276-283.

10. Riccio G. Numerical investigations of gas turbine combustion chamber Hydrogen fired / G. Riccio, A. Marini, F. Martelli // ISABE-2009. – 12 p.

11. CFD simulation of a microturbine annular combustion chamber fuelled with methane and biomass pyrolysis syngas – Preliminary results / Francesco Fantozzi, Michele Bianchi, Michele Pinelli, Paolo Laranci, Andrea De Pascale, Margherita Cadarin // Proceedings of GT2009 ASME Turbo Expo 2009. – Orlando, Florida, USA. June 8-12, 2009 (GT2009-60030).

12. Оран Э. Численное моделирование реаги-

рующих потоков / Э. Оран, Дж. Борис. – М.: Мир, 1990. – 663 с.

13. Mongia H.C. A Synopsis of Gas Turbine Combustor Design Methodology Evolution of Last 25 Years / H.C. Mongia // XV ISABE. – Bangalore, India. – 2001 (September 3-7; ISABE-2001-1086). – 19 p.

14. Варнатц Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл; пер. с англ. Г.Л. Агафонова; под ред. П.А. Власова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 352 с.

Поступила в редакцию 30.04.2010

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

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ ПРОГНОЗУВАННЯ ЗАСОБАМИ ОБЧИСЛЮВАЛЬНОЇ АЕРОГІДРОДИНАМІКИ ВИКИДІВ ОКСИДІВ АЗОТУ ГАЗОТУРБІННИМИ ДВИГУНАМИ (ОГЛЯД)

А.О. Конопленко, В.Є. Костюк, В.М. Гусев

Виконано аналіз точності числових оцінок викидів оксидів азоту газотурбінними двигунами, досягнутої різними авторами в дослідженнях засобами обчислювальної аерогідродинаміки, виконаних у період 2004 – 2009 рр. Встановлено, що цільові показники точності, сформульовані Н. Mongia у 2001 р., не досягнуті в жодному з виконаних розрахунків. Виявлена залежність точності числових оцінок викидів оксидів азоту від фізико-математичної постановки розв'язуваних задач, зокрема, від розділення розрахункових сіток і кінетичних моделей окислення палива.

Ключові слова: газотурбінний двигун, камера згоряння, оксиди азоту, числове моделювання, точність числових оцінок.

ACCURACY ANALYSIS OF GAS TURBINE ENGINE NITROGEN OXIDES EMISSION PREDICTION BY CFD METHODS (REVIEW)

A.A. Konoplenko, V.Ye. Kostyuk, V.N. Gusev

The accuracy analysis of gas turbine engine nitrogen oxides emission numerical evaluations attained by different authors with the help of CFD methods in researches realized at 2004 – 2009 is performed. It was ascertained that goal accuracy indices formulated by H. Mongia at 2001 were not attained in any performed calculation. The nitrogen oxides emission numerical evaluations accuracy dependence on solved problems physico-mathematical definition, particularly on computational grids resolution and fuel oxidation kinetic models, is ascertained.

Key words: gas turbine engine, combustor, nitrogen oxides, numerical simulation, numerical evaluations accuracy.

Конопленко Анатолий Александрович – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей и энергетических установок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Костюк Владимир Евгеньевич – канд. техн. наук, с.н.с., ведущий научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей и энергетических установок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Гусев Владимир Николаевич – начальник отдела камер сгорания Государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Украина, 03503@ivchenko-progress.com.

УДК 621.515

В.П. ГЕРАСИМЕНКО¹, М.Ю. ШЕЛКОВСКИЙ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина²"Заря"- "Машипроект" ГП НПКГ, Украина

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО КОЛЕСА КОМПРЕССОРА ГТД

Выполнена симплекс-методом параметрическая оптимизация рабочего колеса ступени осевого компрессора с "управляемой диффузорностью" профилей на основе расчетов трехмерного вязкого течения с использованием программного комплекса ANSYS CFX и разработанной авторами управляющей программы. Основными варьируемыми переменными оптимизации являлись: положение максимального прогиба средней линии профиля, наклон линии центров тяжести профилей в радиальном направлении лопатки и парусность рабочей лопатки. В качестве критерия оптимизации использован коэффициент полезного действия ступени.

Ключевые слова: компрессор, рабочее колесо, КПД, оптимизация, управляемая диффузорность.

Введение

Повышение эффективности газотурбинных двигателей (ГТД) за счет увеличения их параметров цикла достигается одновременным совершенствованием турбомашин [1] в направлениях исследований:

- создание современных программных комплексов аэродинамических расчетов [2];
- разработка высоконапорных компрессорных ступеней [3];
- снижение перетекания в радиальном зазоре рабочего колеса [4];
- учет нестационарного взаимодействия лопаточных венцов [5] и многие другие.

1. Формулирование проблемы

Целью данной статьи является оптимизация высоконапорного рабочего колеса осевого компрессора на основе решения уравнений Навье-Стокса. В качестве критерия оптимизации использован КПД.

Различная природа потерь в компрессорных решетках предопределила, судя по публикациям, направления исследований по снижению отдельных их видов. Применение "управляемой диффузорности" межлопаточных каналов [6 – 8], снижение волновых потерь в скачках уплотнения при сверх- или трансзвуковом обтекании профилей лопаток в решетках [1], оптимизация радиального зазора над рабочим колесом [4, 9] и т.п. – примерный перечень узконаправленных задач в публикациях. Однако такое разделение задач оптимизации является искусственным, ввиду существенного взаимного влияния перечисленных факторов на величину потерь, а следовательно, и на

КПД компрессора. Поэтому целесообразно решать задачу оптимизации рабочего колеса как многопараметрической системы. Последовательный факторный анализ может быть здесь оправданным только для предварительного упрощения моделирования отдельных эффектов.

2. Результаты исследования

"Управление диффузорностью" межлопаточных каналов компрессорных решеток профилей при двухмерном проектировании направляющих аппаратов подтвердило положительный эффект не только по снижению потерь, но и по повышению аэродинамической нагрузки и увеличению запасов по срыву потока [6-8]. Диффузорность на стороне разрежения профиля обычно распределяют согласно известной идее формирования пограничного слоя под действием положительного градиента давления при минимальных касательных напряжениях трения и безотрывном течении. На стороне давления при этом стараются обеспечить примерно постоянное давление. Такое распределение давлений требует соответствующего профилирования лопатки.

Применение сверхзвуковых и трансзвуковых лопаточных венцов в компрессорах авиационных ГТД направлено, в первую очередь, на уменьшение их удельной массы за счет увеличения степени повышения давления ступеней [1 – 3]. Хотя при этом заметно снижают КПД ступеней волновые потери в скачках уплотнения. Даже при дозвуковых, но больших скоростях потока на входе в решетку ($M_{w1} = 0,85 - 0,9$), максимальная скорость на сто-

роне разрежения лопатки часто превышает скорость звука, что приводит к возникновению местного скачка уплотнения. Наличие скачка и его место расположения существенно влияют на величину потерь не только из-за волновых потерь, но и за счет возможного отрыва пограничного слоя на скачке уплотнения, поскольку рост давления на нём в совокупности с продольным градиентом давления ускоряет этот отрыв. Ослабить эти эффекты можно "управлением диффузности" с бескачковым торможением потока.

Волновые потери в высоконапорных сверхзвуковых компрессорных ступенях можно также снизить выбором оптимальной системы скачков уплотнения аналогично проектированию входных устройств силовых установок сверхзвуковых самолетов с учетом эффектов прямого замыкающего скачка. Стремление снизить волновые потери применением S-образных профилей [1], увеличением хорды рабочих лопаток [2] и густоты сверхзвуковых решеток однако замедляет уменьшение удельной массы двигателя. Кроме того, понижение КПД сверхзвуковых компрессоров, усложнение технологии изготовления их лопаток и удорожание конструкционных материалов ограничивают применение таких компрессоров в энергетических ГТД.

Оптимизация параметров рабочих колес компрессоров усложняется их вращательным движением, наличием радиальных зазоров, нестационарным характером течения, возможным вибрирующим движением сверхзвуковых или трансзвуковых рабочих лопаток и др. В существующих публикациях по щелевым профилям и генераторам вихрей [3], парусным и стреловидным рабочим лопаткам и их окружному навалу, к сожалению, отсутствуют надёжные рекомендации. В то же время эти исследования свидетельствуют о необходимости учета трехмерного характера обтекания особенно рабочих лопаток при оптимизации их профилирования.

Развитие расчетных методов анализа потока в турбомашинах на базе использования быстродействующих ЭВМ позволяет проектировать решетки с произвольной формой лопаток. Выбор оптимальной формы требует автоматизации этого процесса. Одним из методов автоматизации является численная оптимизация, для реализации которой в существующие алгоритмы программных комплексов прямых аэродинамических расчетов включают управляющие программы с диалоговой или автоматизированной оптимизацией. Оптимизацию осуществляют путем варьирования геометрических параметров профилей. Для упрощения задачи стремятся к описанию геометрических характеристик минимальным количеством переменных в виде полиномиальных зависимостей. Аналитическое описание поверхности лопатки – наиболее эффективный путь в решении подобных задач. Однако стремление к минимизации количества переменных может быть существенным ограничением в дос-

тижении оптимума ввиду многообразия источников потерь в решетках. Несмотря на это, такие подходы все же позволили выявить эффекты "управления диффузностью" направляющих аппаратов с двумерным анализом течения на кольцевых поверхностях.

Существенно усложняется задача оптимизации рабочих колес с пространственной формой лопаток при трехмерном их обтекании. Поэтому приходится ограничивать количество варьируемых переменных или проводить исследования по оптимизации геометрических параметров с минимизацией основных источников потерь [9]. Такие подходы приемлемы только для получения качественных результатов при моделировании процессов ввиду наличия существенного взаимного влияния между источниками потерь. В этой связи представляется целесообразным решать задачу оптимизации путем оценки максимально достигаемых значений КПД компрессорной ступени в сравнении с аналогами подобного класса. Такой подход был принят в данной работе, где были учтены современные достижения в компрессоростроении и опыт авторов.

Основными источниками потерь предполагались потери в трехмерном пограничном слое на поверхности рабочей лопатки, потери в радиальном зазоре и двугранном углу на выходе между втулкой и выпуклой стороной лопатки. При этом использован тип профиля лопатки, полученный по методу "управляемой диффузности". Парусность лопаток, величина радиального зазора, густота решетки, относительное положение максимального прогиба профиля выбраны согласно исследованиям авторов [4,9]. Расчетные исследования выполнены на основе программного комплекса ANSYS CFX с разработанной авторами управляющей программой оптимизации симплекс-методом. Основные варьируемые переменные: положение максимального прогиба средней линии профиля, наклон линии центров тяжести профилей в радиальном направлении лопатки и парусность лопатки. Отличительной особенностью профилей наряду с парусностью и типом профиля была обратная S-образность по выходной кромке, принятая для ослабления эффекта радиального зазора по потерям. Для учета взаимного влияния лопаточных венцов расчеты по оптимизации рабочего колеса с $\bar{d}_{a0} = 0,811$ и $\bar{h} = 1,74$ проводились в системе двух ступеней. В результате оптимизации КПД ступени повысился на 1,6% до 0,92 при $\bar{C}_{1a} = 0,46$, $\bar{H}_s = 0,27$, $M_{w1a0} = 0,7$.

Такое КПД получено в результате 13 расчетов: исходного варианта ступени, 5-и расчетов в

точках начального симплекса и 7-и расчетов в точках движения к оптимуму. Анализ результатов подтвердил целесообразность этого исследования.

Вывод

Полученные результаты свидетельствуют о возможном повышении КПД компрессора путём оптимизации пространственного профилирования лопаток рабочих колес и направляющих аппаратов.

Литература

1. Беккер. Разработка трансзвукового компрессора для мощных энергетических газовых турбин / Беккер, Квасневский, Швердтнер // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки, 1983. – № 3. – С. 16-21.
2. Расчеты двух- и трехмерных трансзвуковых течений в решетках с использованием уравнений Навье-Стокса / Вайнберг, Янг, Макдональд, Шамрот // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки, 1986. – № 1. – С. 58-68.
3. Виннестром. Высоконапорные осевые компрессоры: История разработки и дальнейшее развитие / Виннестром // Современное машиностроение. Сер.: А. – 1997. – № 3. – С. 98-112.
4. Герасименко В.П. Эффекты радиального зазора в турбомашинах / В.П. Герасименко, Е.В. Осипов, М.Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8 (16). – С. 51-58.
5. Окииси. О влиянии взаимодействия следов рабочих лопаток на аэродинамические характеристики направляющего аппарата компрессора / Окииси, Хэтэвей, Хансен // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки, 1985. – № 2. – С. 200-202.
6. Зангер. Использование методов оптимизации при проектировании компрессоров с управляемой локальной диффузорностью межлопаточных каналов / Зангер // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки, 1983. – № 2. – С. 25-33.
7. Хоббс. Применение метода управляемой диффузорности при разработке профилей лопаток для осевых многоступенчатых компрессоров / Хоббс, Вайнголд // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. 1984, № 2. – С. 1-10.
8. Рехтер. Сравнение аэродинамических профилей с управляемой диффузорностью с обычными профилями NASA65 для направляющих лопаток многоступенчатого осевого компрессора / Рехтер, Штайнерт, Леман // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки, 1985. – № 3. – С. 153-158.
9. Герасименко В.П. Оптимизация геометрических параметров лопаток турбомашин решением прямой аэродинамической задачи / В.П. Герасименко, Е.В. Осипов, М.Ю. Шелковский // Наукові праці. Сер.: Техногенна безпека. Науково-методичний журнал. – Миколаїв: МДГУ, 2006. – Т. 53, Вип.4. – С. 133-140.

Поступила в редакцию 28.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой А.В. Бойко, Национальный технический университет "ХПИ", Харьков.

АЕРОДИНАМІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ РОБОЧОГО КОЛЕСА КОМПРЕСОРА ГТД

В.П. Герасименко, М.Ю. Шелковський

Виконана симплекс-методом параметрична оптимізація робочого колеса ступені осьового компресора з "керованою дифузорністю" профілів на основі розрахунків тривимірної в'язкої течії з використанням програмного комплексу ANSYS CFX і розробленої авторами керуючої програми. Основними варійованими змінними оптимізації були: положення максимального прогину середньої лінії профілю, нахил лінії центрів тяжіння профілів в радіальному напрямку лопатки і парусність робочої лопатки. Як критерій оптимізації використаний коефіцієнт корисної дії ступені.

Ключові слова: компресор, робоче колесо, ККД, оптимізація, керована дифузорність.

AERODYNAMIC OPTIMIZATION OF COMPRESSOR IMPELLER GTE

V.P. Gerasimenko, M.Y. Shelkovsky

A parameter optimization of the axial compressor stage impeller with "controlled diffusivity" of profiling by the simplex method are performed on the basis of three-dimensional viscous flow calculations using the software package ANSYS CFX and developed by the authors control program. The main variables optimization parameters were: the position of maximum deflection of the middle line profile, the angle of curvature of the line of centers of gravity profiles in the radial direction vanes and blades windage. The efficiency is used as a criterion of optimization.

Key words: compressor, impeller, efficiency, optimization, controlled diffusivity.

Герасименко Владимир Петрович – д-р техн. наук, профессор, профессор Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

Шелковский Михаил Юрьевич – инженер-конструктор ГП НПКГ "Заря"- "Машпроект", Николаев, Украина.

УДК 621.51:536.659

К.С. ЕПИФАНОВ¹, С.В. ЕПИФАНОВ¹, А.А. СНИТКО², Н.А. КОРНИЛКОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ООО «Турбопневматик», Пермь, Россия

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТЕПЛООБМЕНА С КОНСТРУКТИВНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ И ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДОЙ НА ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В СИСТЕМЕ ВОЗДУШНОГО ЗАПУСКА

При испытаниях вспомогательной силовой установки на переходных режимах было выявлено несоответствие между расчетным и измеряемым значениями температуры потока воздуха. Была выдвинута гипотеза, что причиной является теплообмен корпуса компрессора с окружающей средой на участке выхода из диффузора до места расположения датчика температуры. Гипотеза была подтверждена рядом расчетов на математических моделях разной сложности. Для устранения влияния эффекта измеряемой температуры в существующую конструкцию вспомогательной силовой установки внедрены быстродействующий датчик и двойная динамическая коррекция значения температуры.

Ключевые слова: система воздушного запуска газотурбинной установки, динамика, теплообмен.

Введение

В ООО «Турбопневматик» разработана и проходит испытания воздушная силовая установка ПИКВ.400 (ВСУ). Эта ВСУ предназначена для модернизации систем "газового" запуска наземных газотурбинных установок (ГТУ), обеспечивая повышение уровня безопасности эксплуатации ГТУ при одновременном снижении стоимости их жизненного цикла. ВСУ ПИКВ-400 может использоваться для:

- запуска авиа-производных ГТД мощностью до 50 МВт;
- двух- и многоагрегатного запуска стационарных энергетических турбин мощностью до 200 МВт.

1. Постановка задачи

При испытаниях ВСУ на переходных режимах было выявлено несоответствие между расчетным и измеряемым значениями температуры потока воздуха. Была выдвинута гипотеза, что причиной является теплообмен генерируемого воздуха с корпусом компрессора, а корпуса – с окружающей средой на участке выхода из диффузора до места расположения датчика температуры [4]. Для проверки данной гипотезы был проведен ряд расчетов с использованием математических моделей разной сложности. Исследуемый участок корпуса компрессора в моделях заменен на эквивалентный канал.

2. Формирование модели

Объект моделирования – канал круглого сечения диаметром d и длиной L и толщиной стенок S . В

канал с массовым расходом G поступает идеальный газ с полными параметрами $T_{вх}^*$, p^* . Основными динамическими факторами, определяющими инерционность системы, являются аккумуляция тепловой энергии в стенках канала, а также аккумуляция массы и энергии воздуха в проточной части канала. Характерное время указанных процессов в проточной части составляет менее 0,02 с [3], поэтому в дальнейшем рассматриваются только первый из перечисленных факторов, и отличие температуры на выходе из канала $T_{вых}^*$ от входной температуры $T_{вх}^*$ определяется теплообменом между воздухом и стенками. Изменением давления будем пренебрегать, считая его постоянным:

$$p_{вх}^* = p_{вых}^* = p^*.$$

2.1. Упрощенная математическая модель

Вначале рассмотрим упрощенную модель, основанную на использовании среднемассовых значений температуры газа в канале и температуры стенок, которые зависят только от времени (рис. 1).

Математическая модель канала представлена уравнениями сохранения энергии для воздуха в канале и стенки.

Тепловой поток между стенкой и воздухом в канале определим по формуле

$$Q_c = \bar{\alpha}_B F_B (T_p - T_c),$$

где $F_B = \pi d L$ – площадь теплообмена;

$$T_p = T_B^* \tau(\lambda_B) + \phi \cdot \frac{W^2}{2c_p} - \text{адиабатная температура стенок [1, с.218-219];}$$

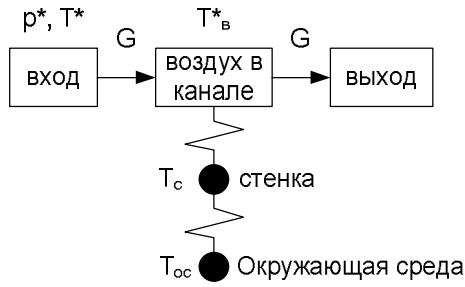


Рис. 1. Структура упрощенной математической модели

$\tau(\lambda)$ – газодинамическая функция температуры;

W – скорость воздуха на входе в канал;

$$\lambda_B = \frac{W}{\sqrt{\frac{2k}{k+1} \cdot R T_B^*}} - \text{коэффициент скорости на входе в канал, определяемый из уравнения расхода}$$

входе в канал, определяемый из уравнения расхода

$$G = q(\lambda_B) \frac{p^*}{\sqrt{T_B^*}} F \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}};$$

$$F = \frac{\pi d^2}{4} - \text{площадь поперечного сечения канала};$$

$\phi \approx \sqrt[3]{Pr}$ – коэффициент восстановления температуры;

$\bar{\alpha}_B$ – коэффициент теплоотдачи, определяемый из критериального соотношения [2, с. 330]

$$Nu_{jd} = 0,021 Re_{ж}^{0,8} Pr_{ж}^{0,43} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_c} \right)^{0,25} \varepsilon_1,$$

$$\text{где } \varepsilon_1 = 1 + 2 \frac{d}{L}.$$

Тепловой поток между стенкой и окружающей средой:

$$Q_{oc} = \bar{\alpha}_H F_H (T_c - T_{oc}),$$

где $\bar{\alpha}_H$ – коэффициент теплоотдачи, определяемый из критериального соотношения [1, с. 207, 194];

$$Nu_{jd} = \begin{cases} 1,18 (Gr_{jd} Pr_{ж})^{0,125} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_c} \right)^{0,25}, & Gr_{jd} Pr_{ж} < 500; \\ 0,54 (Gr_{jd} Pr_{ж})^{0,25} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_c} \right)^{0,25}, & 500 \leq Gr_{jd} Pr_{ж} < 2 \cdot 10^7; \\ 0,135 (Gr_{jd} Pr_{ж})^{0,333} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_c} \right)^{0,25}, & Gr_{jd} Pr_{ж} \geq 2 \cdot 10^7; \\ 0,5 \cdot Re_{jd}^{0,5} Pr_{ж}^{0,38} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_c} \right)^{0,25}, & (\bar{\alpha}_H)_{B,K} > (\bar{\alpha}_H)_{e,K}, \end{cases}$$

где $D = d + 2S$ – наружный диаметр трубы;

$$Re = \frac{W_H D}{\nu} - \text{число Рейнольдса для потока воз-}$$

духа, омывающего наружную поверхность трубы;

W_H – скорость потока воздуха, омывающего наружную поверхность трубы;

$(\bar{\alpha}_H)_{B,K}$ – коэффициент теплоотдачи наружной поверхности при вынужденной конвекции (последняя формула зависимости для Nu_{jd} верна при $5 < Re_{jd} < 10^3$);

$(\bar{\alpha}_H)_{e,K}$ – коэффициент теплоотдачи наружной поверхности при естественной конвекции (первые 3 формулы зависимости для Nu_{jd}).

2.2. Уточненная математическая модель

В уточненной математической модели учитывается изменение температуры и условий теплообмена вдоль канала. Масса воздуха в канале и материал стенок считаются сосредоточенными в четырех элементах (рис. 2).

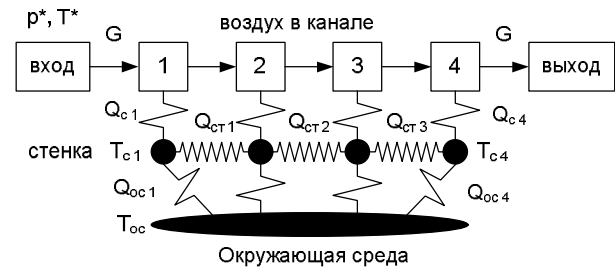


Рис. 2. Структура уточненной математической модели

Математическая модель канала представлена восемью уравнениями сохранения энергии – четырьмя для воздуха в канале и четырьмя для стенки.

Тепловой поток между стенкой и воздухом в канале определим по формуле

$$Q_{ci} = \bar{\alpha}_{Bi} F_{Bi} (T_{pi} - T_{ci}),$$

где $F_{Bi} = \pi d L / 4$ – площадь теплообмена;

$$T_{pi} = T_{Bi}^* \tau(\lambda_B) + \phi \cdot \frac{W^2}{2c_p} - \text{адиабатная температура стенки};$$

где $\bar{\alpha}_{Bi}$ – коэффициент теплоотдачи, определяемый из критериального соотношения [1, с. 186]

$Nu_{jd} = 0,022 Re_{ж}^{0,8} Pr_{ж}^{0,43} \bar{\varepsilon}_1$,

$$\text{где } \bar{\varepsilon}_1 = \frac{4}{L} \int_{(i-1)L/4}^{iL/4} \varepsilon_1 \cdot dx;$$

$$\varepsilon_1 = \begin{cases} 1,38 (x/d)^{-0,12}, & (x/d) < 15 \\ 1, & (x/d) \geq 15 \end{cases}.$$

Тепловой поток между стенкой и окружающей средой определяется так же, как и в предыдущей модели.

На рис. 3, 4 приведены результаты расчетов изменения температуры воздуха на выходе при скачкообразном повышении параметров на одном из режимов работы установки. Колебания температуры обусловлены погрешностями вычислений. Видно, что результаты, полученные с помощью обеих моделей, различаются незначительно. Это дает основание рекомендовать к практическому использованию упрощенную (одноемкостную) модель.

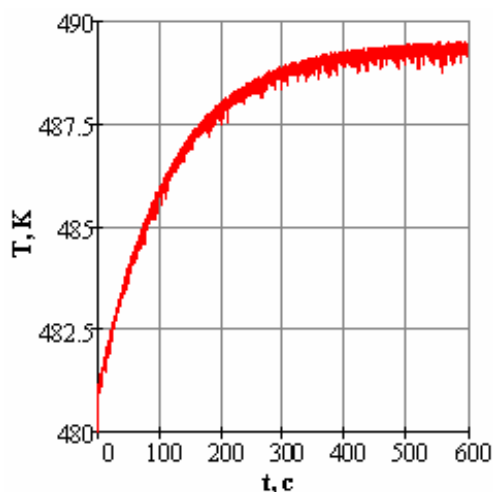


Рис. 3. Температура воздуха на выходе, рассчитанная с использованием упрощенной модели

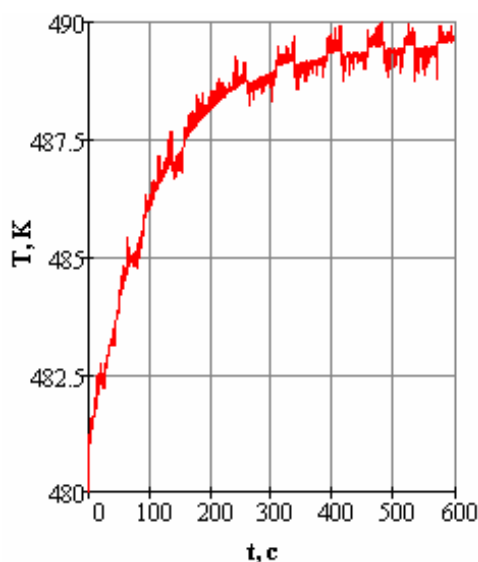


Рис. 4. Температура воздуха на выходе, рассчитанная с использованием уточненной модели

Результаты измерения температуры воздуха на выходе из компрессора с применением быстродействующих термопар и расчеты переходных процессов, аналогичных приведенным на рис. 3, 4, показали, что при увеличении частоты вращения

ротора компрессора с наибольшим темпом приёмы до максимального режима работы ВСУ температура воздуха на выходе из канала компрессора значительно отстает от температуры на выходе рабочего колеса компрессора вследствие нестационарного теплообмена с корпусом компрессора и стенками канала. Это отставание может достигать 20...30 K, что приводит наблюдаемому в реальной системе несоответствию между расчетным значением расхода воздуха, полученным с использованием измеренного значения температуры, и фактическим значением расхода воздуха на выходе из компрессора. При использовании этого расчетного значения расхода воздуха в системе антипомпажного регулирования компрессора эффект «отставания» измеренной температуры может привести в процессе увеличения частоты вращения к необоснованному повышению напора компрессора и, как следствие, к нарушению условий устойчивой работы компрессора (в частности, к помпажу), а при снижении режима работы – к неоправданному увеличению расхода воздуха через компрессор и перегрузке приводного двигателя.

Заключение

Выполнен анализ влияния тепловой инерции эквивалентного канала на результаты определения расхода воздуха по измеренному значению температуры на выходе. Сформирована математическая модель, описывающая динамику изменения расчетного значения температуры потока воздуха на выходе из эквивалентного канала при изменении режима работы установки.

Установлено, что в реальных условиях возникает несоответствие между реальным и расчетным значениями расхода, что может приводить к нарушению условий устойчивой работы системы.

Для устранения влияния эффекта «отставания» измеряемой температуры в существующую конструкцию ВСУ внедрены:

- 1) быстродействующий датчик (малоинерционная термопара) температуры с применением кабельного термоэлектрического преобразователя типа КТХК;
- 2) двойная динамическая коррекция значения температуры:

— стандартная динамическая коррекция постоянной времени термопары по величине расхода воздуха на выходе из компрессора;

— дополнительная коррекция показаний датчика температуры по встроенной математической модели нестационарного теплообмена через стенки корпуса компрессора и выходного трубопровода. Как показали приведенные выше результаты, необ-

ходимую точность коррекции обеспечивает использование одноемкостной динамической модели вида

$$\varepsilon \frac{dT_{\text{ВЫХ}}^*}{dt} + T_{\text{ВЫХ}}^* = T_{\text{ВХ}}^*,$$

где ε – постоянная времени системы, которая в общем случае зависит от режима ее работы.

Литература

1. Исаченко В.П. Теплопередача / В.П. Исаченко, В.А. Осипова, А.С. Сукомел. – М.: Энергоиздат, 1981. – 416 с.

2. Мухачев Г.А. Термодинамика и теплопередача / Г.А. Мухачев, В.К. Щукин. – М.: Высш. шк., 1991. – 480 с.

3. Епифанов С.В. Моделирование динамики пневматических емкостей при расчете переходных процессов в проточной части газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Р.Л. Зеленский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 10 (46). – С. 49-54.

4. Сосунов В.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей / В.А. Сосунов, Ю.А. Литвинов. – М.: Машиностроение, 1975. – 216 с.

Поступила в редакцию 2.06.2010

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

ОЦІНКА ВПЛИВУ ТЕПЛООБМІНУ З КОНСТРУКТИВНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ ТА ДОВКІЛЛЯМ НА ПЕРЕХІДНІ ПРОЦЕСИ В СИСТЕМІ ПОВІТРЯНОГО ЗАПУСКУ

К.С. Єпіфанов, С.В. Єпіфанов, О.А. Снітко, М.А. Корнілков

При випробуваннях допоміжної силової установки на перехідних режимах було виявлено невідповідність між розрахунковим і вимірюваним значеннями температури потоку повітря. Була висунена гіпотеза, що причиною є теплообмін корпусу компресора з довкіллям на ділянці виходу з дифузора до місця розташування датчика температури. Гіпотеза була підтверджена рядом розрахунків на математичних моделях різної складності. Для усунення впливу ефекту вимірюваної температури в існуючу конструкцію допоміжної силової установки впроваджені швидкодіючий датчик і подвійна динамічна корекція значення температури.

Ключові слова: система повітряного запуску газотурбінної установки, динаміка, теплообмін.

HEAT EXCHANGE WITH CONSTRUCTION AND ENVIRONMENT INFLUENCE ON TRANSIENTS IN AIR STARTING SYSTEM ESTIMATION

K.S. Yepifanov, S.V. Yepifanov, A.A. Snitko, N.A. Kornilkov

At the auxiliary power unit (APU) tests on transient modes disparity between calculated and measured temperature of air flow was educed. A hypothesis was pulled out, that reason is a heat exchange between compressor case and environment on the area from diffuser outlet to the temperature sensor location. A hypothesis was confirmed by the set of calculations using the mathematical models of different complication. To remove influence of measured temperature the fast-acting sensor and double dynamic temperature value correction were introduced.

Key words: gas turbine unit air start system, dynamics, heat exchange.

Епифанов Константин Сергеевич – канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph@ic.kharkov.ua.

Епифанов Сергей Валериевич – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: syepifanov@yandex.ru.

Снитко Александр Анатольевич – директор ООО «Турбопневматик», Пермь, Россия, e-mail: vsu@ppk.perm.ru.

Корнилков Николай Аркадьевич – заместитель директора ООО «Турбопневматик», Пермь, Россия, e-mail: vsu@ppk.perm.ru.

УДК 621. 1. 076 - 627. 7

Ю.А. ГУСЕВ, О.М. БУГАЕНКО

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

ГАЗОТУРБИННАЯ УСТАНОВКА С МНОГОФАЗНЫМ РАЗГОННЫМ УСТРОЙСТВОМ ДЛЯ НАНЕСЕНИЯ КРЕМНИЙОРГАНИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ

Статья посвящена разработке перспективных направлений по исследованию многофазных потоков, а также расширению области применения установки с многофазным разгонным устройством в различных областях народного хозяйства, а именно для нанесения кремнийорганических покрытий на различные поверхности большой площади. Представлена математическая модель двухфазного разгонного устройства обеспечивающего необходимую объемную концентрацию дисперсной фазы потока как жидких, так и порошкообразных кремнийорганических материалов. Рассматривается обобщенный технологический процесс нанесения кремнийорганического защитного покрытия на наружную поверхность трубы большого диаметра.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, выходное устройство, газотурбинная установка, дальность, кремнийорганические соединения, адгезия, многофазный поток.

Введение

В Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» проводятся работы по моделированию многофазных потоков, проектированию разгонных устройств, а также изготовлению установок для доставки сорбентов и биодеструкторов при обезвреживании нефтяных загрязнений [1]. Эти разработки положили начало исследованиям по расширению области применения многофазных установок на базе авиационных двигателей, которые являются мощным источником несущей газовой фазы, и могут быть использованы для различных нужд народного хозяйства.

1. Формулирование проблемы

В настоящее время для защиты различных металлоконструкций, труб большого диаметра газопроводов и других объектов, нуждающихся в защите от действия агрессивных сред, широкое применение находят кремнийорганические покрытия. Они сочетают в себе хорошие термо- морозо- свето- и атмосферостойкость, отличную адгезию к металлу, хорошую эластичность и высокую скорость отверждения с набором заданных свойств.

Существует способ получения покрытий, называемый - газопламенным или газотермическим. Он основан на нагреве исходного (порошкообразного) кремнийорганического соединения до вязкотекучего состояния и его распыления газовой струей на предварительно подготовленные поверхности. Нагретые в газовом потоке частицы с большой скоростью на-

правляются на изделие и при ударе сцепляются с поверхностью и друг другом, образуя сплошное покрытие.

Схема аппарата для получения покрытия газопламенным способом показана на рис. 1 [2].

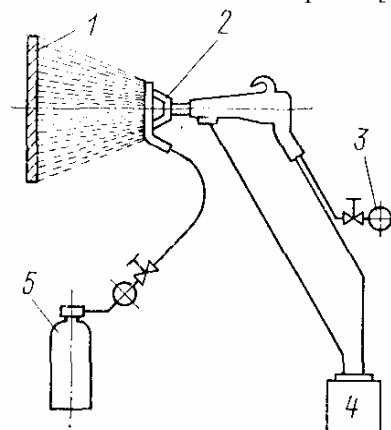


Рис. 1. Аппарат для получения покрытия способом газопламенного напыления:
1 – изделие; 2 – распылительная горелка;
3 – редуктор; 4 – порошковый питатель;
5 – баллон с ацетиленом.

Существующие установки и методы нанесения этих покрытий могут обеспечить небольшие расходы защитных материалов [2], поэтому процесс нанесения покрытия для защиты больших площадей различных сооружений может занимать продолжительное время.

В связи с этим создание установок, обеспечивающих нанесение защитных покрытий на большие площади и за малое время, является актуальным.

2. Решение проблемы

Доставку и нанесение кремнийорганических покрытий на большие площади покрываемой поверхности предлагается осуществлять с помощью устройства, разрабатываемого на базе газотурбинной установки, представленной в работе [1].

Рассматриваемая установка состоит из трех основных частей: газотурбинного двигателя (ГТД), камеры смешения и специального многофазного сопла.

Задача ГТД – формирование газового потока, являющегося несущей фазой, с заданными параметрами в выходном устройстве. В камере смешения происходит предварительная подготовка многофазного потока и снижение температуры газового потока, выходящего из ГТД, за счет подачи определенного количества воды (рис. 2).

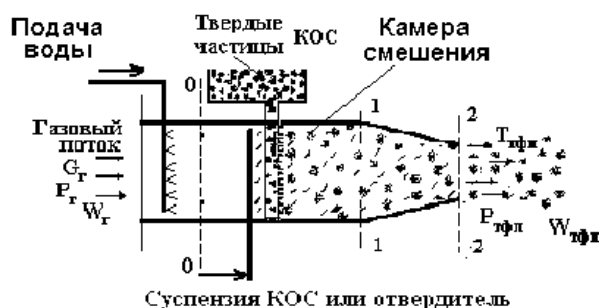


Рис. 2. Схема разгонного многофазного устройства

Выходное устройство – многофазное сопло, представленное в работе, было разработано применительно к доставке сорбентов и биодеструкторов при сборе нефтяной пленки с водной поверхности. При этом было необходимо обеспечивать дальнобойность и определенную дисперсность многофазному потоку [1].

Выходное устройство может также формировать многофазный поток частиц кремнийорганических соединений (КОС).

Технология нанесения КОС требует соблюдения определенного температурного режима и скорости разгона частиц исходного материала для обеспечения необходимой адгезии кремнийорганических покрытий с поверхностью. Эти требования можно выполнить, проведя необходимые расчеты по профилированию разгонного сопла с использованием его математической модели [3].

Предлагаемая установка работает следующим образом. Частицы кремнийорганических соединений – твердая фаза или жидкая суспензия кремнийорганического соединения – жидкая фаза, подаются в камеру смешения выходного устройства установки на участке 0-1.

На рассматриваемом участке происходит образование двухфазного потока (кремнийорганическое соединение – газ), который на участке 1-2 перемещается и укоряется за счет кинетической энергии газового потока двигателя. Кремнийорганическое соединение подается в виде суспензии или в виде твердых частиц в камеру смешения, где происходит их подогрев (рис. 1).

В случае применения жидкого отвердителя поток на участке 1-2 будет трехфазным.

В качестве основной фазы могут рассматриваться различные кремнийорганические соединения минерального происхождения или на основе полимеров, а также акриловые эмали, водорастворимые лаки и краски, эпоксидные смолы, силиконы и др., которые не боятся высоких температур и являются покрытиями воздушного отверждения. Простейшим из таких покрытий является клей ПВА.

Данная установка может быть применена и для нанесения порошковых полимерных кремнийорганических материалов.

Для снижения температуры газового потока предусмотрена подача воды. Температура несущей фазы определяется исходя из термохимической стойкости исходного кремнийорганического материала (рис. 1).

В качестве источника газового потока используется вспомогательная газотурбинная установка, типа АИ – 9В, конструкция которой позволяет отбирать сжатый воздух от компрессора, температура которого не превышает 120 °С.

Многофазное разгонное устройство (выходное устройство) должно обеспечивать необходимую объемную концентрацию дисперсной фазы и дальнобойность потока при применении как жидких, так и порошкообразных кремнийорганических материалов.

Проектирование выходного устройства осуществлялось на базе математической модели (ММ), которая позволяет провести его разработку применительно к любому ГТД с учетом и режимов работы последнего [3].

ММ двухфазного разгонного устройства представлена уравнениями закона сохранения масс и энергии смеси, уравнением состояния и сохранения количества движения фаз; притока тепла к транспортируемой фазе, соотношениями для коэффициентов теплоотдачи и зависимости, определяющей диаметр капель жидкой фазы [3].

Решение рассматриваемой ММ проводится с использованием замыкающих уравнений:

– закона изменения проскальзывания фаз по длине сопла

$$W_{\bar{a}} - W_k = a_0 + a_1 x + a_2 x^2; \quad (1)$$

– закона распределения давления в сопле

$$P = ax^3 + bx^2 + cx + d. \quad (2)$$

ММ позволяет решать прямую задачу (определение распределения параметров по длине сопла при его заданной геометрии) и обратную задачу – расчет профиля сопла.

За основу модели трехфазного разгонного устройства принята модель гетерогенного двухфазного потока, разработанная В.Г. Селивановым, дополненная уравнениями третьей фазы. ММ трехфазного сопла представлена следующими уравнениями:

Уравнения закона сохранения масс и энергии, а также уравнение состояния смеси имеют вид:

$$m_k = \rho_k W_k f_k; \quad m_a = \rho_a W_a f_a; \quad m_s = \rho_s W_s f_s;$$

$$f = f_a + f_k + f_s;$$

$$m_a \left(\tilde{N}_p T_a + \frac{W_a^2}{2} \right) + m_k \left(C_k T_k + \frac{W_k^2}{2} + \xi \frac{P}{\rho_k} \right) + m_s \left(C_s T_s + \frac{W_s^2}{2} + \xi \frac{P}{\rho_s} \right) = \text{Const}. \quad (3)$$

Уравнения сохранения количества движения фаз:

$$\begin{aligned} m_a dW_a &= -f_a dP - dX_k - dX_{\dot{o}a} - dX_s; \\ m_k dW_k &= -\xi f_k dP + dX_k - dX_{\dot{o}k}; \\ m_s dW_s &= -\xi f_s dP + dX_s - dX_{\dot{o}s}. \end{aligned} \quad (4)$$

Уравнения притока тепла к жидкой и твердой фазам:

$$C_j \rho_j d_j dT_j = \alpha_j (T_a - T_j) \frac{dx}{W_j} \quad (5)$$

где W , T , P , C , m , f , ρ , α , ξ – параметры фаз: скорость, температура, давление, теплоемкость, масса, суммарная площадь сечения, занимаемая отдельной фазой, плотность, коэффициент теплопередачи, коэффициент влияния конечности объема соответственно, $j = k$ – жидкая фаза, s – твердая фаза.

При профилировании сопла трехфазного потока, т.е. при решении обратной задачи, использовались следующие замыкающие уравнения:

$$P = kx + b; \quad (6)$$

$$W_a - W_s = kx + b \quad (7)$$

С использованием представленной выше математической модели нами спроектированы и изготовлены двухфазные и трехфазные сопла, применительно к различным типам КОС.

Разработана специальная установка на базе малоразмерного двигателя - АИ -9В. Эта установка позволяет перемещать твердые частицы КОС или суспензию кремнийорганического материала с рас-

ходом порядка 2 – 5 кг/с на расстояние от 1 до 20 метров. На рис. 3 представлена экспериментальная установка на базе двигателя АИ-9В распыляющая суспензию ПВА.



Рис. 3. Распыл суспензии ПВА

На рис. 4 представлен технологическая схема нанесения кремнийорганического защитного покрытия на наружную поверхность трубы большого диаметра.

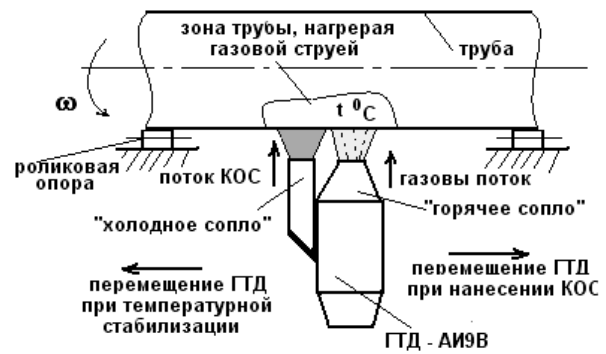


Рис. 4. Схема технологии нанесения кремнийорганического покрытия на трубу большого диаметра

Технологический процесс предусматривает установку трубы на специальные роликовые опоры, которые позволяют проводить поворот трубы. Газотурбинная установка с многофазным «холодным соплом», перемещается вдоль трубы.

Газовый поток двигателя, выходящий из его «горячего сопла» разогревает поверхность трубы до температуры, обеспечивающей максимальную адгезию покрытия.

Многофазный поток КОС поступает на поверхность трубы из «холодного сопла» (температура не более 120 °С).

Перемещение установки при повороте трубы относительно ее оси позволяет осуществить нанесение защитного покрытия по всей поверхности трубы. При необходимости возможно проведение температурной стабилизации покрытия путем его прогрева газовой струей двигателя при его обратном перемещении (рис. 4).

Авторы статьи выражают благодарность заведующему кафедрой технологии пластических масс Национального технического университета «Харьковский политехнический институт» Авраменко Вячеславу Леонидовичу.

Заклучение

Таким образом, можно сделать вывод о том, что рассматриваемая математическая модель многофазного разгонного устройства позволяет спроектировать сопла, которые формируют многофазные потоки различных кремнийорганических материалов, и обеспечивают их доставку на защищаемую поверхность изделия или сооружения.

Предлагаемая установка, на базе авиационных ГТД, может успешно применяться для быстрого и качественного нанесения защитного покрытия с использованием различных кремнийорганических материалов.

Литература

1. Многофазный генератор на базе газотурбинного двигателя для решения задачи очистки водной поверхности от нефтепродуктов / О.М. Бугаенко, Ю.А. Гусев, С.В. Епифанов, А.В. Скляр / *Сучасні проблеми охорони довкілля раціонального використання водних ресурсів та очистки природних і стічних вод: Тр. Міжнар. наук-практ. конф.* – К.: Товариство «Знання», 2007. – С. 49-52.
2. Яковлев А.Д. Порошковые полимерные материалы и покрытия на их основе / А.Д. Яковлев, В.Ф. Здор, В.И. Каплан; 2-е изд., перераб. – Л.: Химия, 1979. – 320 с.
3. Математическое моделирование многофункциональных генераторов трехфазных потоков на базе авиационных ГТД / С.В. Епифанов, О.М. Бугаенко, Ю.А. Гусев, А.В. Скляр / *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2005. – № 8 (24). – С. 58-61.

Поступила в редакцию 12.02.2010

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

ГАЗОТУРБІННА УСТАНОВКА З БАГАТОФАЗНИМ РОЗГІННИМ ПРИСТРОЄМ ДЛЯ НАНЕСЕННЯ КРЕМНІЙОРГАНІЧНОГО ПОКРИТТЯ

Ю.О. Гусев, О.М. Бугаенко

Стаття присвячена розробці перспективних напрямків з дослідження багатофазних потоків, а також розширенню області застосування установки з багатофазним розгінним пристроєм у різних областях народного господарства, а саме для нанесення кремнийорганічних покриттів на різних поверхнях великої площі. Представлена математична модель двофазного розгінного пристрою, який забезпечує необхідну оберну концентрацію дисперсної фази потоку, як рідких, так і порошкоподібних кремнийорганічних матеріалів. Розглядається узагальнений технологічний процес нанесення кремнийорганічного захисного покриття на зовнішню поверхню труби великого діаметру.

Ключові слова: газотурбінний двигун, вихідний пристрій, газотурбінна установка, далекобійність, кремнийорганічні з'єднання, адгезія, багатофазний потік.

GAS TURBINE PLANT WITH THE MULTIPHASE ACCELERATING DEVICE FOR THE ORGANIC SILICON COATING

Yu.A. Gusev, O.M. Bugaenko

The article describes the advanced research line development of the multiphase flows and expansion the plant with the multiphase accelerating device application area in different sectors of the national economy, notably for organic silicon coating of the large area surfaces. The mathematical of diphasic accelerating device, which provides necessary volume concentration of dispersed phase flow both in liquid and powder organosilicon materials, presented. Generalized operating procedure of the protective organic silicon coating of the outside surface of large diameter tube is considered.

Key words: gas turbine engine, output device, gas-turbine setting, long-range, silicones, adhesion, multiphase stream.

Гусев Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

Бугаенко Олег Михайлович – канд. техн. наук, старший преподаватель, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

УДК 621.577

Н.И. РАДЧЕНКО, А.В. КОНОВАЛОВ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ ТРИГЕНЕРАЦИОННОЙ ДИЗЕЛЬНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ПРЕСНОЙ ВОДЫ

Проанализировано применение тригенерационной дизельной энергетической установки с утилизацией теплоты уходящих газов и наддувочного воздуха первичных среднеоборотных дизелей в эжекторной теплоиспользующей холодильной машине для охлаждения и осушения воздуха на входе в условиях переменных температуры и относительной влажности наружного воздуха. Обосновано применение теплоиспользующих холодильных машин для охлаждения и осушения воздуха на входе дизелей с учетом годовых и суточных изменений температуры и влажности наружного воздуха.

Ключевые слова: *среднеоборотный дизель, поверхностное охлаждение, осушение воздуха, теплоиспользующая холодильная машина, температура, влажность.*

Анализ проблемы и постановка цели исследования

Для автономного энергообеспечения жилых, офисных, торговых, развлекательных и производственных комплексов все большее распространение находят когенерационные установки с одновременной выработкой электрической и тепловой энергии. В качестве первичных энергоустановок таких мини-теплоэлектроцентралей могут применяться среднеоборотные дизели (СОД). В теплофикационных дизельных установках (ДУ) производство тепловой энергии осуществляется путем утилизации теплоты отходящих газов в пароводяных котлах или воды системы охлаждения наддувочного воздуха или двигателя.

Повысить коэффициент использования теплофикационных ДУ можно, задействовав указанные источники теплоты для производства холода в межотопительный период, т.е. применяя тригенерационную технологию. Холод целесообразно использовать в системах кондиционирования воздуха обслуживаемых объектов.

Кроме того, можно охлаждать наружный воздух на входе ДУ при повышенных его температурах, увеличивая за счет этого их топливную экономичность. Так, известно, что с повышением температуры наружного воздуха на входе $t_{\text{нв}}$ на 10°C удельный расход топлива возрастает на $0,5...0,7\%$ [1, 2].

Цель работы – оценка эффективности охлаждения воздуха с осушением на входе ДУ теплоиспользующей холодильной машиной в условиях переменных температуры и влажности атмосферного воздуха.

Изложение результатов исследования

Климатические условия влияют не только на объемы потребления разных видов энергии, но и на эффективность работы приводных СОД и тригенерационных энергетических установок (ТЭУ) в целом. Об изменении температуры t , относительной влажности ϕ и влагосодержания d наружного воздуха в течение года можно судить по рис. 1. Как видно, в наиболее теплые месяцы (июнь – сентябрь) температура наружного воздуха $t = 20...25^\circ\text{C}$, а относительная влажность $\phi = 55...60\%$. При этом влагосодержание $d = 10...15\text{ г/кг с.в.}$

В остальные 4, 5 и 10-й месяцы межотопительного периода температура находится на уровне $t = 15^\circ\text{C}$ при повышенной влажности $\phi = 75...85\%$. Поскольку при этом потребности в холоде для систем кондиционирования минимальные, то поверхностное охлаждение влажного воздуха на входе приводных СОД помимо повышения топливной эффективности двигателей может быть использовано для получения пресной воды, которая после соответствующей обработки может в свою очередь применяться в системе горячего водоснабжения.

Для более точного определения тепловых нагрузок на ТЭУ необходимо учитывать колебания температуры t и относительной влажности ϕ в течение суток (рис. 2). Как видно, суточные изменения температуры t и относительной влажности ϕ наружного воздуха характеризуются наличием противоположно направленных экстремумов: максимальным дневным температурам $25...30^\circ\text{C}$ соответствуют минимумы влажности $\phi = 40\%$ и даже 35% , что существенно уменьшает потребности в холоде для снижения температуры воздуха на входе ТК дизеля.

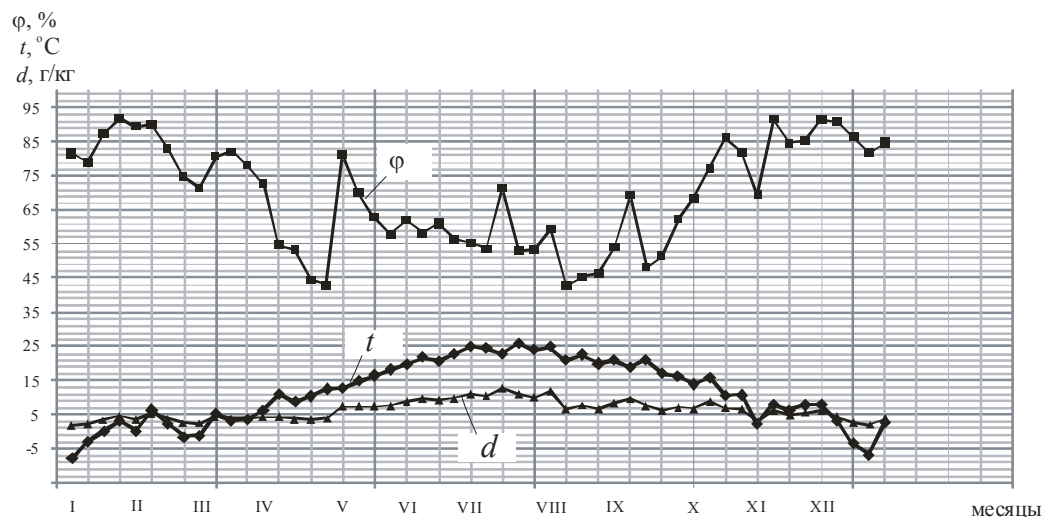


Рис. 1. Диаграммы изменения температуры t , относительной влажности ϕ и влагосодержания d наружного воздуха в течение 2009 года (г. Николаев, Украина)

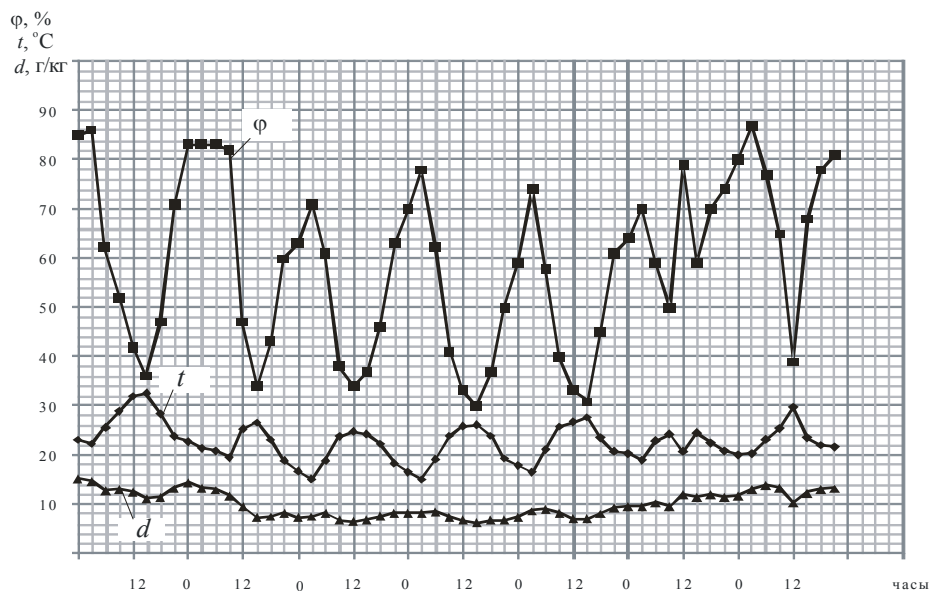


Рис. 2. Диаграммы суточных изменений температуры t , относительной влажности ϕ и влагосодержания d наружного воздуха, июль 2009 года (г. Николаев, Украина)

В ночные и утренние часы, когда температура снижается до 20 и даже 15°C и соответственно сокращается потребность в холоде для систем кондиционирования, охлаждение воздуха на входе дизеля позволяет получить пресную воду, чему способствует повышенная относительная влажность наружного воздуха $\phi = 70$ и даже 80 %. При этом охлаждение влажного воздуха требует повышенного отвода теплоты (холодопроизводительности), и прежде всего, теплоты конденсации водяных паров. Процесс характеризуется значительным влаговыпадением. Таким образом, характер суточных экстремумов тепловлажностных параметров наружного воздуха (практически совпадение во времени повышенных температур с пониженными относительными влажностями) благоприятный для эффективного применения поверхностного охлаждения с осушением и получением пресной воды.

В качестве теплоиспользующих холодильных контуров (ТХК) ТЭУ рассмотрены конструктивно наиболее простые и надежные эжекторного типа (ЭТХК) на базе эжекторной теплоиспользующей холодильной машины (ЭТХМ) [5, 6]. Схемы ТЭУ с использованием в ЭТХК теплоты уходящих газов и наддувочного воздуха приводного СОД для охлаждения воздуха перед ТК приведены на рис. 3.

Включение генератора паров НРТ высокого давления пароконденсатную систему утилизационного котла УК позволяет использовать водяной пар в качестве промежуточного теплоносителя. Это обеспечивает безопасность эксплуатации ТЭУ и возможность одновременного производства тепловой энергии (например горячей воды для горячего водоснабжения) и холода в теплое время. При этом генератор НРТ является одновременно конденсатором водяного пара.

ЭТХК состоит из паросилового и холодильного контуров. Паросиловой контур служит для получения паров НРТ высокого давления, энергия которых используется в эжекторе для сжатия паров НРТ низкого давления, всасываемых из И-ВО холодильного контура, до да-

вления в конденсаторе. Эжектор совмещает функции детандера паросилового контура (расширение пара происходит в его сопле) и компрессора холодильного контура (повышение давления пара, всасываемого из И-ВО, происходит в камере смешения и диффузоре).

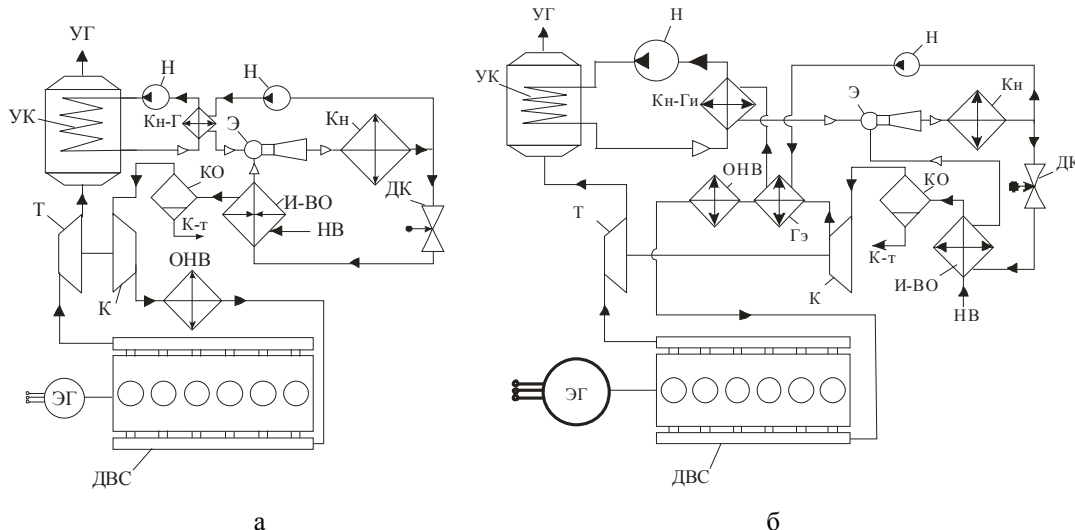


Рис. 3. Схемы ТЭУ с ЭТХК, использующими теплоту уходящих газов (а), газов и наддувочного воздуха (б) для охлаждения воздуха на входе наддувочного компрессора приводного дизеля:

Кн-Г (Кн-Г_и) – конденсатор водяного пара-генератор (испарительная секция генератора) паров НРТ;
Г_э и Г_и – экономайзерная и испарительная секции генератора; Э – эжектор; Кн – конденсатор НРТ;
Н – насос; ДК – дроссельный клапан; И-ВО – испаритель-воздухоохладитель; КО – конденсато-отводчик;
К-т – конденсат водяной; ОНВ – охладитель наддувочного воздуха водяной;
К – компрессор ТК; Т – газовая турбина ТК; НВ – наружный воздух; УГ – уходящие газы

Генератор паров НРТ высокого давления включает две секции: экономайзерную и испарительную. В экономайзерной секции происходит нагрев жидкого НРТ от температуры конденсации t_k до температуры кипения t_r при высоком давлении, в испарительной – кипение жидкого НРТ с образованием паров высокого давления.

Тепловые нагрузки испарительной и экономайзерной секций соотносятся между собой как теплота фазового перехода НРТ в испарительной секции при температуре кипения t_r и теплота нагрева жидкого НРТ от t_k до t_r в экономайзерной секции. При максимально допускаемой (из условия термической стойкости НРТ) температуре кипения $t_r = 120^\circ\text{C}$ тепловые нагрузки испарительной и экономайзерной секций примерно равны между собой, т.е. использование в экономайзерной секции дополнительного источника теплоты, например наддувочного воздуха (рис. 3, б), удваивает холодопроизводительность ЭТТ. Экономайзерную секцию целесообразно включать в контур пресной воды высокотемпературной ступени охладителя наддувочного воздуха (на рис. 3, б не показано).

Процессы охлаждения влажного воздуха в поверхностных теплообменниках характеризуются коэффициентом влаговываждения ξ , который пред-

ставляет собой отношение полного количества теплоты, отведенной от влажного воздуха в охладителе, к явному, определяемому разностью температур по сухому термометру: $\xi = (I_{b1} - I_{b2}) / [c_{вл} \cdot (t_{b1} - t_{b2})]$; $c_{вл}$ – теплоемкость влажного воздуха $c_{вл} = 1,01 + 1,89d$; d – влагосодержание, кг/кг; t_{b1} и t_{b2} – температуры воздуха на входе и выходе из охладителя по сухому термометру; I_{b1} и I_{b2} – энтальпии влажного воздуха на входе и выходе из охладителя, $I_b = c_{вл} \cdot t_b + 1,89d$, кДж/кг. Чем больше коэффициент влаговываждения ξ , тем больше теплоты необходимо отводить от влажного воздуха в И-ВО для снижения его температуры на одну и ту же величину Δt_b .

Значения удельной (приходящейся на единицу расхода воздуха через ТК дизеля $G_b = 1$ кг/с) теплоты, отведенной от уходящих газов и наддувочного воздуха в генераторе ЭТХК $\overline{q_{\text{га}}}$ и от воздуха в И-ВО на входе ТК $\overline{q_0}$, снижения температуры Δt_b воздуха в И-ВО и удельное (при $G_b = 1$ кг/с) количество влаги $\overline{g_{\text{аэ}}}$, отведенной в процессе охлаждения, при разных коэффициентах влаговываждения ξ в зависимости от температуры кипения НРТ в генераторе t_r при температуре кипения НРТ в И-ВО $t_{01} = 5^\circ\text{C}$, газов перед и после генератора ЭТХК $t_{y1} = 350^\circ\text{C}$ и $t_{y2} = 150^\circ\text{C}$, конденсации $t_k = 35^\circ\text{C}$ представлены на рис. 4.

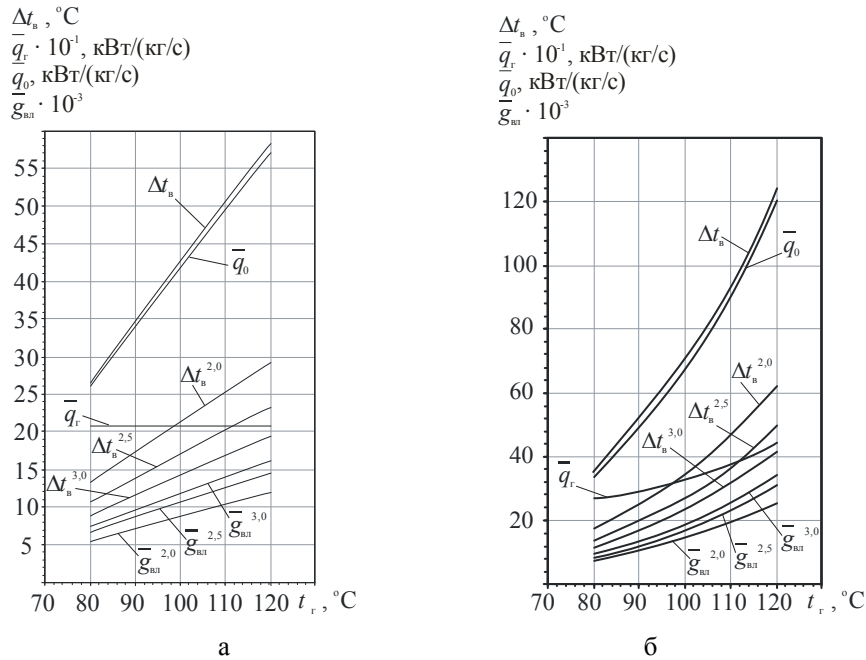


Рис. 4. Удельные теплота, отведенная от уходящих газов $\bar{q}_a$ (а), уходящих газов и наддувочного воздуха $\bar{q}_a$ (б) в генераторе ЭТХК и от воздуха в И-ВО на входе ТК $\bar{q}_0$, снижение температуры Δt_b воздуха в И-ВО и удельное (отнесенное к расходу воздуха G_b) количество влаги $\bar{g}_{a\bar{e}}$, отведенной в процессе охлаждения, в зависимости от температуры кипения t_r хладона R142b в генераторе ЭТХК при разных коэффициентах влаговываждения ξ : $\Delta t_b \dots \Delta t_b^{3,0} - \xi = 1,0 \dots 3,0$; а – схема на рис. 3, а; б – схема на рис. 3, б

В качестве НРТ применен хладон R142b. Величина $\xi = 1$ соответствует охлаждению без влаговываждения. Из рис. 4,а (схема на рис. 3,а) видно, что при утилизации в ЭТХК теплоты уходящих газов и температуре кипения НРТ в генераторе $t_r = 120^\circ\text{C}$ снижение температуры воздуха в И-ВО на входе ТК составляет $\Delta t_b = 20 \dots 30^\circ\text{C}$ при $\xi = 3 \dots 2$ соответственно. Меньшей величине $\Delta t_b = 20^\circ\text{C}$ ($\xi = 3$) соответствуют $t_{b1} = 35^\circ\text{C}$ и $\phi_1 = 70\%$; большей $\Delta t_b = 30^\circ\text{C}$ ($\xi = 2$): $t_{b1} = 40^\circ\text{C}$ и $\phi_1 = 50\%$.

При утилизации в ЭТХК теплоты уходящих газов и наддувочного воздуха снижение температуры воздуха в И-ВО почти в два раза больше: $\Delta t_b = 40 \dots 60^\circ\text{C}$ при $\xi = 3 \dots 2$ соответственно. Поскольку глубина охлаждения воздуха на входе ТК ограничивается значением $t_{b2} = 10 \dots 15^\circ\text{C}$ (при $t_0 = 5^\circ\text{C}$), то половину располагаемой холодопроизводительности ЭТХК можно реализовать, охлаждая воздух для системы кондиционирования.

Для определения тепловлажностных условий, при которых использование располагаемой теплоты уходящих газов и наддувочного воздуха в ЭТХК обеспечит соответствующую глубину охлаждения воздуха Δt_b на входе ТК можно воспользоваться графиками зависимости изменения удельной энтальпии ΔI_b воздуха в процессе его охлаждения при разных t_{b1} и ϕ на входе И-ВО до состояния насыщения и температуры воздуха на выходе И-ВО $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$ на рис. 5.

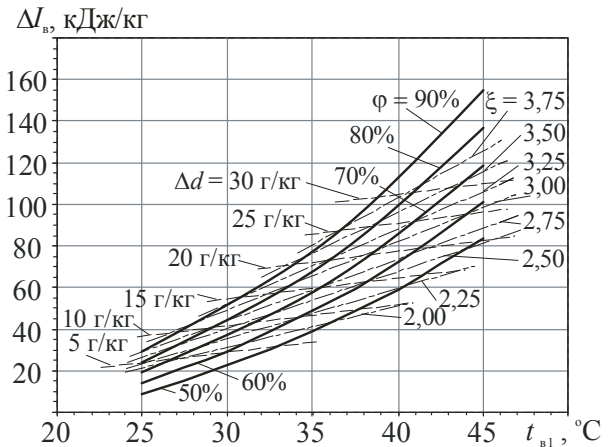


Рис. 5. Зависимости изменения удельной энтальпии ΔI_b влажного воздуха в процессе его охлаждения при разных значениях температуры t_{b1} и относительной влажности ϕ или влагосодержания d_1 воздуха на входе И-ВО до состояния насыщения ($\phi = 100\%$) и температуры воздуха на выходе $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$

Так, при утилизации теплоты только уходящих газов и располагаемой удельной холодопроизводительности $\bar{q}_0 = 55 \text{ кВт}/(\text{кг}/\text{с})$ (рис. 4, а) с учетом $\Delta I_b = \bar{q}_0 = 55 \text{ кДж}/\text{кг}$ получаем, что при температурах наружного воздуха $t_{b1} = 30 \dots 40^\circ\text{C}$ и соответственно относительной влажности $\phi_1 = 90 \dots 50\%$ воз-

дух можно охладить на величину $\Delta t_b = 15 \dots 25 \text{ }^\circ\text{C}$ ($\xi = 2,75 \dots 2,25$).

В случае же утилизации теплоты уходящих газов и наддувочного воздуха ($\overline{q_0} = 120 \text{ кВт/(кг/с)}$) на рис. 4, б) возможно охлаждение наружного воздуха с более высокой температурой $t_{a1} = 40 \dots 45 \text{ }^\circ\text{C}$ и влажностью $\phi_1 = 90 \dots 70 \text{ \%}$ на величину $\Delta t_b = 25 \dots 30 \text{ }^\circ\text{C}$ (при $\xi \geq 4$), когда ЭТХК функционирует одновременно как охлаждающая и установка для получения пресной воды (в ночные часы).

Удельное, приходящееся на единицу расхода воздуха через СОД ($G_b = 1 \text{ кг/с}$), количество влаги, отведенной в процессе охлаждения, составляет $\overline{g_{a\bar{e}}} = 25 \dots 30 \text{ г/с}$ (рис. 4, б).

Принимая, что снижение температуры воздуха на входе ТК на $10 \text{ }^\circ\text{C}$ обеспечивает сокращение удельного расхода топлива на $0,6 \text{ \%}$ [1, 2], получают экономию топлива около $2 \text{ \%}$.

Выводы

Применение ТЭУ с ЭТХК для охлаждения воздуха на входе ТК первичных СОД обеспечивает сокращение удельного расхода топлива на $2 \text{ \%}$. Обоснована возможность получения пресной воды в ТЭУ с ЭТХК.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Государственного фонда фундаментальных исследований МОН Украины в рамках гранта Президента Украины (Розпорядження Президента України від 16.12.2008 р. № 336/2008-рп).

Литература

1. *Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.*
2. *Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.*

Поступила в редакцию 28.05.2010

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

АНАЛІЗ ЗАСТОСУВАННЯ ТРИГЕНЕРАЦІЙНОЇ ДИЗЕЛЬНОЇ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ ОДЕРЖАННЯ ПРІСНОЇ ВОДИ

М.І. Радченко, А.В. Коновалов

Проаналізовано застосування тригенераційної дизельної енергетичної установки з утилізацією теплоти відхідних газів і надувного повітря первинних середньообертових дизелів в ежекторній тепловикористовуючій холодильній машині для охолодження та осушення повітря на вході в умовах змінних температури та відносної вологості зовнішнього повітря. Обґрунтовано застосування тепловикористовуючих холодильних машин для охолодження та осушення повітря на вході дизелів з урахуванням річних і добових змін температури та вологості зовнішнього повітря.

Ключові слова: середньообертовий дизель, поверхневе охолодження, осушення повітря, тепловикористовуюча холодильна машина, температура, вологість.

ANALYZING THE APPLICATION OF TRIGENERATIVE DIESEL ENERGETIC PLANT FOR RECEIVING FRESH WATER

N.I. Radchenko, A.V. Kononov

The application of trigenerative diesel energetic plant with utilizing heat of exhaust gases and scavenge air of prime middle speed diesel engines by ejector waste heat recovery refrigeration machine for cooling and drying of air at the inlet at changeable ambient air temperature and relative humidity conditions has been considered. The application of waste heat recovery refrigeration machines for cooling and drying of air at the inlet of diesel engines by taking into account annular and daily changes in temperature and humidity of ambient air was proved.

Key words: middle speed diesel engine, surface cooling, air drying, waste heat recovery refrigeration machine, temperature, humidity.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., профессор Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Коновалов Андрей Викторович – аспирант Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

УДК 621.577

М.І. РАДЧЕНКО, Д.В. КОНОВАЛОВ, Л.М. ВОРОБІЙОВ

Національний університет кораблебудування ім. адмірала Макарова, Україна

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ГАЗОВОГО ДВИГУНА ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ ТУРБОДЕТАНДЕРНИМ ОХОЛОДЖЕННЯМ ГАЗОПОВІТРЯНОЇ СУМІШІ

Проаналізовано ефективність газового двигуна внутрішнього згоряння та визначено резерви її підвищення, пов'язані з глибокою утилізацією енергії відхідних газів і охолодженням газоповітряної суміші на вході наддувного турбокомпресора. Запропоновано спосіб із розширенням відхідних газів до тиску нижче атмосферного, використанням енергії розширення у турбодетандерній холодильній машині охолодження газоповітряної суміші на вході турбокомпресора та підвищенням тиску відхідних газів до атмосферного компресором із приводом від турбодетандера. Наведено схемне рішення турбодетандерної системи охолодження газоповітряної суміші на вході.

Ключові слова: газовий двигун внутрішнього згоряння, утилізація, турбодетандер, охолодження, газоповітряна суміш.

Аналіз проблеми та постановка мети дослідження

На відміну від дизельних ДВЗ із відносно розвиненими системами утилізації їх вторинних енергоресурсів (ВЕР) – теплоти відхідних газів, наддувного повітря та охолоджуючою двигуни води, в газових ДВЗ (ГДВЗ) використання ВЕР поки що обмежується нагрівом води в економайзерних теплообмінниках із відведенням теплоти від відхідних газів. Проте саме у ГДВЗ є можливість глибокої утилізації теплової енергії відхідних газів, чого позбавлені ДВЗ на дизельному паливі, наявність сірки в якому виключає можливість зниження температури газів нижче 150 °С через небезпеку сірчистої корозії металевих поверхонь.

Завдяки високим коефіцієнтам корисної дії (ККД) і степеням підвищення тиску π_k сучасних наддувних турбокомпресорів (ТК) ($\eta_{\text{ТК}} = 0,70 \dots 0,75$ і $\pi_k = 3,5 \dots 4,5$) у ДВЗ утворюється надлишок енергії відхідних газів понад її величину, необхідну для приводу наддувного ТК [1]. В той же час ефективність ГДВЗ, як і дизельних, суттєво погіршується з підвищенням температури зовнішнього повітря на вході ТК [2 – 4]. То ж було б доцільним використовувати надлишкову енергію відхідних газів у турбодетандерних холодильних машинах (ТДХМ) для охолодження повітря ДВЗ.

Відомий спосіб використання енергії відхідних газів дизельних ДВЗ в газовій турбіні, що приводить наддувний компресор підвищеного тиску (понад тиск наддуву), із наступним зниженням температури стисненого повітря спочатку у водяному охолоджу-

вачі наддувного повітря (ОНП), у ГДВЗ – охолоджувачі газопарової суміші (ГПС), а потім у процесі розширення в турбодетандері до необхідного тиску наддуву двигуна [5]. Суттєве охолодження наддувного повітря у процесі розширення в турбодетандері можливе лише за умови значного додаткового попереднього підвищення його тиску в ТК. Оскільки в сучасних високонадувних ДВЗ степені підвищення тиску і так доволі високі ($\pi_k = 3,5 \dots 4,5$), то подальше їх підвищення на 0,2 МПа і більше буде супроводжуватись значним зниженням ККД ТК.

У роботах [6, 7] показана доцільність використання надлишкової енергії відхідних газів дизельних ДВЗ у турбодетандерних холодильних машинах (ТДХМ) для попереднього охолодження зовнішнього повітря на вході ТК. Головна перевага ТДХМ полягає у збільшенні не π_k , як у системах охолодження наддувного повітря двигунів [5], а продуктивності ТК по повітрю (без зменшення ККД ТК) і використанні цього надлишкового повітря як холодоагенту для попереднього охолодження зовнішнього повітря на вході ТК. Проте надлишок енергії відхідних газів у газових ДВЗ значно менший ніж у дизельних двигунах, що суттєво обмежує ефективність застосування ТДХМ. То ж необхідно задіяти додаткові енергетичні резерви.

Таким резервом є низькопотенційна енергія відхідних газів газових ДВЗ, яку можна було б використовувати в турбодетандері шляхом глибокого розширення газів до тиску нижче атмосферного – перерозширення, а підвищення тиску відхідних газів до атмосферного – здійснювати компресором із приводом від турбодетандера.

Мета роботи – підвищення ефективності газових ДВЗ попереднім охолодженням газоповітряної суміші на вході наддувних ТК у ТДХМ, що використовують енергію перерозширення відхідних газів.

Результати дослідження

З метою визначення резервів підвищення ефективності ГДВЗ, пов'язаних із використанням надлишкової, понад необхідну для наддуву, енергії відхідних газів для попереднього охолодження ГПС на вході наддувних ТК, було проведено розрахунок потужності утилізаційної турбіни N_T і компресора N_K наддувних ТК та визначено вплив основних факторів – температури $t_{\text{вв}}$ зовнішнього повітря на вході ТК і степені підвищення тиску π_K – на величину резерву потужності ТК для використання в ТДХМ для охолодження повітря на вході ТК.

Результати розрахунку потужності турбіни N_T і компресора N_K ТК газового ДВЗ, резерву потужності ТК в абсолютних $\Delta N_{\text{ТК}} = N_T - N_K$ та відносних величинах $\Delta N_{\text{ТК}} = (N_T - N_K)/N_K \cdot 100\%$ при $\pi_K = 4,0$ для газового і дизельного двигунів; резерву потужності ТК, віднесеного до ефективної потужності ДВЗ:

$$\Delta N_{\text{ТК}}' = (N_T - N_K)/N_e \cdot 100\%$$

при $\pi_K = 3,0; 3,5$ і $4,0$; $\eta_K = 0,85$ в залежності від температури зовнішнього повітря $t_{\text{вв}}$ на вході ТК газового ДВЗ наведено на рис. 1.

При цьому приймалися незмінними температура води на вході ОНП $t_{w1} = 35^\circ\text{C}$ та коефіцієнт ефективності ОНП $\eta_{\text{ОНП}} = (t_{k2} - t_s)/(t_{k2} - t_{w1}) = 0,75$, де t_{k2} і t_s – температури ГПС за наддувним компресором (на вході ОНП) і після ОНП. За базовий прийнято газовий двигун-генератор ДВГА-630, до складу якого входять газовий двигун 8ГЧН 25/34 з числом обертів 1500 хв^{-1} .

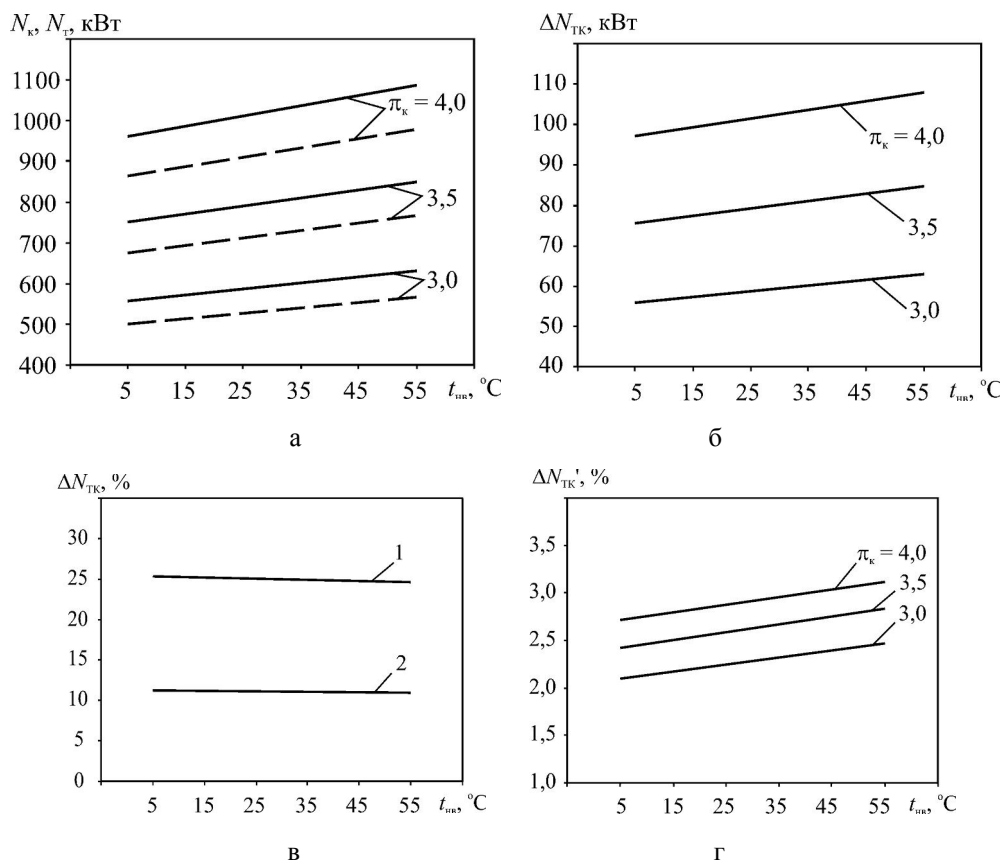


Рис. 1. Потужності турбіни N_T і компресора N_K ТК газового ДВЗ при $\pi_K = 3,0; 3,5; 4,0$ (а); резерв потужності ТК в абсолютних $\Delta N_{\text{ТК}} = N_T - N_K$ (б) та відносних величинах $\Delta N_{\text{ТК}} = (N_T - N_K)/N_K \cdot 100\%$ при $\pi_K = 4,0$ для газового і дизельного двигунів (в); резерв потужності ТК, віднесений до ефективної потужності ДВЗ, $\Delta N_{\text{ТК}}' = (N_T - N_K)/N_e \cdot 100\%$ (г) в залежності від температури зовнішнього повітря $t_{\text{вв}}$ на вході ТК: газовий двигун 8ГЧН 25/34; — — N_T ; - - - - N_K ; 1 – дизельний ДВЗ; 2 – газовий ДВЗ

Як видно, при $\pi_K = 4,0$ потужність турбіни N_T перевищує потужність компресора N_K , необхідну для наддуву, на 11 % для газового і 25 % для дизельного двигунів (рис. 1, в). Віднесений до ефективної потужності N_e газового ДВЗ резерв потужності ТК $\Delta N_{\text{ТК}}' = (N_T - N_K)/N_e \cdot 100\%$ незначний і становить

2,0...2,5 % при $\pi_K = 3,0$ та 2,7...3,2 % при $\pi_K = 4,0$, причому менші значення $\Delta N_{\text{ТК}}'$ відносяться до $t_{\text{вв}} = 5^\circ\text{C}$, а більші – до $t_{\text{вв}} = 55^\circ\text{C}$.

Та обставина, що з підвищенням $t_{\text{вв}}$ відносний резерв потужності ТК $\Delta N_{\text{ТК}}'$ зростає, свідчить про доцільність його використання для охолодження,

потреба в якому саме при високих $t_{нв}$, коли потужність N_e знижується. А те, що відносний резерв потужності ТК $\Delta N_{тк}'$ більший при більших π_k підтверджує доцільність його реалізації підвищенням тиску в ТК. Отже, аналіз наведених на рис. 1 залежностей дає підстави для напрямку реалізації резерву потужності ТК: охолодження ГПС на вході ТК із одночасним збільшенням π_k .

Вдвічі менша величина резерву потужності ТК $\Delta N_{тк}$ для газового ДВЗ порівняно з дизельним (рис. 1, в) вказує на необхідність у газових ДВЗ більш глибокої утилізації енергії відхідних газів, температура яких після турбіни ТК лишається доволі високою: $t_{г2} \approx 500^\circ\text{C}$.

Більш повна утилізація енергії відхідних газів газових ДВЗ можлива шляхом глибокого розширення відхідних газів до тиску нижче атмосферного (перерозширення) в турбодетандері як резерву додаткової потужності для приводу ТКТ. Підвищення тиску перерозширених відхідних газів (після турбодетандера) до атмосферного можна здійснювати бустерним компресором (із приводом від турбодетандера).

Припустимо, що в результаті охолодження в такій детандернотермопресорній холодильній машині (ДТПХМ) температура ГПС на вході ТК знизиться від $t_{нв} = 55^\circ\text{C}$ до $t_{нв} = 5^\circ\text{C}$. Встановлено, що при $t_{нв} = 5^\circ\text{C}$ за рахунок використання потужності турбіни перерозширення можна підвищити тиск наддувного ТК до $\pi_k = 4$ проти вихідної величини $\pi_k = 3$ при $t_{нв} = 55^\circ\text{C}$, причому практично при незмінній (навіть при меншій) температурі ГПС на нагнітанні ТК $t_{к2}$, тобто без підвищення термічної напруженості деталей циліндропоршневої групи (ЦПГ) порівняно з базовим двигуном при менших π_k . Розрахунки за програмою "Дизель-РК" показують, що збільшення степені наддуву π_k при одночасному зниженні температури ГПС $t_{нв}$ на вході наддувного ТК забезпечить зростання ефективних потужності двигуна N_e на 25...30 % та ККД η_e понад 1 %.

То ж доцільним є використання додаткової енергії перерозширення відхідних газів для збільшення не тільки продуктивності, але й тиску ГПС (підвищення π_k) у наддувному ТК.

На рис. 2 наведена схема утилізаційної турбодетандерної системи охолодження (ТДХМ) із перерозширенням відхідних газів до тиску нижче атмосферного і наступним його підвищенням до атмосферного, використанням одержаної при цьому механічної енергії для збільшення тиску (π_k) та продуктивності наддувного ТК, охолодженням стисненої надлишкової ГПС спочатку у водяному охолоджувачі наддувної ГПС (ОНП), а потім у процесі розширення в детандері, змішуванням охолодженої ГПС після детандера з основною ГПС на вході ТК.

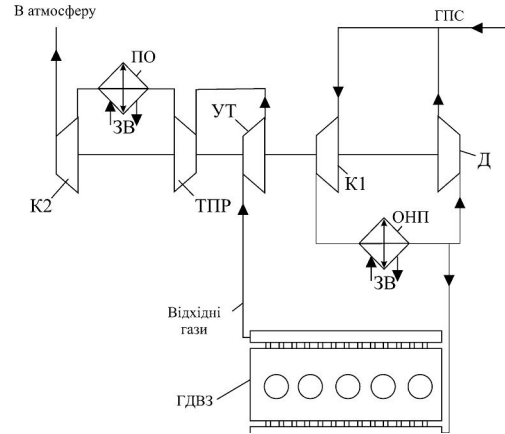


Рис. 2. Схема системи охолодження ГПС на вході ГДВЗ у турбодетандерній холодильній машині з турбіною перерозширення і бустерним компресором: УТ – утилізаційна турбіна основна; ТПР – турбіна перерозширення; К1 – наддувний компресор; К2 – бустерний компресор контуру перерозширення; ОНП – охолоджувач наддувної ГПС; ПО – проміжний охолоджувач відхідних газів; Д – детандер; Н – насос; ЗВ – забортна вода

Особливістю ТДХМ є наявність контуру перерозширення, в який від основної утилізаційної турбіни надходять відхідні гази при тиску, близькому атмосферному. В турбіні перерозширення (ТПР) тиск газів знижується, приміром до $0,35 \cdot 10^5$ Па. Проміжний охолоджувач (ПО) відхідних газів забезпечує зниження їх температури (залежно від температури охолоджуючої води) на вході бустерного (підтискувального) компресора і, відповідно, скорочення витрат потужності на стискання.

Встановлено, що в діапазоні зміни температури зовнішнього повітря $t_{нв} = 55 \dots 5^\circ\text{C}$ завдяки охолодженню ГПС на вході наддувного ТК у ТДХМ тиск наддуву може бути збільшений на $(1,0 \dots 1,5) \cdot 10^5$ Па при збереженні незмінною термічної напруженості ЦПГ ГДВЗ.

Розрахунки показали, що охолодження ГПС на вході наддувного ТК в ТДХМ, яка використовує енергію перерозширення відхідних газів, із одночасним збільшенням тиску (π_k) наддувного ТК забезпечує підвищення ефективної потужності N_e газового ДВЗ і скорочення питомої витрати палива g_e на 2...3 % залежно від температури повітря.

Висновки

Запропоновано спосіб глибокої утилізації енергії відхідних газів ГДВЗ із використанням енергії їх перерозширення в турбодетандері для охолодження ГПС на вході наддувного ТК і збільшення степені наддуву ТК π_k .

Завдяки використанню енергії перерозширення відхідних газів зі зниженням їх тиску до $(0,35 \dots 0,55) 10^5$ Па і охолодженню ГПС на вході наддувного ТК у ТДХМ тиск наддуву може бути збільшений на $(1,0 \dots 1,5) 10^5$ Па при збереженні незмінною термічної напруженості деталей ЦПГ ГДВЗ.

Дослідження виконано за фінансової підтримки Державного фонду фундаментальних досліджень МОН України у рамках гранту Президента України (Розпорядження Президента України від 16.12.2008 р. № 336/2008-пр).

Література

1. Heim K. Existing and Future Demands on the turbocharging of Modern Large Two-stroke Diesel Engines / K. Heim // 8-th Supercharging Conference, Dresden, 1-2 October 2002.

2. Двигатели внутреннего сгорания. Кн. 1. Теория рабочих процессов / В.Н. Луканин, К.А. Мо-

розов, А.С. Хачиян и др. – М.: Высш. шк., 2007. – 479 с.

3. Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.

4. Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.

5. Zinner K. Thermodynamische Untersuchung über die Anwendbarkeit der Turbokühlung bei aufgeladenen vierfakt / K. Zinner, H. Reinloin // Dieselmotoren, "MTZ". – 1964. – Nr. 5. – S. 188-195.

6. Радченко А.Н. Энергосберегающий экологически безопасный судовой кондиционер на базе дизельгенератора / А.Н. Радченко, А.И. Бузник // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 10 (57). – С. 118-122.

7. Радченко Р.Н. Охлаждение воздуха на входе судовых ДВС утилизационной воздушной холодильной машиной / Р.Н. Радченко, А.И. Бузник // Вестник двигателестроения. – 2008. – № 3. – С. 77-81.

Поступила в редакцию 28.05.2010

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

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ТУРБОДЕТАНДЕРНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ ГАЗОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ

Н.И. Радченко, Д.В. Коновалов, Л.М. Воробьев

Проанализировано эффективность газового двигателя внутреннего сгорания и определено резервы ее повышения, связанные с глубокой утилизацией энергии отходящих газов и охлаждением газозвдушной смеси на входе наддувочного турбокомпрессора. Предложено способ работы с расширением отходящих газов до давления ниже атмосферного, использованием энергии расширения в турбодетандерной холодильной машине охлаждения газозвдушной смеси на входе турбокомпрессора и повышением давления отходящих газов до атмосферного компрессором с приводом от турбодетандера. Приведено схемное решение турбодетандерной системы охлаждения газозвдушной смеси на входе.

Ключевые слова: газовый двигатель внутреннего сгорания, утилизация, турбодетандер, охлаждение, газозвдушная смесь

INCREASING THE EFFICIENCY OF GAS INTERNAL COMBUSTION ENGINE BY TURBOEXPANDER COOLING OF GAS-AIR MIXTURE

N.I. Radchenko, D.V. Kononov, L.N. Vorobyov

The efficiency of gas internal combustion engine was analyzed and reserves of its increasing by deep utilization of heat of exhaust gases and cooling gas-air mixture at the inlet of scavenger turbocompressor were determined. The performance with expanding of exhaust gases to the sub barometric pressure, utilizing the expansion energy in turboexpander refrigeration machine for cooling of gas-air mixture at the inlet of turbocompressor and increasing the pressure of exhaust gases up to barometric one in the turbocompressor driven by the turboexpander was proposed. The schema of turboexpander system for cooling of gas-air mixture was given.

Key words: gas internal combustion engine, utilization, turboexpander, cooling, gas-air mixture.

Радченко Микола Іванович – д-р техн. наук, проф., професор Національного університету кораблебудування ім. адмірала Макарова, Миколаїв, Україна, e-mail: andrad69@mail.ru.

Коновалов Дмитро Вікторович – канд. техн. наук, доцент, доцент Національного університету кораблебудування ім. адмірала Макарова, Миколи, Україна.

Воробйов Леонід Миколайович – магістрант Національного університету кораблебудування ім. адмірала Макарова, Миколи, Україна.

УДК 621.436; 621.57

Р.Н. РАДЧЕНКО¹, Т. БЕС², А.А. СИРОТА³¹Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина²Западно-Померанский технологический университет, Щецин, Польша³Черноморский государственный университет им. П. Могилы, Украина

ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩИЕ КОНТУРЫ НЕПОСРЕДСТВЕННОГО И ПРОМЕЖУТОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ДИЗЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Рассмотрены схемные решения контуров испарителей хладагона теплоиспользующих холодильных машин непосредственного охлаждения воздуха на входе наддувочных компрессоров дизелей и охлаждения с применением воды в качестве промежуточного хладоносителя. Определены зависимости интенсивности теплопередачи, температурного напора, падения давления кипящего хладагона и плотности теплового потока от массовой скорости хладагона. Показано существование оптимального значения массовой скорости хладагона в испарителях, которому соответствует максимальная величина плотности теплового потока.

Ключевые слова: теплоиспользующая холодильная машина, дизельная установка, уходящие газы, охлаждение воздуха, низкокипящее рабочее тело, испаритель, промежуточный хладоноситель.

Анализ проблемы и постановка цели исследования

Охлаждение воздуха на входе турбокомпрессоров (ТК) обеспечивает эффективную работу дизельных установок (ДУ) при повышенных температурах наружного воздуха. Так, снижение температуры воздуха на входе ТК на 10 °С приводит к сокращению удельного расхода топлива b_e дизелем на 0,5...0,6 % [1].

Улучшить показатели дизелей можно охлаждением воздуха перед ТК с помощью теплоиспользующих холодильных машин (ТХМ), утилизирующих теплоту уходящих газов, наддувочного воздуха, охлаждающей дизели воды [2]. Применение в ТХМ низкокипящих рабочих тел (НРТ) – хладонов – позволяет охлаждать воздух на входе ТК до низких температур 10...15 °С.

Охлаждение воздуха может происходить как в испарителях непосредственного охлаждения – испарителях-воздухоохладителях (И-ВО), так и с применением воды в качестве промежуточного хладоносителя (рассола), охлаждаемого в испарителе НРТ (рассольного типа). Во всех случаях в испарителях желательно обеспечить максимальные плотности теплового потока.

Цель исследования – определить условия работы испарителей низкокипящих рабочих тел непосредственного охлаждения воздуха и с применением воды в качестве промежуточного хладоносителя, которые обеспечивают максимальную плотность теплового потока.

Изложение результатов исследования

Наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются ТХМ эжекторного типа (ЭТХМ), в которых функцию компрессора выполняет пароструйный эжектор. Схемы контуров охлаждения воздуха на входе ТК ДВС с использованием в ЭТХМ теплоты уходящих газов приведены на рис. 1.

ЭТХМ состоит из высокотемпературного контура, в котором теплота отводится от уходящих газов в процессе испарения НРТ при высоком давлении и соответственно температуре кипения $t_r = 80...120$ °С в генераторе паров НРТ, и низкотемпературного – холодильного контура, в котором теплота отводится от воздуха на входе ТК непосредственно в испарителе НРТ низкого давления (И-ВО на рис. 1,а) при температуре кипения t_0 около 5 °С или сначала в водяном охладителе воздуха (ВОВ на рис. 1,б), а потом от воды – в испарителе-охладителе воды. Энергия паров НРТ высокого давления используется в эжекторе для сжатия паров НРТ низкого давления, всасываемых из испарителя, до давления в конденсаторе.

В качестве водяного воздухоохладителя (рис. 1, б) может применяться нагреватель воздуха (ВН) на входе ТК (рис. 2) [1], который используется при снижении температуры воздуха ниже 5 °С и нагрев воздуха в котором осуществляется горячей водой, нагреваемой в свою очередь за счет теплоты, отводимой от наддувочного воздуха в высокотемпературной ступени охладителя наддувочного воздуха или от охлаждающей двигатель пресной воды.

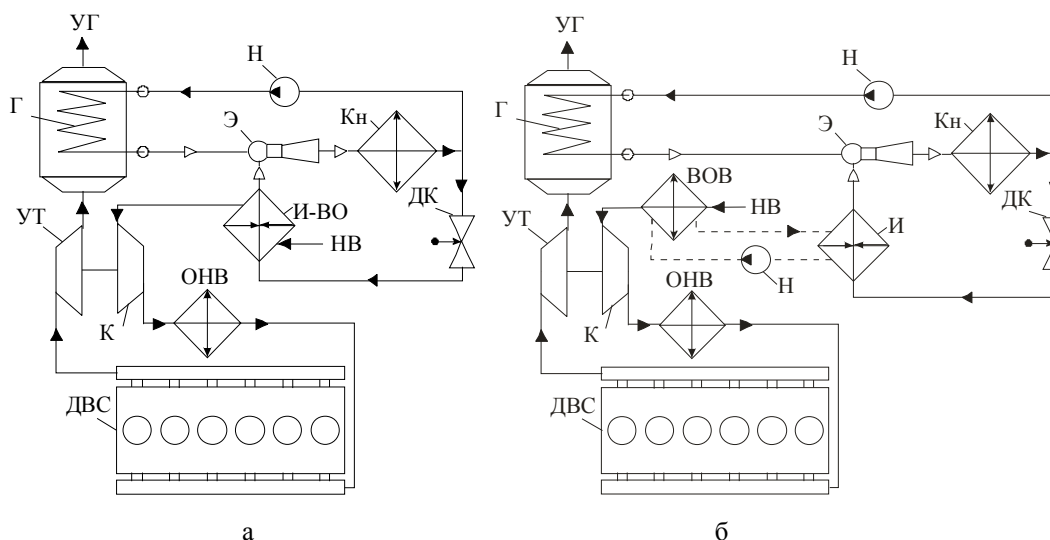


Рис. 1. Схемы контуров непосредственного (а) и промежуточного (б) охлаждения воздуха на входе ТК ДВС в ЭТХМ: К – компрессор ТК; УТ – утилизационная турбина ТК; ОНВ – охладитель наддувочного воздуха водяной; ВОВ – воздухоохладитель водяной; И-ВО – испаритель-воздухоохладитель; И – испаритель-охладитель воды; Г – генератор паров НРТ; Э – эжектор пароструйный; Кн – конденсатор НРТ; Н – насосы НРТ и воды; ДК – дроссельный клапан; НВ – наружный воздух; УГ – уходящие газы

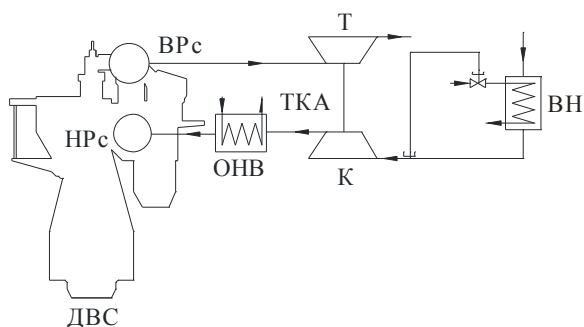


Рис. 2. Система воздухообеспечения судового ДВС: ТКА – турбокомпрессорный агрегат; Т – турбина ТКА; К – компрессор ТКА; ВН – воздухонагреватель; ОНВ – охладитель наддувочного воздуха; НРс и ВРс – надувочный и выпускной ресиверы ДВС

При высоких температурах наружного воздуха на входе ТК для его охлаждения в штатный ВН можно подавать воду, охлаждаемую в испарителе ТХМ (рис. 1, б).

Испарители НРТ – охладители воздуха или воды должны эксплуатироваться с максимальной тепловой эффективностью, т.е. при максимальной плотности теплового потока $q_{\max}$. Об условиях достижения $q_{\max}$ можно судить по зависимостям основных тепловых и гидродинамических параметров испарителей – коэффициентов теплоотдачи α_a к кипящему НРТ и теплопередачи k , падения давления ΔP кипящего НРТ и логарифмической разности температур (температурного напора) θ , плотности теплового потока q – от массовой скорости НРТ rw в каналах испарителей, представленным на рис. 3. В

качестве НРТ применен озонобезопасный хладагент R142В. Параметры И-ВО (рис. 1, а и 3, а): $t_0 = 0^\circ\text{C}$; температура воздуха на входе и выходе из И-ВО соответственно $t_{b1} = 35^\circ\text{C}$ и $t_{b2} = 10^\circ\text{C}$; скорость воздуха в живом сечении И-ВО 6 м/с; степень оребрения $\beta = 16$; внутренний диаметр трубок $d_{\text{вн}} = 0,01$ м. Параметры испарителя – охладителя воды (рис. 1, б и 3, б): $t_0 = 0^\circ\text{C}$; температура воды на входе и выходе из испарителя соответственно $t_{w1} = 8^\circ\text{C}$ и $t_{w2} = 5^\circ\text{C}$; скорости воды $w = 1,0$ и $1,5$ м/с; внутренний диаметр трубок $d_{\text{вн}} = 0,01$ м.

Как видно, с увеличением rw коэффициенты теплоотдачи α_a и теплопередачи k возрастают, тогда как повышение гидравлического сопротивления ΔP_0 , наоборот, приводит к падению температуры кипения t_0 и, как следствие, температурного напора θ . Такое противоположное влияние массовой скорости rw на коэффициент теплопередачи k (коэффициент теплоотдачи α_a) и температурный напор θ , обуславливает существование максимума плотности теплового потока: $q = k\theta$.

Максимальной плотности теплового потока $q_{\max}$ соответствует минимальная поверхность испарителя либо минимальный температурный напор θ (при неизменной поверхности испарителя). Во втором случае охлаждение воздуха на входе ДВС происходит при максимальной температуре кипения НРТ t_0 в испарителе, т.е. при минимальных значениях разности температур конденсации t_k и кипения t_0 и соответствующей им разности давлений $P_k - P_0$, т.е. требуемом повышении давления в эжекторе, а значит, и с минимальными затратами энергии на сжатие.

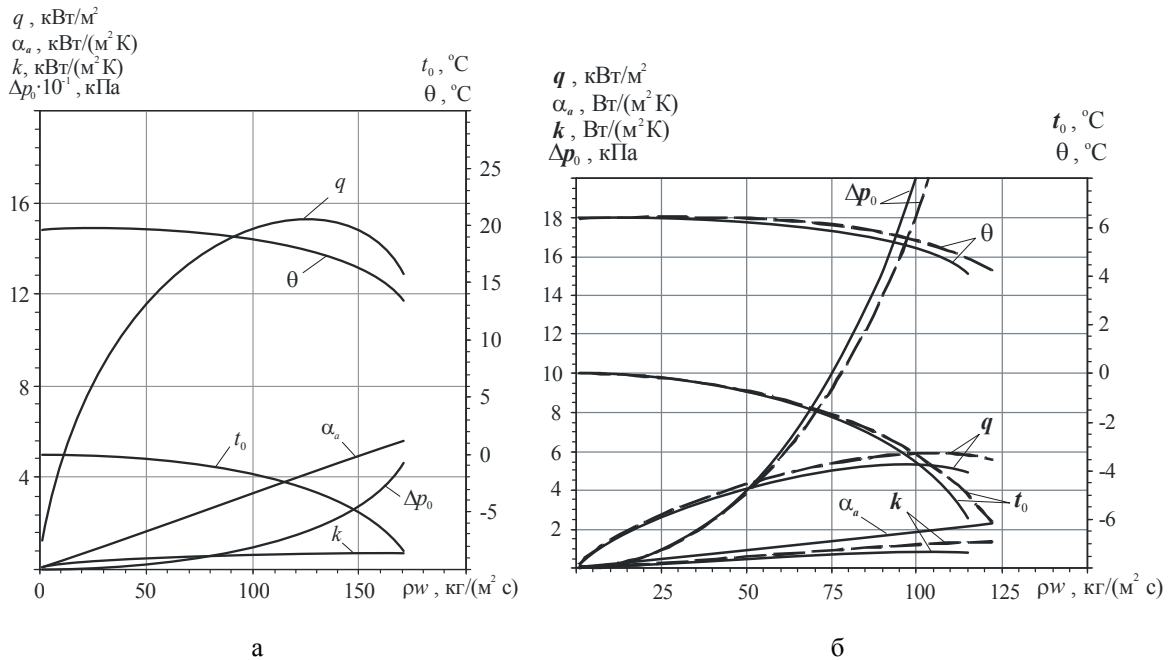


Рис. 3. Коэффициенты теплоотдачи α_a к кипящему НРТ и теплопередачи k , температура t_0 и падение давления Δp_0 кипящего НРТ; плотность теплового потока q и логарифмическая разность температур θ в зависимости от массовой скорости НРТ ρw при скоростях воздуха в И-ВО:

а – испаритель-воздухоохладитель контура непосредственного охлаждения воздуха;
б – испаритель НРТ – охладитель воды контура промежуточного охлаждения воздуха
при скоростях воды w_w : — — $w_w = 1$ м/с; - - - $w_w = 1,5$ м/с;

Отличие условий теплообмена в испарителе-охладителе воды на рис. 3,б от И-ВО на рис. 3,а состоит в том, что в первом случае интенсивность теплоотдачи к кипящему НРТ всегда ниже, чем к воде, вследствие чего теплопередача лимитируется менее интенсивной теплоотдачей к кипящему НРТ. Поэтому увеличение массовой скорости ρw НРТ в каналах испарителя приводит к существенному возрастанию интенсивности теплопередачи, k , по всей длине каналов испарителя. В И-ВО возрастание k имеет место только на концевых участках поверхности змеевиков – в дисперсного режиме течения, в котором интенсивность теплоотдачи от сухой стенки к пару НРТ ниже, чем к воздуху.

Как видно, максимальной плотности теплового потока $q_{\max} \approx 15$ кВт/м² в И-ВО соответствует оптимальная величина $(\rho w)_{\text{opt}} \approx 130$ кг/(м²·с) на рис. 3,а, а $q_{\max} \approx 6$ кВт/м² в испарителе-охладителе воды на рис. 3,б – $(\rho w)_{\text{opt}} \approx 120$ кг/(м²·с). С увеличением скорости воды w до 1,5 м/с значение максимума $q_{\max}$ практически не меняется, что свидетельствует о том, что теплопередача лимитируется интенсивностью теплоотдачи к кипящему НРТ R142В, более низкой по сравнению с таковой к воде. Наличие явно выраженного экстремума функции $q = f(\rho w)$ говорит о необходимости расчета $(\rho w)_{\text{opt}}$, соответствующей $q_{\max}$. Исходя из $\rho w = (\rho w)_{\text{opt}}$ и $q_{\max}$, рассчитывают поверхность испарителя F и его конструктивные параметры: длину и число труб, а также θ , t_0 , ζ , хо-

лодопроизводительность ТХМ $Q_0 = \zeta Q_r$ и глубину охлаждения воздуха на входе ТК Δt_b , которую находят из теплового баланса $Q_0 = G_b c_b \Delta t_b$.

Охлаждение воздуха перед ТК до более низкой температуры обеспечивает сокращение удельного расхода топлива.

При оценке экономической целесообразности применения для охлаждения воздуха на входе ТК дизелей холодильной машины (ХМ) необходимо учитывать зависимости удельной стоимости ХМ, приходящейся на единицу холодопроизводительности, $C_{\text{ХМ}}$, от величины холодопроизводительности Q_0 , подобные приведенным на рис. 4 для пароконпрессорных ХМ непосредственного охлаждения воздуха в И-ВО (ПКХМ^{ВО}) и рассольного типа – с промежуточным хладоносителем (ПКХМ^Р), фреоновых ЭХМ (ФЭХМ^{ВО} и ФЭХМ^Р), водяных ЭХМ (ВЭХМ) и абсорбционных бромистолитиевых ХМ (АХМ).

Как видно, при холодопроизводительностях Q_0 свыше 1000 кВт, характерных для тепловых нагрузок при охлаждении воздуха на входе ТК судовых малооборотных дизелей, удельная стоимость ХМ $C_{\text{ХМ}}$ слабо зависит от Q_0 . Меньшая стоимость ХМ с промежуточным хладоносителем (рассольных) по сравнению с ХМ с И-ВО вызвана тем, что она не включает стоимость воздухоохладителя (рассольного). С учетом же воздухоохладителя стоимости ХМ рассольных и с И-ВО сравниваются.

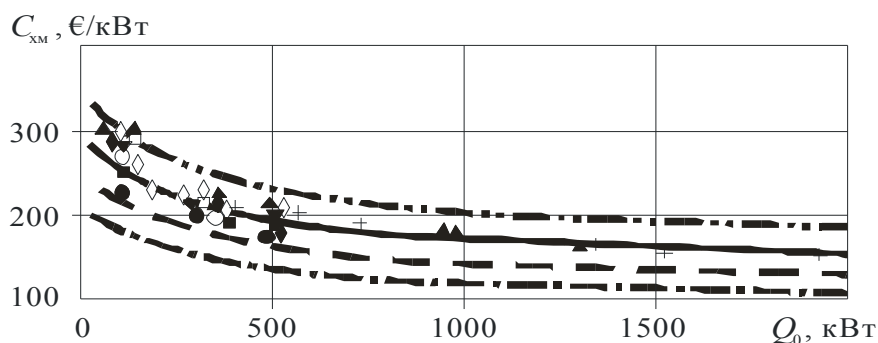


Рис. 4. Зависимость удельной стоимости $C_{хм}$ разных типов холодильных машин от холодопроизводительности Q_0

Q_0 : — ПКХМ^Р, АХМ; ФЭХМ^Р; - - - ПКХМ^{ВО}; - - - ВЭХМ; - - - ФЭХМ^{ВО};
 • – MC Quay (США); ▼ – Airnell (Франция); ■ – RC Group (Италия); ○ – Wesper (Франция);
 ♦ – Clivet (Италия); ▲ – Carrier (США); □ – CIAT (Франция); ◇ – Bluebox (Италия); + – Daikin (Япония)

Выводы

Рассмотрены контуры испарителей хладона ЭТХМ непосредственного и промежуточного охлаждения воздуха на входе наддувочных компрессоров дизелей и показано существование оптимального значения массовой скорости хладона в испарителях, которому соответствует максимальная плотность теплового потока.

Литература

1. Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.
2. Радченко Р.Н. Использование теплоты уходящих газов для предварительного охлаждения воздуха судовых ДВС / Р.Н. Радченко // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: НТУ "ХПИ". – 2008. – № 1. – С. 110-114.

Поступила в редакцию 28.05.2010

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

ТЕПЛОВИКОРИСТОВУЮЧІ КОНТУРИ БЕЗПОСЕРЕДНЬОГО ТА ПРОМІЖНОГО ОХОЛОДЖЕННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ ДИЗЕЛЬНИХ УСТАНОВОК

Р.М. Радченко, Т. Бес, О.А. Сирота

Розглянуті схемні рішення контурів випарників хладону тепловикористовуючих холодильних машин безпосереднього охолодження повітря на вході наддувних компресорів дизелів. Визначені залежності інтенсивності теплопередачі, температурного напору, падіння тиску киплячого хладону та густини теплового потоку від масової швидкості хладону. Показано існування оптимального значення масової швидкості хладону у випарниках, якому відповідає максимальна величина густини теплового потоку.

Ключові слова: тепловикористовуюча холодильна машина, дизельна установка, відхідні гази, охолодження повітря, низькокипляче робоче тіло, випарник, проміжний холодоносіє.

WASTE HEAT RECOVERY CONTOURS OF DIRECT AND INDIRECT COOLING OF AIR AT THE INLET OF DIESEL PLANTS

R.N. Radchenko, T. Bes, A.A. Sirota

The schemes of refrigerant evaporative contours of waste heat recovery refrigeration machines for direct cooling of air at the inlet of discharge compressors of diesels and cooling by water as an intermediate coolant has been considered. The heat transfer intensity, temperature difference, pressure drop of boiling refrigerant and heat flux in dependence of refrigerant mass flow rate were determined. The existence of optimal value of refrigerant mass flow rate in evaporators with corresponding maximum value of heat flux was shown.

Key words: waste heat recovery refrigeration machine, diesel plant, exhaust gases, air cooling, low boiling working fluid, evaporator, intermediate coolant.

Радченко Роман Николаевич – аспирант Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Бес Тадеуш (Bes Tadeusz) – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры теплотехники Западно-Померанского технологического университета, Щецин, Польша.

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

УДК 621.577

А.Н. РАДЧЕНКО, А.С. МОРОЗОВА

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТОВ МОДЕРНИЗАЦИИ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ С УЧЕТОМ КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ

Показано, что при выборе проектов модернизации газоперекачивающих агрегатов компрессорных станций необходимо учитывать особенности эксплуатации, обусловленные климатическими условиями. Проанализирована целесообразность модернизации с применением эжекторных холодильных машин, использующих теплоту уходящих газов газотурбинных двигателей для охлаждения наружного воздуха на входе компрессора. Предложена технология комбинированного поверхностного охлаждения воздуха с осушением и внутреннего испарительного охлаждения воздуха в процессе его сжатия в компрессоре.

Ключевые слова: модернизация, газотурбинный двигатель, утилизация теплоты, осушение воздуха, поверхностное охлаждение, испарительное охлаждение, теплоиспользующая холодильная машина.

Анализ проблемы и постановка цели исследования

При выборе стратегии и тактики управления проектами модернизации газоперекачивающих агрегатов (ГПА) необходимо учитывать особенности функционирования ГПА как факторы, без учета которых невозможно эффективное управление проектом их модернизации. Исходя из них определяют круг задач, решение которых необходимо для достижения цели проекта.

Особенности эксплуатации ГПА связаны с удаленностью газоперекачивающих компрессорных станций (КС) от населенных пунктов, промышленных предприятий и других крупных потребителей тепла, что ограничивает возможности применения традиционных энергосберегающих технологий с выработкой тепловой энергии, а также дефицитом в большинстве случаев водных ресурсов, ограничивающим применение воды в качестве теплоносителя. Кроме того, эффективность эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД) ГПА в значительной степени зависит от климатических условий. Так, с повышением температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ на 10 °С мощность ГТД снижается на 5...9 % [1, 2].

Наиболее широкое применение в ГТД получило испарительное (контактное) охлаждение с впрыском воды в воздушный поток на входе компрессора ГТД [1, 2]. В зависимости от количества впрыскиваемой воды возможны два варианта испарительного охлаждения воздуха: предварительное охлаждение воздуха с испарением всей впрыскиваемой воды до его всасывания компрессором и внутреннее испарительное охлаждение, когда избыточная (сверх

насыщения) влага испаряется в процессе повышения давления, соответственно и температуры воздуха в компрессоре. При предварительном испарительном охлаждении снижение температуры воздуха в процессе его увлажнения происходит до температуры точки росы (состояние насыщения), т.е. зависит от влажности воздуха, и в большинстве климатических условий не превышает 10 °С. При внутреннем испарительном охлаждении воздуха процесс повышения давления и температуры воздуха в компрессоре приближается к изотермическому, следствием чего является уменьшение удельной работы сжатия и увеличение полезной работы ГТД.

Охлаждение наружного воздуха в поверхностном теплообменнике (ТО) в отличие от его испарительного охлаждения с увлажнением обеспечивает большее снижение температуры воздуха и уменьшение его влагосодержания на входе компрессора, а значит и затрат мощности на сжатие влажного воздуха в компрессоре, которые сокращаются прямо пропорционально доле влаги, отведенной от воздуха в процессе его охлаждения в ТО.

Холод, необходимый для охлаждения наружного воздуха в ТО, можно производить в теплоиспользующей холодильной машине (ТХМ) за счет утилизации тепла отработавших газов, температура которых достаточно высокая: 450...600 °С для ГТД простой схемы и 180...200 °С после утилизационного котла (УК) газотурбинных установок (ГТУ) когенерационного типа, а также ГТД типа "Stig" – с впрыском пара в камеру сгорания [3].

В зависимости от тепловлажностных параметров наружного воздуха его охлаждение в ТО может происходить с большим снижением температуры

(при меньшей относительной влажности ϕ воздуха) или влагосодержания d (при большей ϕ). При повышенной влажности наружного воздуха отведенная в процессе предварительного охлаждения влага может составлять заметную величину и использоваться для внутреннего испарительного охлаждения воздуха при сжатии в компрессоре или для компенсации потерь воды в ГТД типа "Stig".

Цель работы – анализ влияния климатических условий (температуры и влажности) на возможные варианты проектов модернизации ГПА КС.

Изложение результатов исследования

Об изменении температуры t , относительной влажности ϕ и влагосодержания d наружного воздуха в районе расположения Ставищенской КС (п.г.т. Ставище, Киевская обл.) в течение года и суток можно судить по рис. 1 и 2.

Как видно, в наиболее теплые месяцы (июнь–сентябрь) температура наружного воздуха $t = 20...25\text{ }^{\circ}\text{C}$, а относительная влажность $\phi = 65...70\%$. При этом влагосодержание $d \approx 10\text{ г/кг с.в.}$ В весенние и осенние месяцы температура не превышает $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ при повышенной влажности $\phi = 70...90\%$. Поскольку при этом потребности в холоде для снижения температуры воздуха на входе компрессора ГТД минимальные, то поверхностное охлаждение влажного воздуха в ТО на входе ГТД можно применять

для получения пресной воды, которая может использоваться для внутреннего испарительного охлаждения воздуха при сжатии в компрессоре или для подпитки утилизационного котла (УК), вырабатывающего пар, впрыскиваемый в камеру сгорания ГТД типа "Stig" (рис. 3).

Колебания тепловлажностных параметров наружного воздуха (температуры t и относительной влажности ϕ) в течение суток (рис. 2) характеризуются наличием взаимно обратных экстремумов: максимумам дневных температур $t = 25...30\text{ }^{\circ}\text{C}$ соответствуют минимумы влажности $\phi = 50\%$ и ниже. В ночное время, наоборот: максимумам влажности $\phi = 90\%$ соответствуют минимумы температур $t = 15\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Такое чередование тепловой и влажностной нагрузок на ТО ТХМ весьма благоприятствуют двухфункциональной эксплуатации ТХМ: охлаждение воздуха на входе ГТД в дневное время (повышенная t и пониженная ϕ) и осушение воздуха в ночное время (пониженная t и повышенная ϕ) с использованием отведенной от него влаги.

Конструктивно наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются эжекторные ТХМ (ЭТХМ), рабочими телами которых служат низкотемпературные рабочие тела (НРТ) [4].

Схемы ЭТХМ с использованием теплоты уходящих газов для охлаждения воздуха на входе ГТД приведены на рис. 3.

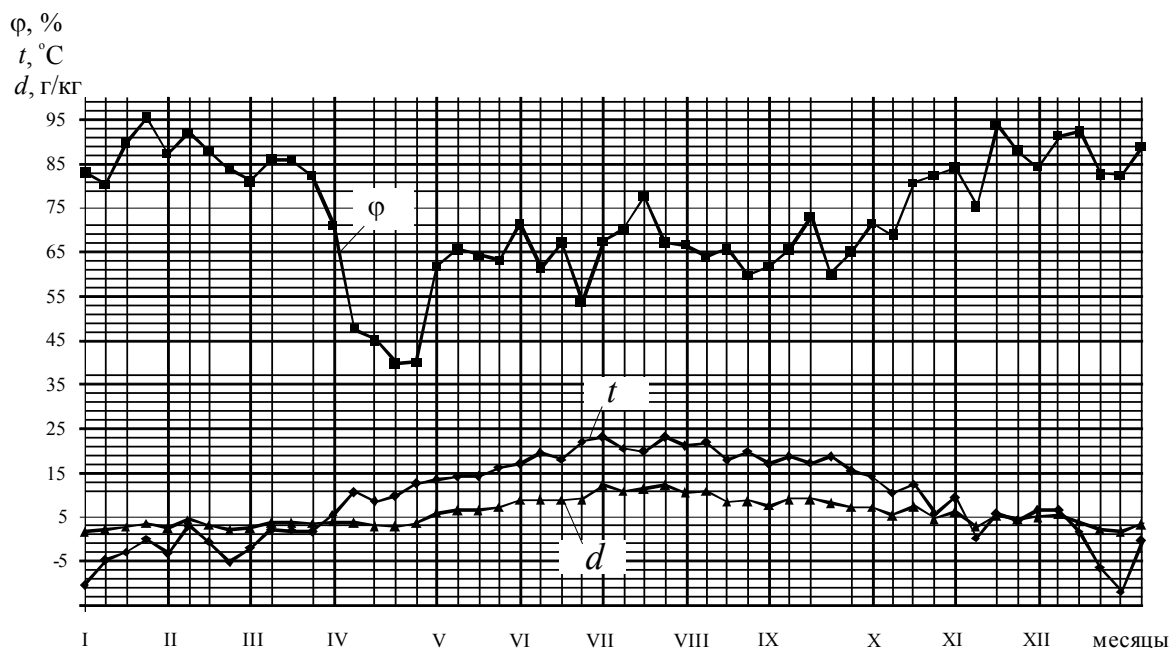


Рис. 1. Диаграммы изменения температуры t , относительной влажности ϕ и влагосодержания d наружного воздуха в течение 2009 года (п.г.т. Ставище, Киевская обл.)

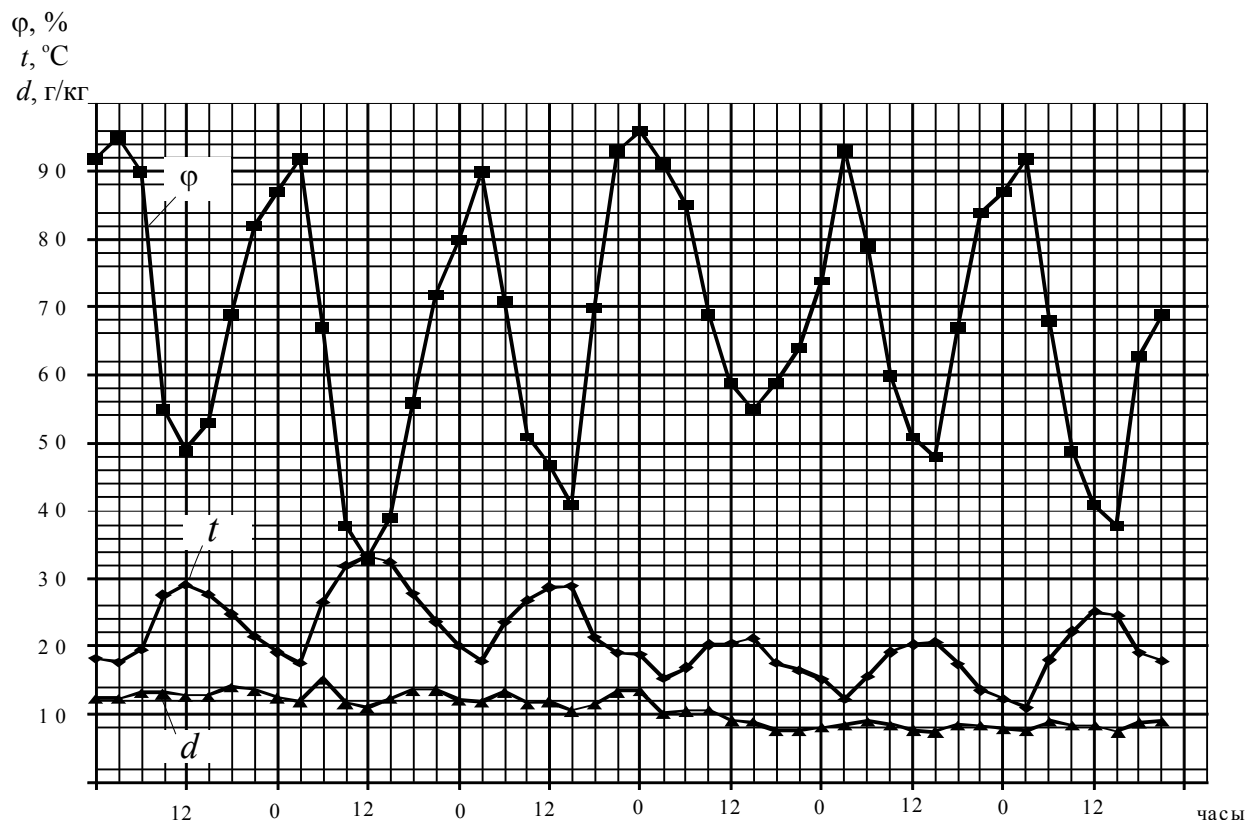


Рис. 2. Диаграммы суточных изменений температуры t , относительной влажности φ и влагосодержания d наружного воздуха, июль 2009 года

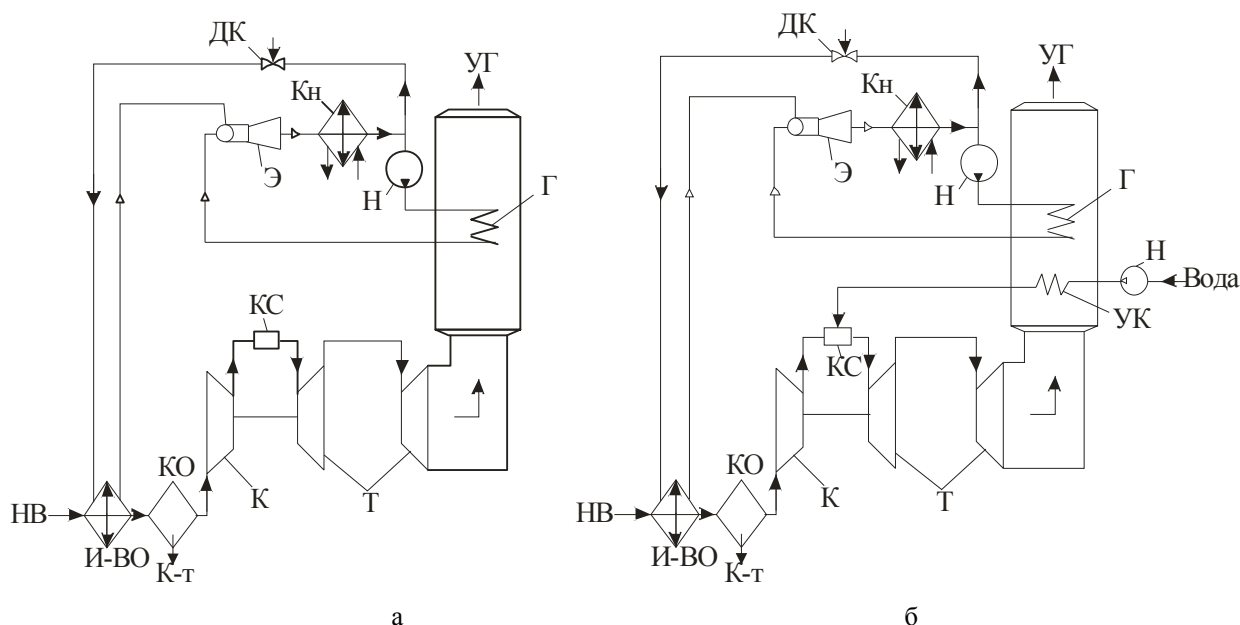


Рис. 3. Схемы утилизации теплоты отработавших газов в ЭТХМ для охлаждения воздуха на входе компрессора ГТД:

а – ГТД простой схемы; б – ГТД типа "Stig" – с впрыском пара в камеру сгорания;

Г – генератор паров НРТ; Э – эжектор; Кн – конденсатор НРТ; Н – насос;

ДК – дроссельный клапан; И-ВО – испаритель-воздухоохладитель;

КО – конденсатоотводчик; К-т – конденсат водяной; К – компрессор; Т – турбина;

КС – камера сгорания; УК – утилизационный котел; НВ – наружный воздух; УГ – уходящие газы

В генераторе ЭТХМ получают пар НРТ высокого давления, энергия которого используется в эжекторе для сжатия пара НРТ низкого давления, всасываемого из испарителя-воздухоохладителя (И-ВО) на входе ГТД, до давления в конденсаторе. Эжектор совмещает функции детандера (расширение пара происходит в его сопле) и холодильного компрессора (повышение давления пара, всасываемого из И-ВО, происходит в камере смешения и диффузоре).

Процессы охлаждения влажного воздуха в поверхностных ТО характеризуются коэффициентом влаговываждения ξ , который представляет собой отношение полного количества теплоты, отведенной от влажного воздуха в И-ВО, к явному, определяемому разностью температур по сухому термометру: $\xi = (I_{в1} - I_{в2}) / [c_{вл} \cdot (t_{в1} - t_{в2})]$; $c_{вл}$ – теплоемкость влажного воздуха $c_{вл} = 1,01 + 1,89d$; d – влагосодержание, кг/кг; $t_{в1}$ и $t_{в2}$ – температуры воздуха на входе и выходе из И-ВО по сухому термометру; $I_{в1}$ и $I_{в2}$ – энтальпии влажного воздуха на входе и выходе из охладителя, $I_{в} = c_{вл} \cdot t_{в} + 1,89d$, кДж/кг. Чем больше ξ , тем больше теплоты необходимо отводить от влажного воздуха в И-ВО для снижения его температуры на одну и ту же величину $\Delta t_{в}$.

Значения удельной (приходящейся на единицу расхода воздуха через ГТД $G_{в} = 1$ кг/с) теплоты, отведенной от уходящих газов в генераторе ЭТХМ $\bar{q}_Г$ и от воздуха в И-ВО на входе ГТД $\bar{q}_0$, снижения температуры $\Delta t_{в}$ воздуха в И-ВО и удельное (при $G_{в} = 1$ кг/с) количество влаги $\bar{g}_{вл}$, отведенной в процессе охлаждения, при разных коэффициентах влаговываждения ξ в зависимости от температуры кипения НРТ в генераторе t_r при температуре кипения НРТ в И-ВО $t_0 = 10$ °С, уходящих газов перед и после генератора ЭТХМ $t_{г1} = 180$ °С и $t_{г2} = 60$ °С (схема на рис. 3, б), конденсации $t_k = 35$ °С приведены на рис. 4. В качестве НРТ применен хладон R142b.

Величина $\xi = 1$ соответствует охлаждению без влаговываждения. Из рис. 4 видно, что при утилизации в ЭТХМ теплоты уходящих газов с температурой $t_{г1} = 180$ °С и температуре кипения НРТ в генераторе $t_r = 120$ °С располагаемая удельная холодопроизводительность $\bar{q}_0 = 55$ кВт/(кг/с) и снижение температуры воздуха в И-ВО на входе ГТД составляет $\Delta t_{в} = 20...30$ °С при $\xi = 3...2$ соответственно. Меньшей величине $\Delta t_{в} = 20$ °С ($\xi = 3$) соответствуют $t_{в1} = 35$ °С и $\phi_1 = 70$ %; большей $\Delta t_{в} = 30$ °С ($\xi = 2$): $t_{в1} = 40$ °С и $\phi_1 = 50$ %. Удельное, приходящееся на единицу расхода воздуха через ГТД ($G_{в} = 1$ кг/с), количество влаги, отведенной в процессе охлаждения, $\bar{g}_{вл} = 10...15$ г/с.

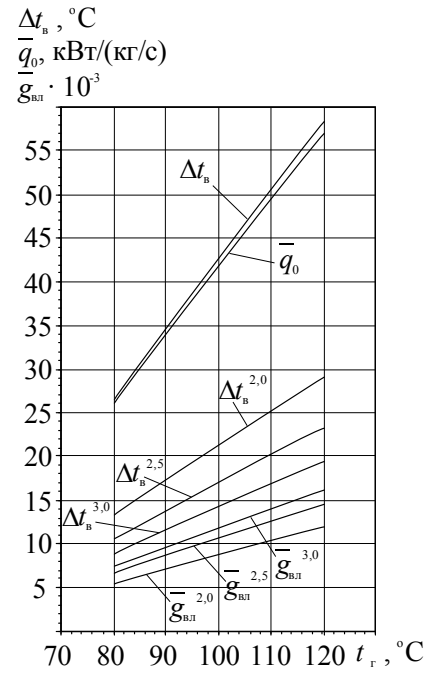


Рис. 4. Удельные теплоты, отведенная от уходящих газов $\bar{q}_Г$ в генераторе ЭТХМ и от воздуха в И-ВО на входе ГТД $\bar{q}_0$, снижения температуры $\Delta t_{в}$ воздуха в И-ВО и удельное (отнесенное к расходу воздуха $G_{в}$) количество влаги $\bar{g}_{вл}$, отведенной от воздуха, в зависимости от температуры кипения хладона R142b в генераторе ЭТХМ при разных коэффициентах влаговываждения ξ : $\Delta t_{в}... \Delta t_{в}^{3,0} - \xi = 1,0...3,0$; $t_{г1} = 180$ °С (схема на рис. 3, б)

При утилизации теплоты газов с температурой $t_{г1} = 450$ °С (схема на рис. 3, а) удельная холодопроизводительность $\bar{q}_0$ и, соответственно, снижение температуры воздуха $\Delta t_{в}$ в И-ВО намного больше: $\bar{q}_0 = 120$ кВт/(кг/с) и $\Delta t_{в} = 40...60$ °С при значениях коэффициента влаговываждения $\xi = 1,0...3,0$, а удельное, приходящееся на единицу расхода воздуха через ГТД ($G_{в} = 1$ кг/с), количество влаги, отведенной в процессе охлаждения, $\bar{g}_{вл} = 20...40$ г/с.

Для определения достижимых значений снижения температуры $\Delta t_{в}$ воздуха и количества отведенной от него влаги Δd (исходя из располагаемой удельной холодопроизводительности $\bar{q}_0$ при конкретных тепловлажностных условиях ($t_{в1}$ и ϕ)) можно воспользоваться графиками зависимости изменения удельной энтальпии $\Delta I_{в} = \bar{q}_0$ и влагосодержания Δd воздуха в процессе его охлаждения от температур наружного воздуха $t_{в1}$ на входе И-ВО при разной относительной влажности ϕ на входе до состояния

насыщения ($\phi = 100\%$) и температуры на выходе И-ВО $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$ на рис. 5.

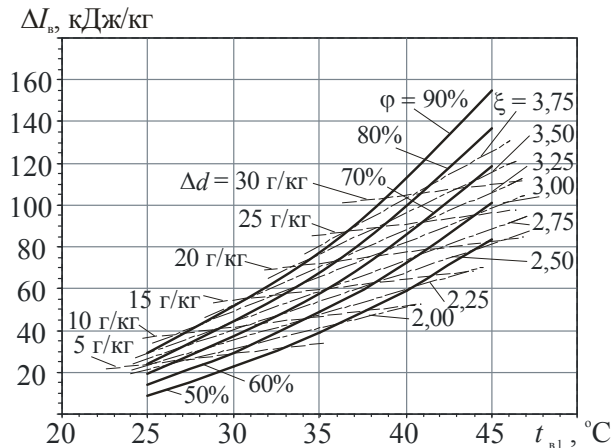


Рис. 5. Изменение удельной энтальпии I_b и влагосодержания Δd влажного воздуха в процессе его охлаждения от в зависимости от температуры воздуха t_{b1} на входе И-ВО до состояния насыщения ($\phi = 100\%$) и температуры на выходе И-ВО $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$ при разных значениях относительной влажности ϕ на входе

С учетом $\Delta I_b = \bar{q}_0$ получаем, что холодопроизводительности $\bar{q}_0 = 55 \text{ кДж/кг}$ (схема на рис. 3, б) достаточно для охлаждения наружного воздуха с температурой $t_{b1} = 35 \dots 38^\circ\text{C}$ и относительной влажности $\phi_1 = 50 \dots 60\%$ можно охладить до состояния насыщения $\phi_1 = 100\%$ и температуры на выходе охладителя $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$, т.е. на величину

$$\Delta t_b = t_{b1} - t_{b2} = 20 \dots 23^\circ\text{C}$$

($\xi = 2,0 \dots 2,25$).

Или же от $t_{b1} = 30 \dots 35^\circ\text{C}$ и относительной влажности $\phi_1 = 70 \dots 90\%$ до $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$, т.е. на

$$\Delta t_b = 15 \dots 20^\circ\text{C}$$

($\xi = 2,5 \dots 2,75$).

Уменьшение влагосодержания

$$\Delta d = 10 \dots 15 \text{ г/кг.}$$

Удельной холодопроизводительности

$$\bar{q}_0 = \Delta I_b = 120 \text{ кДж/кг}$$

(схема на рис. 3, а) достаточно для охлаждения наружного воздуха с температурой $t_{b1} = 45^\circ\text{C}$ и относительной влажностью $\phi = 50; 60$ и 70% до $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$, т.е. на величину

$$\Delta t_b = 30^\circ\text{C},$$

с одновременным уменьшением влагосодержания

$$\Delta d \approx 20; 25 \text{ и } 35 \text{ г/кг}$$

соответственно ($\xi \approx 2,5; 3,0; 3,5$).

При этом ЭТХМ функционирует как установка для охлаждения и получения пресной воды. Количество отведенной влаги составляет примерно 2; 2,5 и 3,5 % от расхода воздуха G_b через компрессор ГТД. Следовательно, на 2; 2,5 и 3,5 % сокращаются затраты мощности на сжатие влажного воздуха в компрессоре.

Обычно такую долю воды впрыскивают при испарительном охлаждении воздуха в ГТД.

Отведенной влаги в количестве 1,0...3,5 % (при $\bar{q}_0 = 55 \dots 120 \text{ кДж/кг}$) достаточно для испарительного внутреннего охлаждения воздуха при сжатии в компрессоре и для частичной компенсации расхода воды на производство пара, впрыскиваемого в камеру сгорания, составляющего 5...10 % всего расхода газопаровых продуктов сгорания.

Такая предварительная тепловлажностная обработка воздуха создает условия для эффективного последующего применения испарительного внутреннего охлаждения воздуха при сжатии в компрессоре путем впрыскивания воды на всасывании. Расчеты показывают, что применение ЭТХМ для охлаждения воздуха от $t_{nb} = 40^\circ\text{C}$ до 15°C на входе компрессора обеспечивает повышение мощности ГТД простой схемы на 20...30 %, а совместно с испарительным охлаждением воздуха в процессе его сжатия в компрессоре при массовой доле воды, впрыскиваемой в воздух на входе компрессора, 1 % – на 30...40 %.

Выводы

Охлаждение воздуха на входе ГТД на 25°C в ЭТХМ с использованием теплоты уходящих газов температурой 450°C обеспечивает повышение мощности ГТД на 20...30 %. За счет отведения влаги в процессе осушения воздуха затраты мощности на его сжатие в компрессоре сокращаются на 2...3,5 %.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Государственного фонда фундаментальных исследований МОН Украины в рамках гранта Президента Украины.

Литература

1. Bhargava R. Parametric analysis of existing gas turbines with inlet evaporative and overspray fogging / R. Bhargava, C.B. Meher-Homji. – Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002. – Paper GT-2002-30560. – 15 p.
2. Bhargava R. Parametric analysis of combined cycles equipped with inlet fogging / R. Bhargava, M. Bianchi, F. Melino, A. Peretto. – Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002. – Paper GT-2003-38187. – 12 p.

3. Nixdorf M. *Thermo-economic analysis of inlet air conditioning methods of a cogeneration gas turbine plant* / M. Nixdorf, A. Prelipceanu, D. Hein – *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002*. – Paper GT-2002-30561. – 10 p.

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

Поступила в редакцию 19.04.2010

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

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТІВ МОДЕРНІЗАЦІЇ ГАЗОПЕРЕКАЧУВАЛЬНИХ АГРЕГАТІВ З УРАХУВАННЯМ КЛІМАТИЧНИХ УМОВ

А.М. Радченко, Г.С. Морозова

Показано, що при виборі проектів модернізації газоперекачувальних агрегатів компресорних станцій необхідно враховувати особливості експлуатації, зумовлені кліматичними умовами. Проаналізована доцільність модернізації із застосуванням ежекторних холодильних машин, що використовують теплоту відхідних газів газотурбінних двигунів для охолодження зовнішнього повітря на вході компресора. Запропонована технологія комбінованого поверхневого охолодження повітря з осушенням і внутрішнього випаровувального охолодження повітря у процесі його стискання в компресорі.

Ключові слова: модернізація, газотурбінний двигун, утилізація теплоти, осушення повітря, поверхневе охолодження, випаровувальне охолодження, тепловикористовуюча холодильна машина.

THE FEATURES OF PROJECTS OF MODERNIZATION OF GAS TRANSPORTING UNITS WITH CONSIDERING THE CLIMATIC CONDITIONS

A.N. Radchenko, A.S. Morozova

It is shown that the choice of projects of modernization of gas transporting units of compressor stations is to consider the performance features coursed by climatic conditions. The expediency of modernization with application of ejector waste heat recovery refrigeration machines, utilizing heat of exhaust gases of gas turbine engines for cooling of ambient air at the compressor inlet, have been analyzed. The technology of combined surface cooling of air with drying and evaporative cooling of air during its compressing in the compressor.

Key words: modernization, gas turbine engine, utilization of heat, drying of air, surface cooling, evaporative cooling, waste heat recovery refrigeration machine.

Радченко Андрей Николаевич – канд. техн. наук, с.н.с., доцент кафедры, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Морозова Анна Сергеевна – старший преподаватель, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

УДК 621.452.2.043+621.822

В.Н. ШНЯКИН, В.А. ШУЛЬГА, В.И. КОНОХ, А.И. ЖИВОТОВ, А.В. ДИБРИВНЫЙ

Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина

ОПТИМИЗАЦИЯ ТИПА СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ЖДУ КОСМИЧЕСКОГО
БУКСИРА ПО КРИТЕРИЮ СУММАРНОГО ИМПУЛЬСА ТЯГИ

ГП КБЮ разработало оригинальную технологию – пневмонасосную подачу компонентов топлива. Эта технология была применена в двигательной установке ДУ-802 автономного космического буксира «Кречет», который разработан ГП КБЮ для конверсионной РН «Днепр». Учитывая повышенный интерес к ДУ802 было проведено исследование области применения пневмонасосной системы подачи топлива с учетом ее энергомассовой эффективности. Исследования проводились по критерию суммарного импульса тяги ДУ. Для сравнения были рассмотрены двигательные установки с турбонасосной, вытеснительной и пневмонасосными системами подачи топлива. В статье приведены результаты данных исследований.

Ключевые слова: двигательная установка ДУ-802, пневмонасосная подача топлива, автономный космический буксир "Кречет", ракета-носитель "Днепр".

Введение

В докладах, сделанных в 2007 и 2008 годах на XII и XIII Международных конгрессах двигателестроителей, были представлены результаты проектирования и испытаний двигательной установки ДУ802 автономного космического буксира «Кречет» для конверсионной РН «Днепр» [1, 2]. В составе указанной двигательной установки используется принципиально новая пневмонасосная система подачи компонентов топлива. На рис. 1 представлен внешний вид двигательной установки ДУ802.

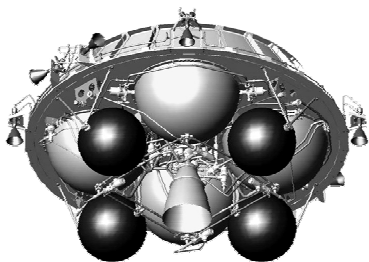


Рис. 1. Двигательная установка ДУ802

В указанных докладах отмечались два основных преимущества двигательной установки с пневмонасосной системой подачи по сравнению с известными, ставшими классическими, вытеснительной и турбонасосной. Баки в ДУ с ПНА находятся под низким давлением как в ДУ с турбонасосной системой. Для подачи компонентов топлива необходимо газа в ~1,5 раза меньше чем для вытеснительной системы подачи за счет его подогрева от работающей камеры двигателя перед подаче в ПНА. Точность поддержания соотношения компонентов топлива < 0,5% с учетом разности температур ком-

понентов топлива 2 – 3 °С (это не обеспечивается ни одной из известных систем регулирования).

Учитывая повышенный интерес к ДУ802, было проведено исследование области применения пневмонасосной системы подачи топлива с учетом ее энергомассовой эффективности.

1. Постановка задачи

Выбор того или иного способа подачи компонентов топлива проводится обычно путем сравнения их энергомассовых характеристик, основой которых являются суммарный импульс тяги и масса ДУ. Целью проведенных исследований являлось получение следующей зависимости:

$$M_{\text{ду}} = f(I_{\Sigma}), \quad (1),$$

где $M_{\text{ду}}$ – масса двигательной установки; I_{Σ} – суммарный импульс тяги ДУ.

Выполнено сравнение пневмонасосной системы подачи топлива с классическими турбонасосной и вытеснительной подачами топлива.

Масса ДУ определялась по зависимости [3]:

$$M_{\text{ду}} = \sum M_i, \quad (2)$$

где M_i – масса элемента, входящего в ДУ.

Массы составных частей ДУ можно условно разделить на две группы:

1. Элементы, массы которых зависят от принятой схемы ДУ (не зависят от суммарного импульса) – камера двигателя, агрегаты автоматики, детали общей сборки, агрегаты подачи. Масса указанных элементов принималась на основании обобщения имеющихся конструкций.

Рассмотренные принципиальные схемы ДУ приведены на рис. 2.

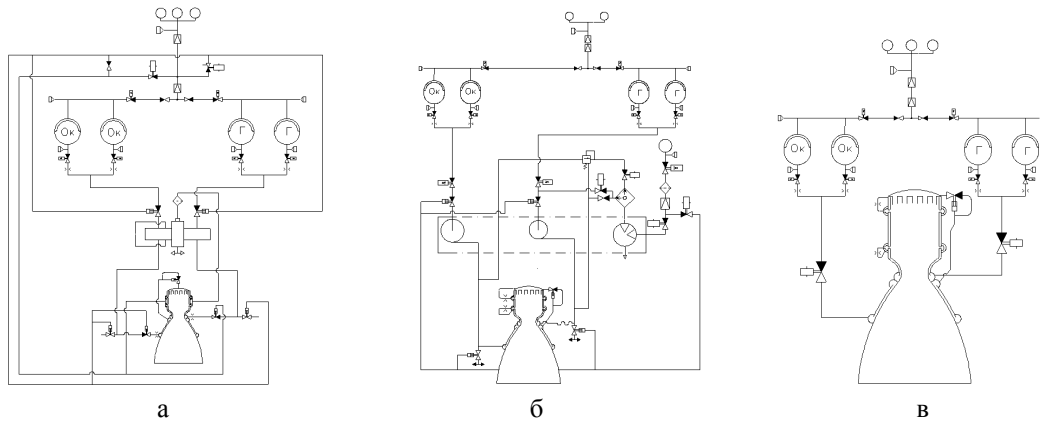


Рис. 2. – ПГС ЖДУ: а – с ПНА; б – с ТНА; в – с вытеснительной подачей

2. Элементы, масса которых изменяется при изменении суммарного импульса - топливные баки, шаробаллоны, бортовой запас газа надува.

Масса элементов второй группы может быть определена по следующим зависимостям [4]:

- масса газа, необходимого для надува топливных баков:

$$M_{\text{газ_над}} = \frac{P_{\text{бак}} \cdot V_{\text{бак}}}{R_{\text{газ}} \cdot T_{\text{газ}}}; \quad (3);$$

- масса газа, необходимого для привода ПНА:

$$M_{\text{газ_пна}} = \frac{\Delta P_{\text{max}} \cdot V_{\text{топ}}}{R_{\text{газ}} \cdot T_{\text{газ}} \cdot \eta}; \quad (4);$$

- масса топливных баков (для сфероцилиндрического бака):

$$M_{\text{тоб}} = n_{\text{тоб}} \cdot \left(\left(2 \cdot \pi \cdot \frac{r^3 \cdot P_{\text{бак}}}{2 \cdot \sigma_b} \cdot \gamma \right) + \left(2 \cdot \pi \cdot h \cdot \frac{r^2 \cdot P_{\text{бак}}}{\sigma_b} \cdot \gamma \right) \right) \cdot 1,2 \cdot v, \quad (5)$$

где $P_{\text{бак}}$ – давление в баке; ΔP_{max} , η – максимальный напор и КПД ПНА; $V_{\text{бак}}$ и $V_{\text{топ}}$ – объем бака и топлива, проходящий через ПНА; $R_{\text{газ}}$ и $T_{\text{газ}}$ – параметры газа; r и h – радиус бака и высота цилиндрического сегмента топливного бака; γ и σ_b – характеристики материала.

2. Результаты исследований

Результаты проведенных исследований показаны на ри. 3. Как видно из приведенной зависимости пневмонасосная подача топлива занимает промежуточное положение и однозначно превосходит по массовому совершенству вытеснительную.

Это достигается благодаря меньшей массе топливных баков, меньшему бортовому запасу газа и массе баллонов для его размещения.

Применение турбонасосной системы подачи топлива более рационально при больших импульсах

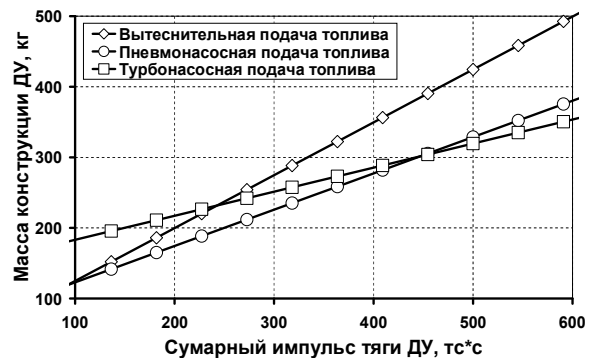


Рис. 3. Область применимости ПНА

тяги (более 500 тс с) так как в этом случае значительно возрастает масса газа, необходимого для привода ПНА и, как следствие, шаробаллонов необходимых для его размещения.

Дальнейшее совершенствование пневмонасосной подачи топлива возможно путем применения баллонов, изготовленных из современных конструкционных материалов и увеличения подогрева газа, идущего на привод ПНА.

При выборе принципиальной схемы двигательной установки учитываются также и следующие критерии:

1. *Состояние разработки и степень отработанности* – маршевый двигатель с ПНА для двигательной установки ДУ802 в настоящее время прошел практически полный цикл автономной отработки.

2. *Надежность* – наиболее надежными являются вытеснительная и пневмонасосные системы подачи в виду их конструктивной простоты.

3. *Стоимость разработки и изготовления* – по сравнению с вытеснительной подачей стоимость ДУ с ПНА будет незначительно выше (сказывается наличие в ее составе дополнительного агрегата – ПНА), однако стоимость ДУ с ТНА при прочих равных условиях будет значительно выше. Кроме того, по сравнению с турбонасосной подачей могут быть

существенно сокращены сроки проведения отработки двигателя.

Заключение

Применение оригинальной технологии, разработанной ГП КБЮ – пневмонасосной подачи компонентов топлива целесообразно при суммарном импульсе тяги до 500 тс с.

Применение турбонасосной системы подачи топлива более рационально при больших импульсах тяги (более 500 тс с).

Пневмонасосную подачу топлива рационально применять в космических проектах, которые строятся по принципу минимальных затрат.

Литература

1. Дібрівний О.В. Конструктивні особливості двигунної установки що забезпечують керування АKB «Кречет» / О.В. Дібрівний і др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 7/43. – С. 211-214.
2. Дібрівний О.В. Результати відпрацювання системи забезпечення синхронізації витрати палива з баків двигунної установки ДУ-802 космічного буксиру / О.В. Дібрівний // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 10/57. – С. 88-92.
3. Добровольский В.М.. *Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования* / В.М. Добровольский – М.: Машиностроение, 1968. – 256 с.
4. Беляев Н.М. *Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование* / Н.М. Беляев - М. Высшая школа, 1988. – 110 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук В.А. Габриец, Национальная академия государственного управления при Президенте Украины. Днепропетровск.

ОПТИМІЗАЦІЯ ТИПУ СИСТЕМИ ПОДАЧІ РДУ КОСМІЧНОГО БУКСИРА ЗА КРИТЕРІЄМ СУМАРНОГО ІМПУЛЬСУ ТЯГИ

В.М. Шнякін, В.А. Шульга, В.І. Конох, О.І. Животов, О.В. Дібрівний

ДП КБП розробило оригінальну технологію – пневмонасосну подачу компонентів палива. Ця технологія була застосована в двигунній установці ДУ-802 автономного космічного буксира «Кречет», що розроблений ДП КБП для конверсійної РН «Дніпро». З огляду на підвищений інтерес до ДУ-802 було проведено дослідження області застосування пневмонасосної системи подачі палива з обліком її енергомасової ефективності. Дослідження проводилися за критерієм сумарного імпульсу тяги ДУ. Для порівняння були розглянуті рухові установки з турбонасосною, витіснювальною і пневмонасосними системами подачі палива. У статті наведені результати даних досліджень.

Ключові слова: двигунна установка ДУ-802, пневмонасосна подача палива, автономний космічний буксир "Кречет", ракета-носій "Дніпро".

FEED SYSTEM TYPE OPTIMIZATION OF THE LIQUID PROPULSION SYSTEM OF A SPACE TUG BY SUM PROPULSIVE BURN CRITERION

V.N. Shnykin, V.A. Shulga, V.I. Konokh, A.I. Zhyvotov, A.V. Dybrivny

YSDO has developed an original technology – a pneumatic pump fuel feed. This technology was used in the propulsion system DU-802 of an Autonomous Space Tug Krechet, which was designed by YSDO for the Dnepr conversion launcher. Considering increased interest in DU-802 a research in field of using a pneumatic pump fuel feed subject to power-mass effectiveness was conducted. Research was carried out by the summary propulsive burn criterion of the propulsion system. Propulsion systems using turbopump, pressurized and pneumatic pump fuel feed systems have been compared. The results of these researches are shown in the article.

Key words: propulsion system, DU-802, pneumatic pump fuel feed, Autonomous Space Tug Krechet, DneprLV.

Шнякин Владимир Николаевич - канд. техн. наук, заместитель Генерального конструктора ГП "КБ "Южное" – Главный конструктор КБ ракетных двигателей, Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Шульга Владимир Андреевич - канд. техн. наук, начальник отдела общей сборки ГП "КБ "Южное", Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Конох Владимир Иванович - канд. техн. наук, начальник отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Животов Александр Иванович – начальник сектора отдела общей сборки ГП "КБ "Южное", Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Дибриный Александр Валериевич – начальник группы отдела общей сборки ГП "КБ "Южное", Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

УДК 621.454.2

А.В. КОРЕЛЬСКИЙ, В.Л. ДЖЕППА, В.М. ДУРАЧЕНКО

Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НАГРЕВА РАБОЧЕГО ТЕЛА В АММИАЧНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Описана методика расчета нагрева рабочего тела (аммиака) в пористом нагревателе. По заданным входным условиям (давлению, температуре и расходу аммиака) рассчитывается установившийся (стационарный) процесс нагрева аммиака и продуктов его разложения. В качестве выходных параметров берется распределение термодинамических величин нагреваемой смеси по объему пористого нагревателя. Согласно данной методике написан программный код, по которому произведен расчет для некоторых случаев конструкции аммиачного двигателя. Представлена методика расчета равновесного состава аммиачной смеси.

Ключевые слова: аммиачная двигательная установка, пористый нагреватель, равновесная аммиачная смесь, термодинамические параметры смеси.

Введение

Непосредственно перед истечением из сопла в электронагревных двигателях (ЭНД) аммиачных двигательных установок (АДУ) космических аппаратов рабочее тело – аммиак – проходит стадии нагрева и, соответственно, термического разложения для достижения необходимых тяговых характеристик. В конструкциях таких двигателей для нагрева аммиака наиболее эффективно пропускать его через пористое тело, к которому тем или иным способом подведена тепловая мощность. В процессе создания таких двигателей возникает необходимость в предварительной отработке процесса нагрева рабочего тела и расчета расходных, термодинамических, энергетических и других параметров системы нагрева. В данной работе описана методика расчета нагрева аммиака в пористом нагревателе ЭНД, математическая модель и ее представление в конечных разностях. Для непосредственного расчета написана программа на языке программирования C++.

Опишем общую концепцию поставленной задачи. В качестве пористого нагревательного элемента возьмем карбид кремния. Положим, что все его тепловые и электрические характеристики не зависят от температуры и изотропны. Потери тепла на излучение при расчете баланса энергии учитывать не будем.

Для аммиачной смеси введем следующие упрощения:

- смесь является идеальным газом, подчиняющимся уравнению Менделеева-Клапейрона;
- теплопроводностью газа вдоль его движения можно пренебречь;

– химическое равновесие в смеси устанавливается мгновенно;

– состав смеси зависит только от температуры и давления;

– компонентами смеси являются только аммиак, молекулярный водород и молекулярный азот.

Реакция синтеза и разложения аммиака многостадийна с образованием нескольких промежуточных активированных комплексов [1], обладающих разными константами скоростей. Однако, как и в большинстве случаев, для общих скоростей прямой и обратной реакций с большой степенью точности справедливы уравнения (1), (3) для скоростей и констант скоростей реакций без учета промежуточных стадий [2].

1. Методика расчета

1.1. Расчет состава аммиачной смеси

Одним из необходимых пунктов решения задачи нагрева аммиака в ЭНД АДУ является расчет состава смеси (NH_3 , N_2 , H_2) при заданных термодинамических условиях – температуре и давлении. На основе этих данных вычисляются необходимые для теплового расчета параметры газа: энтальпия, теплоемкость, теплопроводность, вязкость, плотность.

Соотношение равновесных концентраций реакции разложения – синтеза аммиака определяется константой равновесия [2 – 4]:

$$K_{\text{равн.}} = \frac{[N_2]^{\frac{1}{2}} [H_2]^{\frac{3}{2}}}{[NH_3]}, \quad (1)$$

где $[NH_3]$, $[N_2]$, $[H_2]$ – мольные концентрации аммиака, азота и водорода соответственно.

Константу равновесия можно, в некотором приближении, представить в виде [3]:

$$K_{\text{равн.}} = C_0 e^{-\frac{H_0^f}{RT}}, \quad (2)$$

где H_0^f – стандартная энтальпия образования; C_0 – постоянный множитель; R – универсальная газовая постоянная; T – температура (К).

Множитель C_0 проще всего рассчитать исходя из экспериментальных данных состава реакционной аммиачной смеси [5,6] при известной температуре, согласно этим расчетам: $C_0 \sim 5,4 \cdot 10^6$ моль/м³. Представим мольную концентрацию аммиака в смеси в виде: $[NH_3] = [M_0] - [X]$ ($[X]$ – концентрация разложившегося аммиака, $[M_0]$ – концентрация аммиака до реакции). Тогда согласно стехиометрическим коэффициентам:

$$C_0 e^{-\frac{H_0^f}{RT}} = \frac{\left(\frac{1}{2}[X]\right)^2 \left(\frac{3}{2}[X]\right)^2}{[M_0] - [X]}, \quad (3)$$

Дополним уравнение (3) уравнением состояния идеального газа:

$$[M_0] - [X] = \frac{P}{RT}, \quad (4)$$

где P – давление смеси.

Решая систему уравнений (3), (4), получим значение $[X]$ и, следовательно, концентрации составляющих смесь компонентов. Зная состав смеси можно рассчитать необходимые термодинамические параметры.

1.2. Расчет стационарного течения аммиака в пористом цилиндрическом нагревателе

Для характеристики пористого нагревателя используем следующие постоянные: χ – вязкостный коэффициент пористости и α – пористость,

$$\alpha = V_{\text{пор}}/V_0,$$

$V_{\text{пор}}$ – объем пор, V_0 – полный объем.

Из этих параметров можно вывести необходимые для расчета величины, такие как: эффективный диаметр пор δ , плотность свободной поверхности σ , толщину стенки пор δ_s :

$$\delta \sim \sqrt{\frac{1}{\chi}}, \sigma = \frac{\alpha}{\delta}, \delta_s = (1 - \alpha) / \sigma. \quad (5)$$

Для стационарного процесса нагрева аммиака в пористом нагревателе справедливы следующие уравнения:

$$\frac{\lambda_s}{c_s \rho_s} \Delta T_s + \omega - \frac{\lambda}{c_s \rho_s \delta_s} \left(\frac{dT}{dn} \right) = 0; \quad (6)$$

$$\oint \lambda \left(\frac{dT}{dn} \right) ds = dH \dot{m}; \quad (7)$$

$$\nabla P = \chi \eta v, \quad (8)$$

где λ_s, c_s, ρ_s – теплопроводность, теплоемкость и плотность нагревателя; λ – теплопроводность газовой смеси; T, T_s – температура смеси и нагревателя; ω – объемная плотность тепловой мощности; n – нормаль к поверхности стенки поры; ds – элементарная площадка на поверхности стенки поры; dH – изменение энтальпии смеси; $\dot{m}$ – массовый расход; ∇P – градиент давления; η – вязкость; v – скорость потока.

Уравнение (6) является стационарным уравнением теплопроводности, последнее слагаемое характеризует отвод тепла от стенки поры к аммиачной смеси, протекающей через пору. Уравнение (7) описывает изменение энтальпии газа при протекании через “кольцо”, образованное стенкой поры, интеграл берется по всей поверхности “кольца”. Выражение (8) – дифференциальная форма закона Дарси.

Записав уравнения (6) – (8) в виде конечных разностей, получим систему нелинейных уравнений, которую можно решить, например, методом последовательных приближений Ньютона.

2. Результаты расчета

Для проведения расчета использовались следующие данные:

$$- T_{\text{вх.}} = 300 \text{ К}; T_{\text{вых.}} = 1373 \text{ К};$$

$$- P_{\text{вх.}} = 301800 \text{ Па};$$

$$- \dot{m} = 0,0000192 \text{ кг/с};$$

$$- R_1 \text{ (внутренний радиус нагревателя)} = 0,005 \text{ м};$$

$$- R_2 \text{ (внешний радиус нагревателя)} = 0,01 \text{ м};$$

$$- L \text{ (длина нагревателя)} = 0,04 \text{ м}.$$

Характеристики материала нагревателя:

$$- \chi = 1,2 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2};$$

$$- c_s = 670 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К};$$

$$- \lambda_s = 190 \text{ Вт/м} \cdot \text{К};$$

$$- \rho_s = 3100 \text{ кг/м}^3;$$

$$- \alpha = 0,02.$$

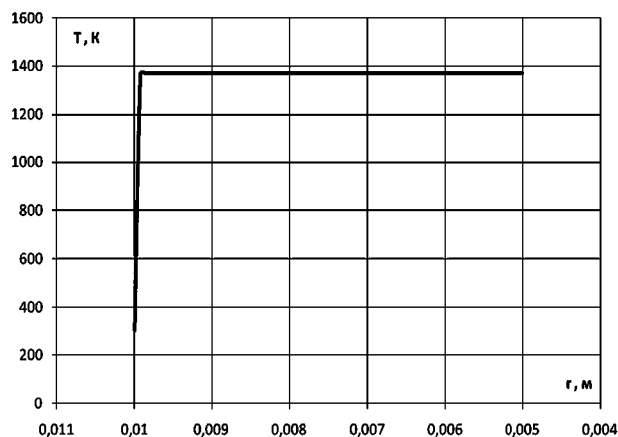
Мощность нагревателя подбиралась так, чтобы выходная температура газа $T_{\text{вых.}} \approx 1373 \text{ К}$.

Найденная таким образом величина: $W = 124 \text{ Вт}$.

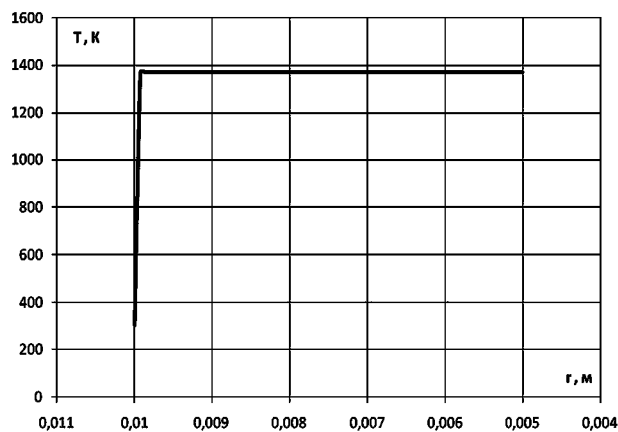
Результат расчета представлен на рис. 1 в виде распределения температуры и давления по радиус-вектору от оси цилиндрического нагревателя.

Температура пористого нагревателя остается практически постоянной по всему своему объему, что объясняется высокой теплопроводностью материала нагревателя по сравнению с газовой. Темпе-

ратура смеси при этом резко растет на малом “пути” δl_{heat} , после чего остается практически постоянной и близкой к температуре нагревателя. Оценка параметра δl_{heat} дает значение менее 10^{-7} м, а оценка $\delta \sim 10^{-7}$ м.



а



б

Рис. 1. Распределение температуры (а) и давления аммиачной смеси (б) Эв пористом нагревателе, r – расстояние до оси нагревателя

При значении пористости $\alpha = 0,2$ и вязкостного коэффициента пористости $\chi = 1,2 \cdot 10^8 \text{ м}^{-2}$, эффективный диаметр пор $\delta = 0,23 \cdot 10^{-3}$ м. Распределение температур смеси газов и материала, для этого случая, показаны на рис. 2.

Закключение

Приведенная методика расчета стационарного течения аммиачной смеси через пористый нагреватель и написанный на ее основе программный код позволяет оперативно рассчитывать параметры ра-

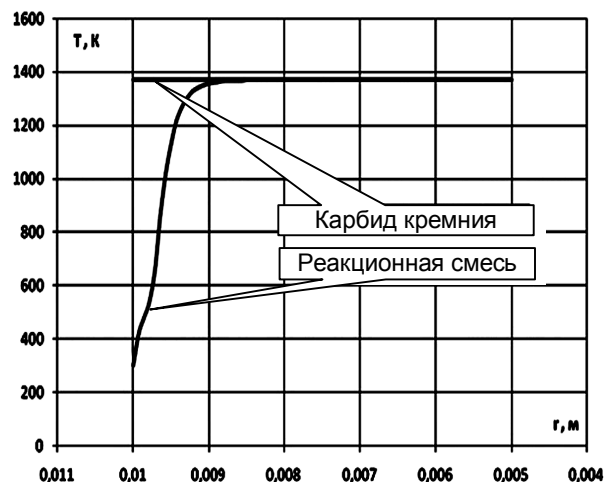


Рис. 2. Зависимость температуры газовой реакционной смеси аммиака и нагревателя (карбида кремния) от расстояния до его оси при $\chi = 1,2 \cdot 10^8 \text{ м}^{-2}$

бочего тела на входе в сопло двигательной установки. Проверочные расчеты показали, что, в большинстве практически применяемых конструкций нагревателей, аммиак полностью разлагается в тонком цилиндрическом слое пористого нагревателя.

Представленная методика при незначительных изменениях может быть использована для расчета нагревателей аммиачных двигателей иной конструкции, например, в виде пакета параллельных или винтовых каналов и подводе тепла с наружной или внутренней поверхности пакета.

Литература

1. Turanyi T. Reaction-rate analysis of complex kinetic systems / T. Turanyi, T. Berces, S. Vajda // *Int. J. Chem. Kinet.* 1989.
2. Эмануэль Н.М. Курс химической кинетики : учебник для хим. фак. ун-тов / Н.М. Эмануэль, Д.Г. Кнорре. – М.: Высш. шк., 1984. – 463 с.
3. Кубасов А.А. Химическая кинетика и катализ : уч. мат. по физ. хим. / А.А. Кубасов. – М. : Изд-во Московского университета, 2004.
4. Мюестер Л. Химическая термодинамика : уч. пос. / Л. Мюестер. – М.: Издательство мир, 1971.
5. Cooper D.A. Decomposition of NH_3 over Quartz Sand at 840-960° C / D.A. Cooper, E.B. Ljungstrom. – *Energy & Fuels*, 1988.
6. Гоникберг М.Г. Химическое равновесие и скорость реакций при высоких давлениях: монография / М.Г. Гоникберг. – М.: Издательство академии наук СССР, 1960. – 272 с.

Поступила в редакцию 23.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, начальник сектора В.С. Хорошилов, Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина.

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ НАГРІВАННЯ РАБОЧОГО ТІЛА В АМІАЧНОМУ РАКЕТНОМУ ДВИГУНІ

А.В. Корельський, В.Л. Джеппа, В.М. Дураченко

Описано методику розрахунку нагрівання робочого тіла (аміаку) у пористому нагрівнику. За заданими вхідними умовами (тиском, температурою та витратою аміаку) розраховується сталий (стаціонарний) процес нагрівання аміаку та продуктів його розкладання. Як вихідні параметри беруть розподіл термодинамічних величин суміші, яка нагрівається, за об'ємом пористого нагрівника. Згідно даної методики утворено програмний код, за яким наведено розрахунок для деяких варіантів конструкції аміачного двигуна. Подано методику розрахунку рівноважного складу аміачної суміші.

Ключові слова: аміачний двигун, пористий нагрівник, рівноважна аміачна суміш, термодинамічні величини аміачної суміші.

PROPULSIVE MASS HEATING PROCESS SIMULATION OF AMMONIA JET ENGINE

A.V. Korel'sky, V.L. Jeppa, V.M. Durachenko

The propulsive mass (ammonia) heating process design procedure is described. By input conditions (pressure, temperature and flow rate of ammonia) the steady (stationary) heating process of ammonia and products of its decomposition is calculated. In the capacity of output result it is using distribution of ammonia mix thermodynamic parameters by volume of porous heater. It is calculated some case of ammonia engine by using program code created according to described method. The computational method of ammonia mix equilibrium composition is presented.

Key words: ammonia jet engine, porous heater, balanced mix of ammonia, thermodynamic properties of ammonia mix.

Корельский Алексей Викторович – канд. физ-мат. наук, ведущий инженер, Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина, e-mail: alexkrl@mail.ru.

Джеппа Валентин Лукич – начальник группы, Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина.

Дураченко Владимир Михайлович – начальник отдела, Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина.

УДК 621.454.3.01

**В.В. ОГЛИХ, М.Г. КОСЕНКО, В.М. ДОЦЕНКО, В.А. ВАХРОМОВ,
В.Ф. КУБЛИК, В.Г. МАМОНТОВ***Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина*

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ МАЛОГАБАРИТНЫХ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ РДТТ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ

В статье рассмотрены наиболее важные вопросы проектирования и экспериментальной отработки малогабаритных вспомогательных РДТТ, которые получили широкое распространение в ракетно-космической технике. Показано, что в методах проектирования и отработки вспомогательных и крупногабаритных маршевых РДТТ имеются существенные отличия, обусловленные их назначением. Из всего многообразия вспомогательных РДТТ рассмотрены импульсные двигатели с временем работы до 1,5 с. Статья подготовлена на базе большого опыта создания указанных двигателей, накопленного в ГП «Конструкторское бюро «Южное».

Ключевые слова: малогабаритные вспомогательные РДТТ, двигатели, проектирование, отработка.

Введение

В процессе создания и совершенствования ракетно-космической техники возникает потребность в разработке кроме крупногабаритных маршевых двигателей (ЖРД и РДТТ) специальных малогабаритных вспомогательных РДТТ.

Эти вспомогательные двигатели могут выполнять различные функции: отделение и увод с траектории полета отработавших частей ракеты, например ступеней, обтекателя; коррекцию траектории движения ракеты или космического объекта; «выброс», «закрутку» и торможение или обеспечение мягкой посадки космического объекта; другие специальные задачи.

Методы проектирования и экспериментальной отработки вспомогательных РДТТ и крупногабаритных маршевых РДТТ основаны на общей теоретической базе, но в то же время имеют между собой существенные отличия. Особенности конструирования вспомогательных РДТТ в литературе описаны недостаточно.

В настоящей статье на основе богатого опыта разработки вспомогательных РДТТ, накопленного в ГП «Конструкторское бюро «Южное», сделана попытка восполнить этот пробел и раскрыть основные вехи технологического процесса их проектирования и экспериментальной отработки.

При этом из всего многообразия видов вспомогательных РДТТ рассмотрен наиболее распространенный класс двигателей, имеющих импульсный характер работы, время которой, как правило, не превышает 1,0–1,5 с.

1. Проектирование двигателя

В техническом задании обычно задают следующие основные проектные параметры импульсного малогабаритного РДТТ: суммарный импульс тяги и его разбросы (иногда в виде односторонних ограничений); максимальную тягу (закон изменения тяги обычно не регламентируется); максимальное и минимальное время работы; габариты и массу. Задание указанных параметров обусловлено необходимостью достижения космическим объектом или отделяемой частью ракеты требуемых параметров движения. Максимальная тяга задается исходя из условия прочности элементов крепления двигателя или исходя из ограничения максимальной перегрузки, воздействующей на объект в процессе его работы. В том случае, если задача решается с помощью двух (трех, четырех и т.д.) одновременно работающих двигателей, то, как правило, задается величина разнотяговости для любой пары двигателей. Это делается с целью исключения перекосов при движении объекта. Разнотяговость задается в процентах к среднему значению тяги двух двигателей. Средняя тяга определяется как отношение суммарного импульса тяги к среднему времени работы двигателя. При выборе топлива и проектировании заряда подходы к проектированию малогабаритных и крупногабаритных маршевых РДТТ существенно различаются, в частности, для малогабаритных двигателей не стремятся достигнуть максимального значения удельного импульса, поэтому часто применяют не высокоэнергетические смесевые твердые топлива, а низкоэнергетические баллиститные. Этот «парадокс» обусловлен следующим. Доля заряда твердого

топлива в суммарной массе малогабаритного двигателя относительно невелика и в зависимости от его габаритов составляет 3–40 %, что значительно меньше, чем у маршевых РДТТ (88–94 %). Так как увеличение удельного импульса топлива обычно связано с ростом температуры продуктов сгорания, то переход на высокоэнергетические топлива приводит к значительно большему увеличению массы конструкции по сравнению с «экономией» массы топлива. Использование топлив с более низкой температурой продуктов сгорания (≈ 2200 – 2400 К вместо 3200 – 3700 К) при малом времени работы двигателя (не более 1 с) зачастую позволяет отказаться от применения в конструкции специальных теплозащитных и эрозионностойких материалов, что значительно снижает трудоемкость и стоимость ее изготовления. По той же причине в малогабаритных импульсных РДТТ почти не применяются сопла с большой степенью уширения, так как это практически не уменьшает суммарную массу двигателя.

В малогабаритных импульсных РДТТ используются, как правило, многашечные вкладные заряды из баллистического твердого топлива, а не моноблочные, прочноскрепленные с корпусом, что упрощает технологию изготовления заряда, уменьшает его стоимость и объем экспериментальной отработки.

Процесс проектирования импульсных РДТТ (как и маршевых) начинается с проектирования заряда и осуществляется методом последовательных приближений. В первую очередь выбирают марку топлива. Из номенклатуры существующих баллистических топлив выбирается рецептура, удовлетворяющая по уровню скорости горения, исходя из заданного времени работы, габаритных ограничений и предварительно выбранного количества шашек. При этом предпочтение отдается маркам топлив, обладающих минимальным значением показателя « ν » в степенном законе скорости горения и минимальным температурным коэффициентом, так как в этом случае достигаются минимальные разбросы внутрибаллистических характеристик – давления и тяги. Первоначально рассчитываются характеристики двигателя – тяга, давление исходя из предположения, что в двигателе располагается одна длинная шашка (которая затем разрезается на несколько частей). Исходя из заданных значений суммарного импульса тяги и времени работы, определяется средняя тяга двигателя. Предварительно задаются каким-либо значением удельного импульса тяги, которому соответствует определенная степень уширения сопла, и определяется последовательно расход газа, поверхность горения и габариты единичной длинной шашки. Затем единичная шашка разделяется на несколько шашек и определяется диаметр камеры, в которой можно разместить шашки. По этим данным оценива-

ются габариты двигателя, которые сравниваются с заданными. В случае несоответствия делается второе приближение, расчет может повторяться несколько раз до тех пор, пока расчетные параметры и размеры двигателя не будут соответствовать заданным.

Диаметр, длина и количество шашек выбираются исходя из условия обеспечения максимального заполнения камеры топливом. При этом должны выполняться требования по времени работы (с учетом толщины горящего свода шашки) и габаритам двигателя. Кроме того, при выборе размеров шашек должен определяться и учитываться уровень расходуемости камеры сгорания с тем, чтобы не попасть в область высоких скоростей газового потока, приводящих к эрозионному горению топлива.

К форме диаграммы тяги импульсных РДТТ требования обычно не предъявляются, поэтому торцы шашек не бронируются.

При проектировании малогабаритных РДТТ в основном используются те же методики расчета, что и для маршевых крупногабаритных РДТТ, основанные на методах термогазодинамики, внутренней баллистики, теплообмена и прочности. Однако в их использовании имеются специфические моменты, рассмотренные ниже.

Для импульсных РДТТ важное значение имеет достижение максимально плотной укладки цилиндрических шашек в камере сгорания, которая обеспечивает минимальные габариты и массу двигателя, а также их сохранность в процессе транспортировки и в полете. В литературе известны различные способы укладки, в развитие их в ГП «КБ «Южное» разработана более современная методика, не имеющая недостатков предыдущих.

Внутрибаллистический расчет проводится с целью определения закона изменения давления и тяги по времени. Он может проводиться по тем же известным из литературы методикам, по которым рассчитываются крупногабаритные маршевые двигатели. Однако, как показывает многолетний опыт, проектирования и отработки вспомогательных малогабаритных двигателей, систему уравнений внутренней баллистики для них можно существенно упростить и свести ее к известному уравнению Бори для установившегося режима. Расчет по этому уравнению дает обычно результаты, хорошо совпадающие с экспериментом. При этом переходные участки – выход на режим и спад тяги обычно не рассматриваются, а определяются на основе опытных данных, полученных при испытаниях двигателей-аналогов, близких по габаритам к проектируемому двигателю. Такой упрощенный расчет кривой $p(\tau)$ в нульмерной постановке должен быть обязательно дополнен газодинамическим расчетом движения продуктов сгорания в камере двигателя, и в сопле,

целью которого является определение двух основных параметров – перепада давления и изменения скорости движения газа по длине газового тракта. Эти параметры необходимы для определения осевых нагрузок на шашки твердого топлива и на предсопловую диафрагму и последующей оценки запаса их прочности, а также для расчета теплового нагрева корпуса камеры и сопла. При этом нужно отметить, что в РДТТ, снаряженных многшашечным зарядом, реализуется более сложная картина течения газа, чем в крупногабаритных РДТТ с прочноскрепленным зарядом. В последнем случае поток газа всегда направлен от переднего днища в сторону сопла, постепенно возрастая по расходу от нуля до максимального значения в районе соплового торца заряда. В случае многшашечного заряда (в зависимости от соотношения диаметра внутреннего канала шашки и ее длины, а также плотности укладки шашек) может реализоваться режим течения внутри канала, направленный как в сторону соплового днища, так и в сторону переднего днища. При этом линия раздела потоков по мере разгара канала перемещается в сторону переднего днища и в определенный момент она его достигает, после чего устанавливается течение газа только в сторону сопла. Нужно учитывать, что скорость газа в канале шашки может достигать порога эрозионного горения и даже скорости звука. Поскольку эти явления нежелательны, необходимо при проектировании двигателя и заряда делать расчетную оценку скорости газового потока в канале заряда.

РДТТ, используемые для торможения ступеней, отделения и увода обтекателя, по условиям компоновки на ракете иногда имеют сопло с кососрезанным раструбом. Установка кососрезанного сопла существенно изменяет величину и направление действия тяги, развиваемой двигателем. Знание величин и направления составляющих вектора тяги необходимо для определения силового воздействия на отделяемый объект и расчета параметров его движения. В ГП «КБ «Южное» разработана методика, основанная на численном интегрировании сил давления на неуравновешенной части кососрезанного сопла.

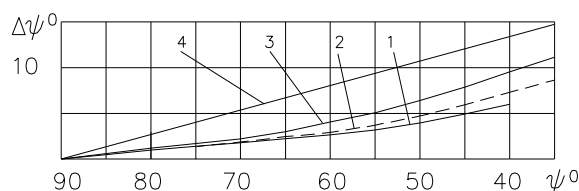


Рис. 1. Зависимость отклонения тяги кососрезанного сопла:

1 – эксперимент; 2 – методика ГП «КБ «Южное»;
3, 4 – другие известные методики [4]

На рис. 1 показано, что расчеты по этой методике дают результаты более близкие к эксперименту, чем расчеты по другим известным методикам (здесь ψ^0 – угол между осью сопла и плоскостью среза, $\Delta\psi^0$ – угол отклонения вектора тяги).

При определении коэффициентов потерь удельного импульса тяги необходимо учитывать, что величина удельного импульса тяги для малогабаритных РДТТ не играет такой важной роли, как для крупногабаритных маршевых РДТТ и борьба с потерями удельного импульса для малогабаритных РДТТ не является актуальной. Поэтому сопла малогабаритных РДТТ обычно не профилируют для минимизации газодинамических потерь, а выполняют коническими с углом полураствора 15–20°. Но знание величины потерь в процессе проектирования необходимо, так как позволяет избежать ошибок при определении массы топлива и номинального значения суммарного импульса тяги. Особенно это важно в тех случаях, когда задано номинальное значение с двухсторонним допуском. Рассмотрим из чего складываются потери удельного импульса тяги в малогабаритных РДТТ. Здесь имеют место те же виды потерь, что и в крупногабаритных РДТТ, однако соотношение отдельных составляющих резко отличается. Если в крупных РДТТ тепловые потери незначительны (менее 0,1 %) ввиду наличия теплозащиты, применения для корпуса композиционного материала и др., то в малых РДТТ они могут составлять 1–2 %. Это обусловлено тем, что теплозащита корпуса в основном отсутствует, а металлический корпус является хорошим поглотителем тепла, особенно если учесть, что его доля в общей массе двигателя может быть значительна. В то же время такой вид потерь тяги, весомый для маршевых РДТТ, как двухфазные потери, для малогабаритных РДТТ невелик (не более 1 %), что обусловлено низким содержанием конденсата в продуктах сгорания баллистических топлив. Газодинамические потери за счет рассеивания потока на срезе сопла у малогабаритных РДТТ обычно на 0,5–1,0 % больше, чем у крупногабаритных за счет применения конического сопла вместо профилированного. В итоге суммарные потери удельного импульса тяги у малогабаритных РДТТ находятся на уровне 4–5 %, что несколько ниже, чем у крупногабаритных двигателей, работающих на топливах с добавками Al. Расчетная оценка суммарных потерь на этапе проектирования осуществляется редко, так как в основном используются экспериментальные данные, полученные на двигателях-аналогах, с внесением расчетных поправок за счет их конструктивных отличий.

Для малогабаритных импульсных двигателей при расчете их нагрева и прочности рассматриваются обычно два характерных (принципиальных) слу-

чая: максимальный режим – температура заряда и корпуса максимальная в заданном температурном диапазоне, скорость горения топлива также максимальная; и минимальный режим – начальная температура заряда минимальная, скорость горения – минимальная. Первый расчетный случай – когда в камере двигателя реализуется максимальное давление, т.е. максимальные нагрузки, время работы минимальное, нагрев также минимальный. Второй расчетный случай – когда в камере двигателя реализуется минимальное давление и соответственно минимальные нагрузки, зато имеет место максимальный нагрев.

Из этих двух случаев выбирается наихудший по условиям прочности и для него проводится полный окончательный расчет и выбор толщин конструктивных и теплозащитных материалов.

2. Конструкция

Импульсный малогабаритный РДТТ состоит из следующих основных элементов: корпуса; заряда корпус двигателя состоит из цилиндрической обечайки, переднего днища с установленным на нем пиропатроном и воспламенителем и заднего днища с соплом. Продольное перемещение заряда внутри корпуса ограничивают две решетки (диафрагмы): передняя и задняя (сопловая). Передняя решетка обычно выполняется заодно целое с рассекателем струи от воспламенителя. Для снаряжения шашками корпус должен иметь разъем (2 варианта).

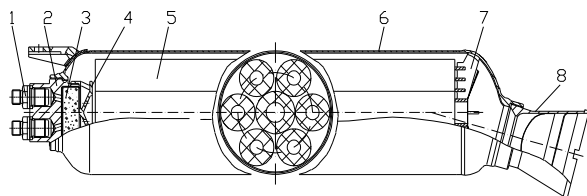


Рис. 2. Вариант конструкции двигателя:
1 – пиропатрон; 2 – крышка; 3 – воспламенитель;
4 – рассекатель; 5 – заряд; 6 – корпус;
7 – диафрагма; 8 – сопло

Первый вариант (рис. 2) характерен тем, что на переднем днище на диаметре примерно в 1,5–2 раза меньшем, чем диаметр камеры, имеется резьбовое отверстие, в которое ввинчивается крышка. На крышке с наружной стороны устанавливаются пиропатроны (1 или 2), а с внутренней стороны, обращенной к заряду, размещается воспламенитель с рассекателем, одновременно выполняющим функцию передней решетки. При сборке двигателя шашки вкладываются в корпус через резьбовое отверстие. Достоинством подобной конструкции является некоторый выигрыш в массе двигателя, обусловлен-

ный тем, что наиболее металлоемкий его элемент – разъем выполнен на диаметре меньшем, чем диаметр корпуса. В то же время эта конструкция имеет и недостаток: при снаряжении двигателя через узкое «горло» не удастся реализовать плотную укладку шашек и диаметр корпуса приходится увеличивать. Это приводит к увеличению массы корпуса, уменьшая полученный от введения узкого «горла» выигрыш массы двигателя в целом. Второй вариант (рис. 3) – это конструкция корпуса двигателя с разъемом на цилиндрической части в районе заднего днища. Соединение днища с цилиндрической частью – в основном резьбовое, но может быть и шпонное или даже фланцевое.

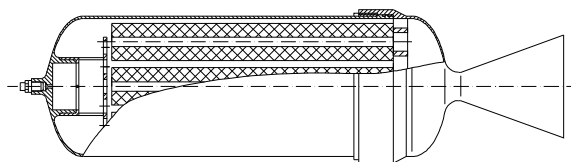


Рис. 3. Второй вариант конструкции двигателя

В этом варианте обеспечивается плотная укладка шашек, облегчается нанесение теплозащитного покрытия и снаряжение двигателя. Компенсация увеличения массы двигателя достигается благодаря использованию высокопрочных титановых и алюминиевых сплавов взамен стали, обычно применяемой в конструкциях первого варианта. В первом варианте конструкции их применить не удастся, поскольку они нуждаются в хорошей теплозащите, а ее нанесение через узкое отверстие на переднем днище весьма затруднительно. В результате масса двигателя во втором варианте получается меньше, чем в первом. В то же время необходимо отметить, что имеют право на существование оба варианта. В каждом конкретном случае выбор варианта должен осуществляться на основе сравнительного анализа и учета всех факторов: габаритно-массовых характеристик, стоимости, технологичности и др.

Как показывают тепловые расчеты и опыт отработки стальные корпуса малогабаритных РДТТ с временем работы не более 0,5–0,8 с и с температурой продуктов сгорания не более 2500 К могут быть работоспособны и без внутренней теплозащиты, что значительно упрощает технологию их изготовления. В этом случае можно применять и первый вариант конструкции корпуса. Если же время работы и температура превышают указанные величины, то применение теплозащиты для стального корпуса неизбежно, а, значит, целесообразен и переход на высокопрочные титановые и алюминиевые сплавы и на второй вариант конструкции корпуса, так как это обеспечит ощутимое снижение его массы. Анало-

гичная картина складывается и в отношении соплового вкладыша и предсопловой диафрагмы. При времени работы до 1,5 с и температуре продуктов сгорания не более 2500 К материалом для вкладыша и решетки может служить низкоуглеродистая сталь, а при более высоких значениях температуры и времени работы приходится переходить на молибденовый вкладыш и пластмассовую диафрагму.

ГП «КБ «Южное» в своих разработках широко использовало высокопрочные титановые и алюминиевые сплавы и пластмассы взамен сталей и благодаря этому добилось высокого уровня технического совершенства двигателей.

3. Экспериментальная отработка

Малогобаритные вспомогательные РДТТ обычно проходят те же этапы автономных испытаний, что и маршевые крупногабаритные РДТТ: конструкторские, эксплуатационные, доводочные и межведомственные, однако имеются и некоторые отличия, заключающиеся в следующем.

Вспомогательные РДТТ, кроме вышеуказанных видов испытаний на этапе конструкторских проходят так называемые функциональные испытания в составе узла или объекта ракеты, в котором они устанавливаются. При этих испытаниях оценивается их пригодность для использования на борту ракеты. По результатам функциональных испытаний могут вноситься изменения в требования технического задания, вследствие чего двигатель дорабатывается и проходит этап дополнительной автономной отработки, а затем вновь поставляется на функциональные испытания.

В определении тяги при огневых стендовых испытаниях импульсных РДТТ с временем работы до 1 с имеются трудности. Стендовое устройство для измерения тяги представляет собой подвижный подпружиненный стапель, на котором закрепляется двигатель и датчик силы, к которому приложена сила тяги, развиваемая двигателем. Данный датчик широко используется для отработки крупногабаритных или малогабаритных РДТТ с временем работы более 1 с. При испытаниях импульсных РДТТ с малым временем работы 0,1–1 с на стапеле вследствие ударного характера действия тяги на упругую сис-

тему «датчик–стапель» при запуске двигателя возникает колебательный процесс, который отражается на диаграмме кривой $R = f(\tau)$, фиксируемой датчиком силы. Особенно велики колебания параметров в начальный период работы двигателя, когда требуется определить максимальное значение тяги, задаваемое, как правило, в техническом задании.

Стендовые испытания импульсных двигателей также могут проходить на баллистическом маятнике, но при этом текущая тяга вообще не фиксируется, а определяется только суммарный импульс тяги, определяемый по максимальному отклонению маятника.

Вывод

Возможны два пути решения этой задачи – определения текущей тяги, и в первую очередь ее максимального значения. Первый путь – это осреднение (сглаживание) кривой колебаний тяги, а второй – пересчет текущих значений давления (запись которых не имеет колебаний) в тягу, используя опытные значения отношения суммарного импульса тяги и давления. Опыт ГП «КБ «Южное» показывает, что могут быть использованы оба эти способа.

Литература

1. Соркин Р.Е., Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе / Р.Е. Соркин, – М.: Наука, 1988. – 288 с.
2. Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе / Под ред. чл.-корр. РАН Л.Н. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 422 с.
3. Райзберг Б.А. Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом топливе / Б.А. Райзберг, Б.Т.Ерохин, К.П. Самсонов. – М.: Машиностроение, 1972. – 383 с.
4. Шишков А.А. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: Справочник. – М., 1988. – 402 с.
5. Конструкция и отработка РДТТ / Под ред. проф. А.М. Винницкого. – М.: Машиностроение, 1980. – 231 с.
6. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / Под ред. акад. А.С. Коротеева. – М.: Машиностроение, 2004. – 511 с.

Поступила в редакцию 24.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук В.И. Перлик, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ВІДПРАЦЬОВУВАННЯ МАЛОГАБАРИТНИХ ДОПОМІЖНИХ РДТП ДЛЯ КОСМІЧНИХ РАКЕТ

В.В. Огліх, М.Г. Косенко, В.М. Доценко, В.О. Вахромов, В.Ф. Кублік, В.Г. Мамонтов

У статті розглянуті найбільш важливі питання проектування та експериментального відпрацювання малогабаритних допоміжних РДТП, які одержали широке розповсюдження в ракетно-космічній техніці. Показано, що в методах проектування та відпрацювання допоміжних і великогабаритних маршових РДТП є істотні відмінності, обумовлені їхнім призначенням. Из усього різноманіття допоміжних РДТП розглянуті імпульсні двигуни із часом роботи до 1,5 с. Стаття підготовлена на базі великого досвіду створення зазначених двигунів, накопиченого в ДП «Конструкторське бюро «Південне».

Ключові слова: малогабаритні допоміжні РДТП, двигуни, проектування, відпрацювання.

FEATURES OF PLANNING AND EXPERIMENTAL WORKING OFF SMALL AUXILIARY SOLID PROPELLANT ROCKET MOTORS (SPRM) FOR SPACE ROCKETS

V.V. Oglich, M.G. Kosenko, V.M. Dotsenko, V.A. Vakhromov, V.F. Kublik, V.G. Mamontov

In the article the most essential questions of planning and experimental working off small are considered auxiliary SPRM, which got wide distribution in a space technique. It is rotined that in the methods of planning and working off auxiliary and large SPRM is present substantial differences, conditioned their setting. From all variety of auxiliary SPRM impulsive engines are considered in course of time works to 1,5 s. The article geared-up on the base of large experience of creation of the indicated engines, accumulated in the SDO «YOUZHNOYE».

Key words: small auxiliary solid propellant rocket motors. features of planning, experimental working.

Огліх Валерій Вікторович – канд. техн. наук, начальник сектора Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Косенко Михаил Григорьевич – ведущий инженер Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Доценко Валерий Митрофанович – начальник группы Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Вахромов Валерий Александрович – начальник отдела Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Кублик Владимир Федорович – ведущий инженер Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Мамонтов Владимир Георгиевич – начальник группы Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

УДК 621.671:532.528

В.А. ЗАДОНЦЕВ¹, В.А. ДРОЗД², С.И. ДОЛГОПОЛОВ², Т.А. ГРАБОВСКАЯ²¹Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Днепрпетровск, Украина²Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина

АВТОНОМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ НАСОСА ОКИСЛИТЕЛЯ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ВТОРОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ “ЗЕНИТ” В РЕЖИМАХ КАВИТАЦИОННЫХ АВТОКОЛЕБАНИЙ

Представлены результаты автономных испытаний насоса окислителя большой производительности маршевого ЖРД II ступени ракеты-носителя “Зенит” в режимах кавитационных автоколебаний при функционировании насоса с обратными течениями на входе. Получена область существования кавитационных автоколебаний, зависимости частот и размахов автоколебаний давления и расхода на входе в насос от числа кавитации и параметра режима. Отмечены некоторые особенности результатов испытаний трех насосов большой производительности с трехзаходными шнековыми преднасосами постоянного шага.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, шнекоцентробежный насос, кавитация, кавитационные колебания, частота, размахи, область существования кавитационных автоколебаний.

Введение

Динамические испытания кавитирующих шнекоцентробежных насосов (ШЦН) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) проводятся в рамках исследования проблемы продольной устойчивости жидкостных ракет [1 – 3]. Ранее были проведены автономные испытания в режиме кавитационных автоколебаний [2, 3] преимущественно малоразмерных (в масштабах ракетной техники) насосов, которые применительно к проблеме продольной устойчивости жидкостных ракет являются модельными. Известны экспериментальные исследования двух натурных насосов окислителя маршевых ЖРД первых ступеней ракет-носителей «Циклон» [4] и «Днепр» [5].

Целью настоящей работы является экспериментальное определение параметров кавитационных автоколебаний насоса окислителя маршевого ЖРД II ступени ракеты-носителя «Зенит», а также сравнение результатов исследований других ШЦН большой производительности с трехзаходными шнековыми преднасосами постоянного шага.

1. Объект исследования и испытательный стенд

Объектом исследования является ШЦН разработки КБ Энергомаш, схематически представленный на рис. 1. Насос имеет трехзаходный предвключенный (вставленный в колесо) осевой шнековый преднасос постоянного шага (угол установки лопасти $\beta = 10^\circ$), наружный диаметр шнека 0,1562 м,

втулочное отношение 0,487 и номинальное значение производительности для стендовых условий $\bar{Q}_{\text{ном}} = 0,098 \text{ м}^3/\text{с}$.

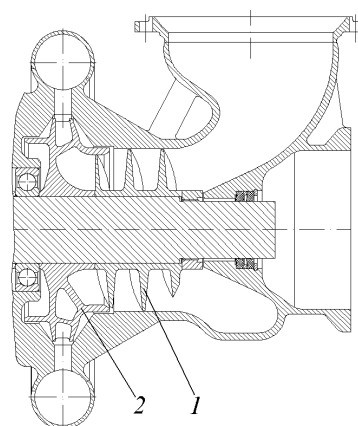


Рис. 1. Схема исследуемого насоса:
1 – шнековый преднасос; 2 – центробежное колесо

Насос выполнен с боковым кольцевым подводом жидкости, имеет коэффициент быстроходности 70,6 и густоту решетки шнекового преднасоса 2,78, работает с обратными течениями на входе в насос (параметр режима $q_{\text{ном}} \approx 0,41$, параметр режима, при котором появляются обратные течения, $q_{\text{от}} \approx 0,53$ [6]). Напорные характеристики насоса и шнека, а также кавитационные характеристики насоса представлены на рис. 2 и 3.

Здесь для удобства сравнения результатов испытаний различных насосов используются относительные параметры: коэффициент расхода

$\varphi = Q/(A \cdot u)$, коэффициент напора $\psi = p_H / (\rho w_1^2 / 2)$ и число кавитации $k = (\bar{p}_1 - \bar{p}_S) / (\rho w_1^2 / 2)$ (где A – площадь проходного сечения на входе в насос; u – окружная скорость на периферии шнека; p_H – напор насоса; $\rho w_1^2 / 2$ – скоростной напор в относительном движении; $\bar{p}_1$, $\bar{p}_S$ – давление на входе в насос и давление насыщенных паров рабочей жидкости).

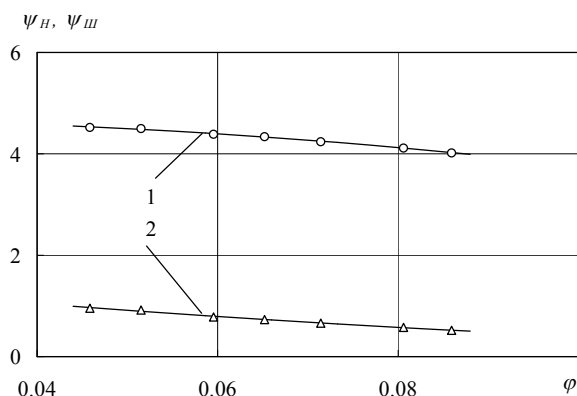


Рис. 2. Напорные характеристики ШЦН (1) и шнекового преднасоса (2)

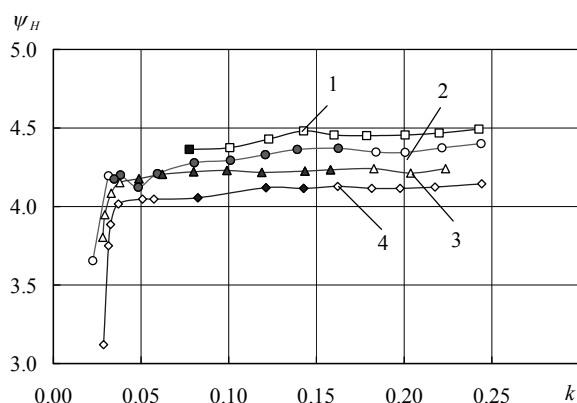


Рис. 3. Кавитационные характеристики ШЦН (светлые значки – устойчиво; темные – автоколебания):
1 – $\varphi = 0,045$ 2 – $\varphi = 0,060$;
3 – $\varphi = 0,072$; 4 – $\varphi = 0,078$

Автономные испытания исследуемого насоса проводились на гидравлическом стенде КБ “Южное” по стандартным программам определения напорных и кавитационных характеристик насоса при постоянной частоте вращения вала. Стенд выполнен по замкнутой схеме и включает антикавитационный и компенсационный баки. Антикавитационный бак предназначен для сепарации пузырей воздуха из воды, поступающей из основной питающей емкости. Компенсационный бак служит для управления давлением на входе в насос. Для создания давлений на входе в насос ниже атмосферного к компенсацион-

ному баку подсоединен вакуумный насос. На рис. 4 представлена схема питающего трубопровода испытательного стенда, который имеет сложную пространственную конфигурацию и является более податливым в продольном направлении, чем, например, прямолинейный трубопровод той же длины.

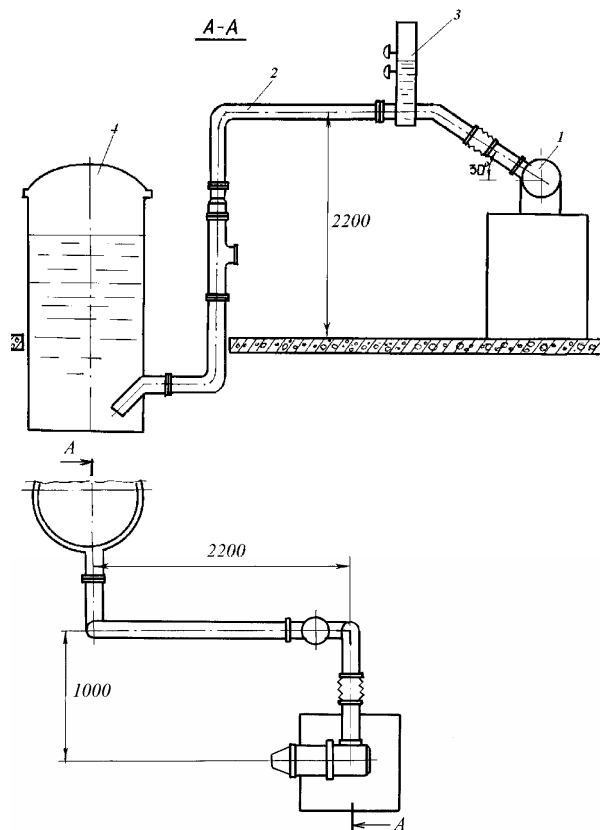


Рис. 4. Схема питающего трубопровода испытательного стенда:

1 – насос; 2 – питающий трубопровод; 3 – ресивер; 4 – компенсационный бак

Для измерения колебаний основных параметров в системе измерений стенда используются индуктивные датчики ДД-10 для измерений пульсаций давлений на входе и выходе из насоса, датчик мгновенных расходов жидкости разработки Института технической механики НАНУ и НКАУ. Погрешности применяемых средств измерения динамических параметров в диапазоне измерений составляли: 5 % – для измерения давлений и 10 % – для измерения расходов. Используемые методы расшифровки и обработки результатов испытаний названы в работе [5].

2. Результаты экспериментальных исследований

При планировании испытаний насоса в гарантированных режимах кавитационных автоколебаний с самого начала предполагалось установка проточ-

ного ресивера с газовой полостью. При установке ресивера с достаточным объемом газовой полости часть питающего трубопровода от компенсационного бака до ресивера будет “акустически” отсекается. Уменьшение коэффициентов инерционного и гидравлического сопротивлений питающего трубопровода, как показано в [2], приводит к появлению области существования кавитационных автоколебаний. При выборе места установки и параметров ресивера пользовались методикой, изложенной в [7], в соответствии с которой проточный ресивер с объемом газовой полости 31 л был установлен в питающем трубопроводе на расстоянии ≈ 1 м от входа в насос.

Динамические испытания насоса проводились в режиме кавитационных автоколебаний в диапазоне расходов от $0,63 \bar{Q}_{\text{ном}}$ до $1,09 \bar{Q}_{\text{ном}}$ и давлений на входе в насос от давления срыва до $0,6$ МПа ($k = 0,25$).

На рис. 5 представлена экспериментальная область существования кавитационных автоколебаний в плоскости параметров «относительный расход через насос $\bar{Q}/\bar{Q}_{\text{ном}}$ – число кавитации k ».

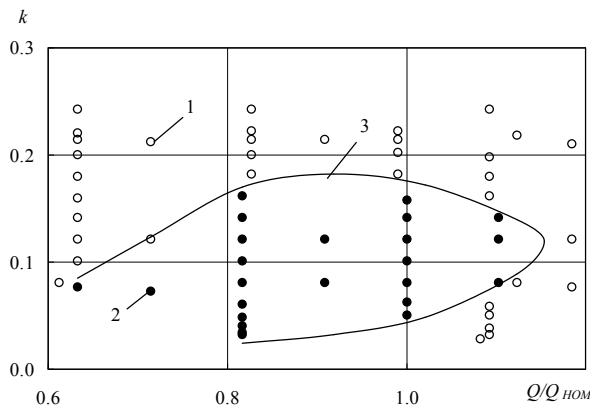


Рис. 5. Область существования кавитационных автоколебаний: 1 – устойчиво; 2 – автоколебания; 3 – огибающая области автоколебаний

Из рис. 5 следует, что полученная экспериментальная область существования кавитационных автоколебаний отличается от ранее приведенных в [2, 3], когда область существования автоколебаний расширяется с уменьшением расхода. Здесь область существования кавитационных автоколебаний сужается при уменьшении расхода через насос от $0,84 \bar{Q}_{\text{ном}}$ до $0,63 \bar{Q}_{\text{ном}}$.

Во всей области существования кавитационные автоколебания являются одночастотными, форма колебаний давления на входе в насос близка к форме развитых кавитационных автоколебаний (см. в качестве примера рис. 6).

На рис. 7 представлены зависимости от числа кавитации k^* частот и размахов колебаний давлений и расхода для различных режимов по расходу (здесь $k^* = (\bar{p}_1 - \bar{p}_{\text{ср}}) / (\rho w_1^2 / 2)$, $\bar{p}_{\text{ср}}$ – давление срыва). На рис. 7а видно, что зависимость частот колебаний от давления на входе в насос близка к линейной, это является одним из основных отличительных признаков кавитационных колебаний [2, 3]. Зарегистрированные частоты кавитационных автоколебаний лежат в диапазоне от 8,3 до 34,5 Гц для k^* от 0,013 до 0,189 соответственно.

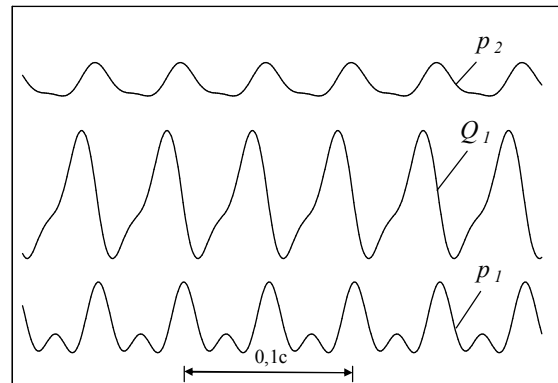


Рис. 6. Копия осциллограммы колебаний параметров при $\bar{Q}_{\text{ном}}$ и $k=0,080$

На рис. 7, а также помещены результаты расчетов частот кавитационных колебаний по приближенной формуле (без учета импеданса напорного трубопровода) [5]

$$f \approx \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{-B_1}{\gamma(J_1 + J_{\text{от}})}},$$

где B_1 – упругость кавитационных камер;

γ – удельный вес жидкости;

J_1 – коэффициент инерционности питающего трубопровода;

$J_{\text{от}}$ – коэффициент инерционности, обусловленный обратными течениями на входе в насос.

Результаты расчетов частот колебаний по формуле (1) показывают в целом удовлетворительное согласование с экспериментальными данными.

Из рис. 7, б и 7, в видно, что размахи колебаний давления и расхода на входе в насос увеличиваются при уменьшении расхода через насос. Максимальные значения размахов колебаний давления и расхода на входе в насос соответствуют диапазонам $k^* = 0,07-0,08$ и $k^* = 0,04-0,06$. Следует отметить малые (по сравнению с малоразмерными насосами [2, 3]) значения размахов колебаний давления на входе в насос, которые не превышают $0,3$ МПа.

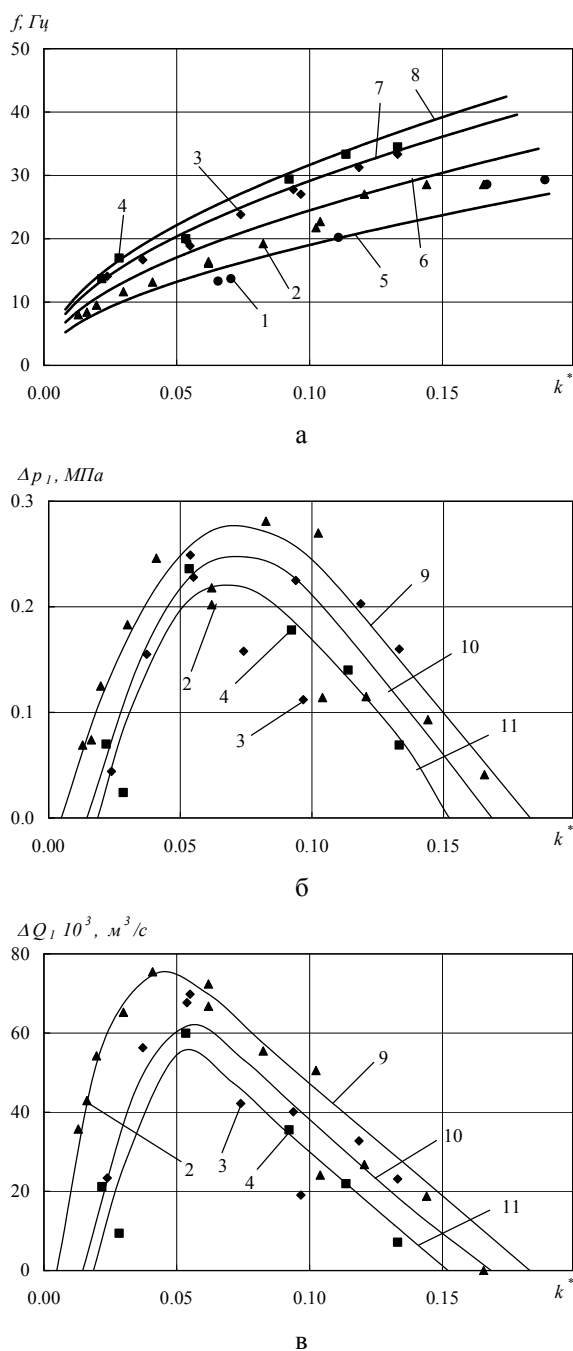


Рис. 7. Зависимости частот (а), размахов колебаний давления на входе (б) и размахов колебаний расхода на входе (в) от числа кавитации:

1, 2, 3, 4 – эксперимент при $0,63 \bar{Q}_{\text{ном}}$, $0,84 \bar{Q}_{\text{ном}}$, $\bar{Q}_{\text{ном}}$ и $1,09 \bar{Q}_{\text{ном}}$ соответственно; 5, 6, 7, 8 – расчет при $0,63 \bar{Q}_{\text{ном}}$, $0,84 \bar{Q}_{\text{ном}}$, $\bar{Q}_{\text{ном}}$ и $1,09 \bar{Q}_{\text{ном}}$ соответственно; 9, 10, 11 – осредняющие кривые при $0,84 \bar{Q}_{\text{ном}}$, $\bar{Q}_{\text{ном}}$ и $1,09 \bar{Q}_{\text{ном}}$ соответственно

Всего было проведено 7 испытаний двух экземпляров исследуемых насосных агрегатов (суммарное время наработки каждого составило примерно 45 минут), получены экспериментальные данные, позволяющие расчетно-экспериментальны-

ми методами [2, 3] определить коэффициенты математической модели динамики кавитирующих ШЦН.

3. Сравнение результатов испытаний насосов большой производительности

Кроме рассмотренного в данной работе насоса (насос № 3), насосами большой размерности, для которых были проведены автономные испытания в режиме кавитационных автоколебаний, являются насосы окислителя маршевых двигателей I ступени ракеты-носителя «Циклон» (насос № 1) [4] и «Днепр» (насос № 2) [5]. Все насосы имели пространственные питающие трубопроводы с сильфонными узлами на входе в насос. Номинальные расходы через насосы в стендовых условиях составили $0,098\text{--}0,118 \text{ м}^3/\text{с}$ ($q = 0,41\text{--}0,42$) при создаваемых напорах $4,3\text{--}10,5 \text{ МПа}$ ($\psi_{\text{H}} = 3,65\text{--}4,25$). Области существования кавитационных автоколебаний всех насосов отличаются от остроугольной формы, расширяющейся при уменьшении расхода через насос. При динамических испытаниях насоса № 2 наряду с кавитационными автоколебаниями, близкими к развитым, наблюдались нерегулярные колебания и биения, возможно связанные с взаимодействием колебаний жидкости с колебаниями конструкции трубопровода. Для увеличения жесткости конструкции питающего трубопровода осуществлялось продольное поджатие сильфона с помощью нескольких стяжек, однако при кавитационных автоколебаниях происходило быстрое разрушение стяжек.

Результаты автономных испытаний ШЦН большой размерности в режимах кавитационных автоколебаний подтвердили, что характерной отличительной особенностью кавитационных автоколебаний является близкие к линейным зависимости частот кавитационных колебаний и нелинейные зависимости размахов колебаний давления и расхода на входе в насос от числа кавитации.

Заключение

Для насоса окислителя маршевого двигателя II ступени ракеты-носителя «Зенит» при автономных испытаниях в режимах кавитационных автоколебаний получены экспериментальные данные, на основании которых расчетно-экспериментальными методами [2, 3] могут быть определены зависимости коэффициентов математической модели [1 – 3], характеризующих кавитационные течения в шнекоцентробежном насосе, от числа кавитации и коэффициента режима в области с обратными течениями на входе в насос. Такие зависимости, в перспективе, могут быть использованы при решении задач динамики ЖРДУ с учетом частичной кавитации в шнекоцентробежных

насосах и, особенно при анализе продольной устойчивости систем ЖРДУ-корпус ракеты.

Литература

1. Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, Н.И. Довготько, Ю.Е. Григорьев, И.К. Манько, О.В. Пилипенко // *Техническая механика*. – 2001. – № 2. – С. 11-37.
2. Пилипенко В. В. Кавитационные колебания и динамика гидросистем / В. В. Пилипенко, В.А. Задонцев, М. С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 352 с.
3. Пилипенко В. В. Кавитационные автоколебания / В.В. Пилипенко. – К.: Наук. думка, 1989. – 316 с.
4. Zadontsev V. A. Experimental Study of LR Pump at Cavitation Autooscillations Regimes / V. A. Zadontsev // *Proceedings of Third China-Russia-Ukraine Symposium on Astronautical Science and Technology, XI' AN China, September 16-20. – 1994. – P. 285-287.*

5. Задонцев В.А. Автономные динамические испытания шнекоцентробежного насоса ЖРД большой размерности в режиме кавитационных автоколебаний / В.А. Задонцев, В.А. Дрозд, С.И. Долгополов, Т.А. Грабовская // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 9 (66). – С. 100-106.

6. Высокооборотные лопаточные насосы / Б.И. Боровский, Н.С. Ершов, Б.В. Овсянников и др. – М.: Машиностроение, 1975. – 336 с.

7. Задонцев В.А. Выбор оптимальных параметров проточного ресивера как средства возбуждения низкочастотных кавитационных автоколебаний в насосной системе / В.А. Задонцев, А.Д. Николаев // *Динамика гидромеханических систем летательных аппаратов: сб. науч. трудов*. – К.: Наук. думка, 1992. – С.41-48.

Поступила в редакцию 16.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., вед. науч. сотр. Г.А. Стрельников, Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск.

АВТОНОМНІ ВИПРОБУВАННЯ НАСОСА ОКИСЛЮВАЧА МАРШОВОГО ДВИГУНА ДРУГОГО СТУПЕНЯ РАКЕТИ-НОСІЯ “ЗЕНІТ” У РЕЖИМІ КАВІТАЦІЙНИХ АВТОКОЛИВАНЬ

В.А. Задонцев, В.А. Дрозд, С.І. Долгополов, Т.О. Грабовська

Представлено результати автономних випробувань насоса окислювача великої продуктивності маршового РРД II ступеня ракети-носія “Зеніт” у режимах кавітаційних автоколивань при функціонуванні насоса зі зворотними течіями на вході. Отримано область існування кавітаційних автоколивань, залежності частот і розмахів автоколивань тиску й витрати на вході в насос від числа кавітації й параметра режиму. Відзначено деякі особливості результатів випробувань трьох насосів великої продуктивності із трьохзаходними шнековими переднасосами постійного кроку.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, шнековідцентровий насос, кавітація, кавітаційні коливання, частота, розмах, область існування кавітаційних автоколивань.

AUTONOMOUS TESTS OF A LAUNCH VEHICLE “ZENIT” SECOND STAGE MAIN ENGINE QXIDIZER PUMP IN THE MODES OF CAVITATIONAL AUTOOSCILLATIONS

V.A. Zadontsev, V.A. Drozd, S.I. Dolgoplov, T.A. Grabovskaya

The results of special autonomous stand tests of LV “Zenit” second stage main engine oxidizer pump in the modes of cavitation autooscillations are presented. The test results correspond to the pump regimes with the pump inlet back flows. The area of existence of such autooscillations is established experimentally in the plane “a relative flow rate vs. pump inlet cavitation number”. The dependencies of the self oscillations frequency, peak-to peak amplitudes of the pump inlet pressure and flow rate on the cavitation number and regime coefficient are obtained.

Key words: liquid rocket, centrifugal pump with inducer, cavitation, cavitation oscillations, low frequency, peak-to peak amplitude.

Задонцев Владимир Антонович – д-р техн. наук, проф., главн. науч. сотр. института транспортных систем и технологий НАНУ, Днепрпетровск, Украина.

Дрозд Виталий Антонович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина.

Долгополов Сергей Иванович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина.

Грабовская Таисия Алексеевна – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина.

УДК 629.7

RAJESH N. MUNESHWAR¹, AJAY VIKRAM SINGH²¹National aerospace university named after Zukovsky «KhAI», Ukraine²Golden eye security systems , near shastri nagar , Gaziabad , Uttar Pradesh, New Delhi, India

PRESSURE FEED WITH GAS GENERATOR UPPER STAGE ENGINE FOR A HYPERSONIC SUBORBITAL CUBE-SAT LAUNCH VEHICLE AND SOUNDING ROCKET “SHIVASTRA-1”

An increasing trend , Low cost space access with Microsatellites, and so the need of an efficient, simple, reliable equally cost effective Carrier was considered with rapid designing and fast prototyping design concept so the small Liquid Propellant Rocket engine with “solid propellant gas generator” pressure feed system is resulted. The abstract discusses the perspective design of the upper stage of the Rocket “Shivastra-1”. The design features a co-axially arranged propellant tankage fed with burning a cordite powder charge yielding a rapid initial acceleration and 3 M burn out velocity providing 10KN thrust at 30 km enough to reach 100 -180 km altitude carrying 2 kg of payload. The combustion chamber wall is enameled, protecting from high temperature of combustion. The preliminary design work is performed with CATIA-V5 and was optimized on ANSYS. The results obtained were optimistic for the static test fire on test stand providing a perspective design of a reliable Liquid Rocket Engine.

Key words: Rocket, Shivastra, solid propellant, gas generator, Sounding Rocket, Upper stage, Microsatellite, Cub-Sat.

Introduction

At the advent of the 21st century revolutionary discoveries in microelectronics and dual use technologies caused space technology quite accessible for the common civilians and space enthusiasts all over the world. This poised new challenges to them, the most fundamental was Building a less expensive, reliable and simple Rocket vehicle.

This question was considered in the framework of engineering design concept rapid designing and fast prototyping. The main objective of the work was to develop a simple and affordable propulsion system that could easily carry a Nano-satellite weighing no more than

2 kg and loft at the altitude of 100 – 250 km. The pursuit of the objective resulted into the so called “MARUT” propulsion system using hyperbolic propellants Tonka-250 and 97% Nitric acid for the upper stage of the SHIVASTRA-1 Rocket vehicle. It employs solid propellant gas generator which burns 400 gm. of “cordite” powder charge, the gaseous products thus produced is directly impinged into the propellant tanks forcing the propellants in to the combustion chamber. The pressure developed in the chamber is about 5MP. The bell shaped nozzle is optimized for performance at altitude from 30 km to 80 km. the main feature of the engine is it's co-axial arrangement of tankage system and use of throttle valve inside the combustion chamber holding the flow of oxidizer up to 1/10 of its flow at it's initial,

which allows to reduce the burning time up to 3 sec. in the result the specific impulse 312 s was produced providing 2200 m/s of burnout velocity of the system, with more than 80 g initial acceleration producing 10 KN of thrust compensating the resulting high atmospheric drag and with booster phase assembly the initial velocity of 2.5 M was added to the system. It means the total velocity at the burnout will be more than 4 M that is somewhat higher than the required velocity of 1114 m/s of Delta-V from 40 km altitude. And so the Rocket Shivastra-1 roars into the space.

This paper presents the design of the “MARUT” Engine for the upper stage as the solution of the problem to reach space frontier carrying the microsatellites or the scientific payloads for upper atmospheric studies.

1. Analyzing the problem of necessary ΔV for adaption of the Required Nozzle

Exit area (Ae/At) for known expansion ratio (Pe/Pc) for isentropic flow (ϵ_e):

$$\epsilon_e = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma}{\left(\frac{P_e}{P_t}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}}$$

value ϵ_e depends above all on (Pc/Pe). Adaption of nozzles at high altitude involves high expansion ration Pc/Pe. Increase in Ae increases thrust but also nozzle

weight, so it was necessary to compromise between Ae and Nozzle weight. Condition of Adaption (ϵ_e):

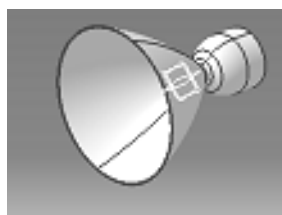
Condition of exit area is very important. It makes possible to select optimum nozzle for a given flight program. A function of type $\epsilon_e \times Pe = \text{constant}$ is used to elate values of e and Pe . This expression is valid whatever theory contemplated (γ constant throughout the frozen flow, equilibrium flow) or nature of propellant. It is very useful expression and allowed us to choose very quickly the value of ' ϵ_e ' best adapted for our altitude with conforming to requirements to avoid flow separation. Gain in velocity of Rocket resulting from compromise between weight of divergent and thrust amounts to several percent is especially important when weight of divergent can no longer be neglected. This gain in velocity depends on value of parameter A/C. once diameters of D_c , D_t , and D_e are calculated it is necessary to determine shape of convergent and divergent. Nozzle is becoming bigger in modern Rocket's motors. So it became necessary to select the nozzle that could ensure the suitable flow, but also should help the important recombination reactions in case of high performance propellants.

Gain in velocity for adaption of area ratio AC/AT:

$\Delta V = g_0 (I_{sp} \log(1/(1-\nu)) - mp/\dot{m})$, where, g_0 = standard gravitation acceleration, I_{sp} = specific impulse, ν = mass of propellant/ initial mass of rocket and $mp/\dot{m}$ = time of burning. Since, in our case of engine nozzle $mp/\dot{m} = 5s$, $\nu = 0.56$ increase in speed ΔV for one stage is 1041.17 m/s and the initial velocity provided by the Ramjet booster stage of the "SHIVASTRA-1" vehicle 2.8 M will be enough for the Rocket to reach into the space.



a



b



c

Fig. 1. Shivastra Rocket stage and Thrust Chamber Views:
a – Shivastra -1 Rocket stage; b – Thrust chamber-1; c – Thrust chamber-2

2.2. Thrust chamber, propellant tankage and component details

FUEL:

The propellants used in Marut engine are Tonka-250 and HNO₃ 97% whereas Tonka-250 is a mixture of and HNO₃ is largely a fuming nitric acid and added with small percent of sulphuric acid to reduce the corrosion of the tankage etc.

2. The propulsion system

The thrust chamber, propellant tankage, solid propellant gas generator forms the propulsion system. It uses hypergolic propellants Tonka-250 as fuel and 97% HNO₃ and 3% H₂O as oxidizer. The propellant is accommodated into the annularly arranged tanks one inside the other, the outer tank also forms the outer body of the rocket is made up of drawn mild steel. The nozzle is optimized to operate from 30-100 km altitude is bell shaped. The expansion ratio used is 500. Combustion chamber is of tubular geometry made up of stainless steel 20X18H10C2 (ГОСТ1050-88). Instead of the cooling system it uses Enameling insulation coating on inner chamber walls. Injector head is simply a plate with concentric injector orifices. The solid propellant gas generator is of supersonic type that burns a cordite charge, the gases produced forces the fuel and oxidizer initially restricted by burst discs at 1800 lb/sq. in-22000 lb/sq.in into the combustion chamber. The flow is initially partly throttled by expendable valve.

2.1. Bell shaped nozzle

The Nozzle for the required mission has to function from 30 km to 100 km. the atmospheric pressure is too low than that of the sea level so the expansion ration considered was optimized for these altitude and $\square = 500$ provided the acceptable value of the exit diameter of the nozzle 23 cm. approaching the altitude of 60 km the nozzle will function with maximum specific impulse beyond this the pressure thrust will decrease but the velocity thrust will continue to grow till the burnout.

Propellant tanks:

The inner tank is 45.3 inch long and is of light alloy construction. The parallel portion is made up of sheet 2 mm thick rolled and welded; the welds being filled off smooth. The ends which are welded to the parallel part and doomed and flanged. The doomed end is secured to the spare injector at the tail and at the nose to the perforated plate each by 14 small studs.

The tube which forms the body of the rocket and outside of the outer tank is of drawn mild steel 2 mm thick and 45.25 in long. It is welded at each end to a turned and screwed ring over which it fits. The two rings are similar and screwed at one end into the combustion chamber ring (thus clamping the bursting disc and spray injector), and at the other end into a coupling ring. It thus clamps the perforated locating disc, the solid cartridge chock plate and the spun out edge of the solid cartridge container against the head. In operation fuels in the tanks are expelled by gas pressure from the powder charge. The hot gases from this impinge directly on the fuels there being no pistons in the tanks. Channeling of the fuels due to gas is probably small due to the high acceleration of the rocket (60g approx.)

Solid expulsion charge and container:

The latter is a cylindrical mild steel container closed by the chock fitting over one end and fitting over one end and held in place between the head and forward junction ring of the outer fuel container. It contains a small cylinder of solid propellant cordite type which wrapped with paper with two ends being exposed. This is ignited electrically by leads sealed through the forward end of the container and burns at the two exposed flat ends 2400 lb/sq.in. The gas so formed leaves via the chock orifice and pressurizes the fuel tanks. At the forward end of the expulsion charge container a fuze is screwed in which on assembling the rocket projects into the cavity at the rear end of the payload.

Bursting discs:

The double fuel tanks are sealed at each end by single sheet of thin aluminum which also serves as bursting discs. Sheering of bursting discs takes place at the circumference of the hole in the flanged end of the inner tank, and around the outer circumference of the flange. The outer circumference of the disc at the front end is clamped between the junction ring of the body and perforated plate and at the rear end by the spray injector; sealing of the joints is obtained by v'ing the bearing surfaces.

Combustion chamber and spray injection:

Fuel injection:

The fuel and oxidants are injected into the combustion chamber through spray injection plate containing a number of holes arranged in two concentric circles, and impinge on the walls of the chamber. Opposing holes do not necessarily impinge at exactly the same point. The correct ratio of fuel and oxidant flow is obtained approximately by using holes of 1.5 mm diameter in one ring and 2.8 mm diameter in the other.

Expendable valve:

Foreseeing the trouble in obtaining quick ignition of the fuels and the combustion chamber might blow up

when ignition is delayed. This can be overcome by the arrangement of a special expendable valve which initially blocks up most of the venturi throat and at the same time throttles the flow of oxidant from the inner tank to about 1/10 of the normal flow. On firing the solid expelling charge (which reaches its full pressure in 1/10 s from the point of ignition) a very fuel rich mixture enter the combustion chamber and the pressure rises to about 10 or 20 atmosphere. During this time thrust is not sufficient to move the rocket. At about this pressure ratio the valve is blown out, opening the venturi throat to its full area and at the same time allowing the correct fuel mixture to enter the chamber. The time from the instant until the full chamber pressure is reached is only 1/100 sec. a fact which gives the rocket a very high initial acceleration. The valve is held in by split circlip ring. The valve is initially jammed in. apparently this gives reproducible results with regards to valve discarding pressure.

Construction of combustion chamber and venturi:

The combustion chamber which is of light construction and enameled inside is made of seamless tube. The venturi can be formed by spinning while hot. The inside in this case had to be enameled and the chamber is expected to last for 5 sec on test stand.

The combined combustion chamber and venturi used in this rocket is extremely light and efficient when compared to other rockets of American designs. Full use has been made of the fact that with such small burning time steady temperature conditions are not reached and the venturi does not burn out. The manufacture of the chamber and venturi in one piece, it's cleanness of line giving the gas a smooth flow out, and for the way it lends itself to giving the venturi a correctly varied thickness along its length has much to recommend it. Another factor which permits a very light design of venturi to be used is the absence of erosion caused by solid particles in the exhausted gas.

Conclusion

The engine "Marut" has a big commercial potential as a microsatellite launch vehicle and a sounding rocket given that its simplicity of design and operation. The manufacturability from the commonly accessible material is its biggest cause of reason of being affordable. This reduces the launching cost up to several thousands of \$\$\$. Though the design is still in embryonic stage and the practical problems of variations in mass flow rates due to the different static pressure heads in fuel tanks caused due to the high acceleration, all it needs to be studied practically. The design has also several building blocks for its further innovation into an anti-aircraft missile.

It is recommended to study practically, the sloshing effects, the effects of difference in propellant mass flow rates. On static test firing on special test stands it also needs to be studied the effects of ignition delays in the combustion chamber and the chugging effect of oxidizer rich flow at the throat cross section.

Reference

1. Dobrovolsky M.V. *Liquid Rocket Engines basic designing* / M.V. Dobrovolsky. – M., 1968.

2. Sutton George P. *Biblarz Oscar Rocket Propulsion elements* / G.P. Sutton. – Edition-VII, wiley-interscience, California.

3. Завистовский Д.И. *Конструкция и проектирование агрегатов жидкостных ракетных двигателей* / Д.И. Завистовский, В.В. Спесивцев. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2006.

4. *Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справочник В 10 т.* / Под ред. В.П. Глушко – М.: АН СССР, 1971-1979. – Т. 5. – Р. 375-400.

Поступила в редакцию 30.04.2010

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

ВИШТОВХУВАЛЬНА СИСТЕМА ПОДАВАННЯ З ГАЗОГЕНЕРАТОРОМ ДЛЯ ДВИГУНА ВЕРХНЬОГО СТУПЕНЯ ГІПЕРЗВУКОВОЇ СУБОРБИТАЛЬНОЇ РАКЕТИ-НОСІЯ ДЛЯ СУПУТНИКА SUB-SAT ТА ЗОНДУЮЧИХ РАКЕТ

Раджеш Н. Мунешвар, Аджай Вікрам Сінгх

Зростаючий інтерес, низька вартість та доступність мікросупутників і, як наслідок, потреба в ефективних, простих, надійних і рівно недорогих носіях призвели до швидкої розробки та створення конструкторських прототипів малого ракетного двигуна на рідкому паливі із виштовхувальною системою подавання з твердопаливним газогенератором. В даних тезах обговорюються перспективи конструювання верхнього ступеня ракети "Шивастра-1". Конструкція містить коаксіально розташовані паливні баки, які живляться згоранням порохового заряду кордиту з швидким початковим прискоренням та вихідною швидкістю продуктів згорання 3 М, що забезпечує тягу 10 кН на висоті 35 км. Це є достатнім для досягнення висоти 100-180 км при корисному вантажі 2 кг. Стінки камери згорання емальовані для захисту від високої температури згорання. Попередні конструкторські розробки виконано з використанням CATIA-V5 та оптимізацією з використанням ANSYS. Отримані результати дають надію на успішні наземні вогневі випробування на стенді, що призведе до створення надійного ракетного двигуна на рідкому паливі.

Ключові слова: ракета, Шивастра, тверде паливо, газогенератор, зондуєчі ракети, верхня ступінь.

ВЫТЕСНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ПОДАЧИ С ГАЗОГЕНЕРАТОРОМ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ ГИПЕРЗВУКОВОЙ СУБОРБИТАЛЬНОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ СПУТНИКА SUB-SAT И ЗОНДИРУЮЩИХ РАКЕТ "ШИВАСТРА-1"

Раджеш Н. Мунешвар, Аджай Викрам Сингх

Растущий интерес, низкая стоимость и доступность микроспутников и, как следствие, потребность в эффективных, простых, надежных, а также недорогих носителях привели к быстрой разработке и созданию конструкторских прототипов малого ракетного двигателя на жидком топливе с вытеснительной системой подачи с твердотопливным газогенератором. В данной статье обсуждаются перспективы конструирования верхней ступени ракеты. Конструкция "Шивастра-1" включает коаксиально размещенные топливные баки, которые используют сгорание порохового заряда кордита с быстрым начальным ускорением и выходной скоростью продуктов сгорания 3 М, что обеспечивает тягу 10 кН на высоте 35 км. Этого достаточно для достижения высоты 100-180 км при полезной нагрузке 2 кг. Стенки камеры сгорания эмальированы для защиты от высокой температуры сгорания. Предварительные конструкторские разработки выполнены с использованием CATIA-V5 и оптимизацией с применением ANSYS. Полученные результаты позволяют надеяться на успешные наземные огневые испытания на стенде, что приведет к созданию надежного ракетного двигателя на жидком топливе.

Ключові слова: ракета, Шивастра, твердое топливо, газогенератор, зондирующие ракеты, верхняя ступень.

Rajesh N Muneshwar – 4th year student of Faculty Aircraft and Helicopter Designing and Manufacturing, National Aerospace University named after Zukovsky «KhAI», Xarkov, Ukraine, e-mail: hindaputra@gmail.com , r.n.muneshwar@mail.ru.

Ajay Vikram Singh – Aerospace and Marine Engineer, Vice President of Golden Eye Security System Ghaziabad, New Delhi, India, e-mail: ajay261@hotmail.com.

УДК 533.9.07

И.В. НИКИТИНЫХ, В.А. РЯБЫЙ

*НИИ прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (государственного технического университета), Москва, Россия***УТОЧНЁННАЯ ОЦЕНКА СРЕДНЕЙ ТЕМПЕРАТУРЫ АРГОНОВОЙ ПЛАЗМЫ НА СРЕЗЕ СОПЛА ВЫСОКОРЕСУРСНОГО ПЛАЗМАТРОНА**

В ранее выполненной работе [1] измерена средняя проводимость аргоновой плазмы в стабилизированной атмосферной дуге. Измерение выполнено модифицированным методом вольт-амперных характеристик с использованием участка стабилизированной дуги в анодном канале плазматрона постоянного тока с распределённой анодной привязкой. На основании анализа литературных данных выявлена температурная зависимость проводимости аргона, по которой оценена средняя температура плазмы на выходе из плазматрона. В настоящей работе проанализированы 5 дополнительных экспериментальных исследований, совокупность результатов которых привела к коррекции итоговой зависимости [1] по проводимости аргона, понизив её до 45 % и соответственно уточнив значения средней температуры плазмы на срезе анодного канала плазматрона. Полученная поправка позволяет увереннее анализировать механизмы технологических процессов, которые планируется проводить с использованием данного плазматрона.

Ключевые слова: Электрическая дуга, стабилизирующий канал, вольт-амперная характеристика дуги, положительный столб разряда, напряжённость электрического поля, проводимость плазмы, кинетическая теория плазмы, метод Чепмена-Энскога решения уравнения Больцмана.

Введение

В работе [1] измерена средняя по сечению стабилизированного дугового канала электропроводность аргоновой плазмы при атмосферном давлении. Использовался модифицированный метод вольтамперных характеристик дуги постоянного тока, возбуждённой в разрядном пространстве высокоресурсного Т-плазматрона [2]. Основная особенность этого устройства состоит в том, что на выходе из анодного канала плазматрона организована диффузная анодная привязка дуги, представляющей собой газо-вихревую зону, где резко снижается плотность тока и скорость эрозии материала анода. Схема Т-плазматрона, выполненная в масштабе с указанием размеров основных элементов и с наложением схемы распределения электрического потенциала в разрядном пространстве, представлена на рис. 1. Здесь роль стабилизирующего дугового канала играет анодное отверстие, причём локализацию анодной привязки разряда в плазматроне легко определить визуальным наблюдением «автографа» дуги на поверхности анода, прилегающей к его каналу.

В начальной стадии эксперимента [1] анодный канал имел длину $l_{ан}=4$ мм (см. рис. 1). Была зарегистрирована вольтамперная характеристика дуги $U_F(I)$ для $I=40\dots 200$ А при внешнем расположении распределённой анодной привязки дуги, как показано на рис. 1.

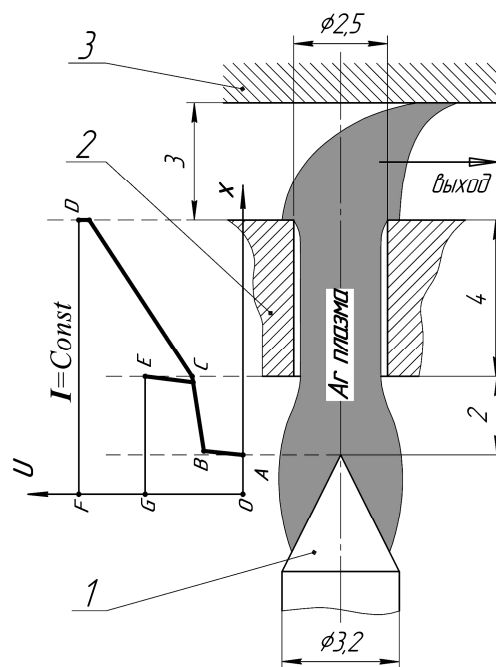


Рис. 1. Схема дугового разряда в Т-плазматроне (1-катод, 2 и 3 – закороченные анод и антианод)

Затем был установлен анод с каналом вдвое большей длины $l_{ан}=8$ мм. Вместо ожидавшегося увеличения напряжения дуги была получена ВАХ $U_G(I)$, которая оказалась ниже $U_F(I)$, а осмотр анода выявил локальный и частично оплавленный «автограф» дуги изнутри. Это означает, что во втором

случае была возбуждена традиционная свободная дуга с контрагированной анодной привязкой. Известно, что для разряда такой формы и при тех же условиях по давлению аргона и току свободной дуги прианодный скачок потенциала $\Delta U_a \approx 6$ В [3]. Знание этой величины, обозначенной как отрезок СЕ на рис. 1, позволяет найти разность электрических потенциалов на анодном канале $U_D - U_C$ в предположении малости анодного скачка потенциала в диффузном анодном пятне. С точностью до этого предположения с помощью закона Ома была найдена средняя проводимость плазмы в анодном канале Т-плазматрона.

Недостаточная определённости последнего шага потребовала сравнения полученных данных с независимой информацией из [4] путем экстраполяции результатов данной работы для диаметров дугового канала 8, 6 и 4 мм на диаметр 2,5 мм, применявшийся в [1]. Итог оказался положительным (рис. 2): по общему уровню проводимости обе группы результатов совпали, отличаясь наклоном зависимости. В [1] истинными сочли собственные измерения, поскольку данные [4] были получены экстраполяцией, что может внести трудно контролируемую погрешность.

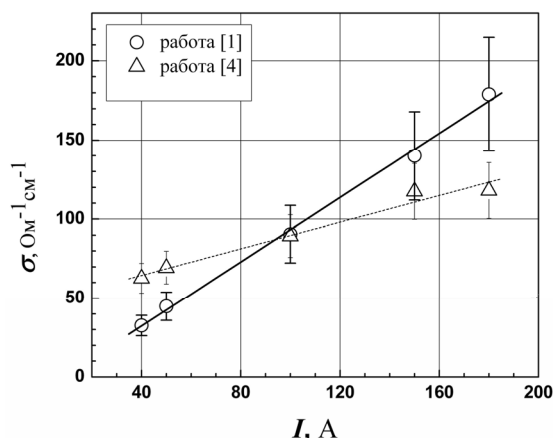


Рис. 2. Зависимость проводимости аргона от тока дуги по данным [1] и [4]

Далее оценка средней температуры плазмы на срезе анодного канала была проведена графически по температурной зависимости проводимости аргона $\sigma(T)$ при $P=1$ атм. В качестве экспериментальной информации для выявления этой зависимости использовались данные [4], где измерялись средняя проводимость аргона и температурные профили в стабилизирующих каналах разных диаметров. Для получения экспериментальной функции $\sigma(T)$ температурные профили [4] были численно проинтегрированы. Отметим, что если электрические измерения в [4] были достаточно точны, то со спектральными данными ситуация сложнее: полученные про-

фили температур относительно надёжны вблизи оси и оборваны при подходе к стенкам каналов дуги. Как показано ниже, погрешности такой обработки измерений в дуге существенно больше.

Найденная экспериментальная зависимость $\sigma(T)$ сравнивалась с теоретическими данными нескольких авторов (рис. 3):

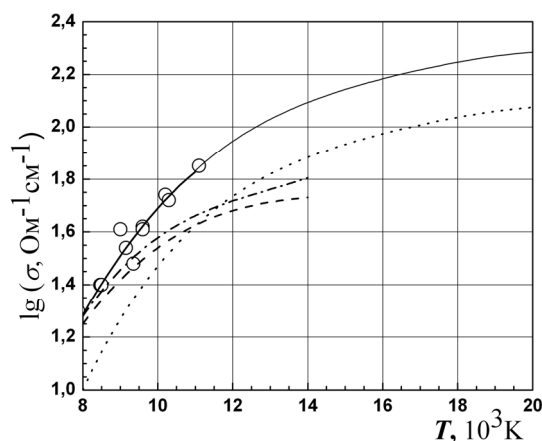


Рис. 3. Результаты работы [1]
(кружки — эксперимент [4]; расчёты:
точки — [5], пунктир — [6], штрих-пунктир — [7];
сплошная линия — данные [5] с $K_\sigma=1,6$)

Видно, что характер эксперимента наилучшим образом отражают результаты [5], равномерно занижающие проводимость аргона примерно на 45 %. На этом основании искомая функция $\sigma(T)$ была представлена в [1] расчётной кривой [5] с поправочным множителем $K_\sigma=1,6$.

В итоге было установлено, что при охваченном в [1] диапазоне значений средней проводимости аргона $\bar{\sigma} = 30 \dots 180$ Ом⁻¹см⁻¹ изменение средней температуры плазмы соответствовало диапазону температур $\bar{T} = 9000 \dots 18000$ К.

Предварительная коррекция результата [1] по проводимости аргона

Перед уточнением оценки средней температуры плазмы на выходе из плазматрона необходимо внести некоторую коррекцию в результат [1] по проводимости аргона в связи с возможным частичным отбором тока разряда в проводящее тело анода — см., например, [8]. Из сути данного явления следует, что при стабилизации дуги «плавающими» секциями разрядного канала они работают как короткозамкнутые двойные макрозонды Ленгмюра, отбирая в себя некоторую, относительно небольшую долю тока разряда, что приводит к снижению проводимости плазмы в стабилизирующем канале, поскольку ток в плазме, окружённой этой секцией, всегда меньше тока в цепи питания дуги.

В варианте разряда настоящей работы со стабилизирующим каналом в виде анодного отверстия отбор тока дуги должен быть намного интенсивнее, т.к. здесь в любой точке контакта плазма-анод последний всегда положительнее плазмы, собирая значительный ток электронов. Видимо, по этой причине экстраполированная проводимость [4] при токах $I=150$ и 180 А оказалась ниже соответствующих результатов настоящей работы на 15% и 30% соответственно. В связи с тем, что интенсивность отбора тока анодом в варианте настоящей работы пока не известна, было решено понизить измеренную в [1] зависимость $\bar{\sigma}(I)$ до уровня данных [4] для верхних значений тока дуги. Проводимость [4] при малых токах не учитывалась, т.к. здесь экстраполяция на $d_a=2,5$ мм могла быть недостаточно надёжной. Скорректированная таким образом итоговая зависимость $\bar{\sigma}(I)$ в виде сплошной утолщённой линии представлена на рис. 4:

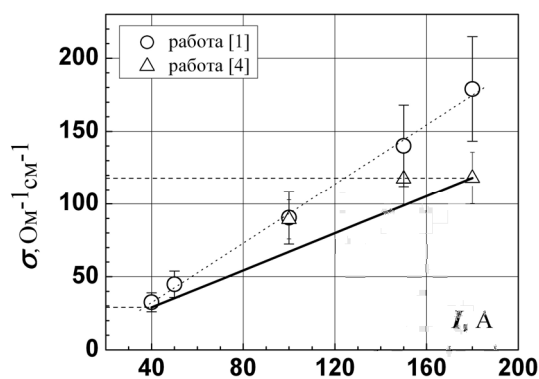


Рис. 4. Скорректированный результат [1] в виде сплошной утолщённой линии

Естественно, её следует рассматривать как оценку по верхней грани, потому что отбираемая в анод часть тока дуги может быть больше, а проводимость плазмы — меньше.

Таким образом, измеренный в [1] верхний предел проводимости аргона, равный $180 \text{ Ом}^{-1}\text{см}^{-1}$, снизился до $\bar{\sigma} \approx 120 \text{ Ом}^{-1}\text{см}^{-1}$.

Анализ экспериментальных данных по зависимости $\sigma(T)$ для аргона

Эксперимент [4], привлечённый в работе [1], имеет неопределённость, возникающую при интегрировании неполных температурных профилей в дуговом канале. Кроме того, для достижения объективности и достоверности результата по температурной зависимости проводимости аргона $\sigma(T)$ представляется необходимым сопоставление экспериментальных данных нескольких независимых экспериментальных работ. В этой связи был предпринят отдельный поиск соответствующей литературы.

1. Ударно-волновой эксперимент [9], 1955 г.

Проводился в ударно-волновой трубе, работавшей на аргоне при начальном давлении газа ~ 10 Торр. Измерения проводились за фронтом падающей ударной волны, где давление достигало $P \approx 1$ атм. Измерения электропроводности выполнялись бесконтактным индукционным методом с помощью измерительной катушки, охватывавшей стеклянный корпус трубы и помещённой в магнитное поле рассеяния короткого соленоида постоянного тока, создававшего продольное магнитное поле напряжённости до 8000 Э. При движении в трубе проводящей газовой пробки за ударной волной поток плазмы взаимодействовал с радиальной составляющей постоянного магнитного поля соленоида, создавая в плазме кольцевой ток, наводивший соответствующий сигнал в измерительной катушке. Последнюю заранее калибровали прострелами алюминиевого стержня, моделировавшего плазму. Расшифровка осциллограмм сигнала измерительной катушки при известной скорости ударной волны давала проводимость плазмы с погрешностью не хуже 20% (точность калибровки составляла около 10%). Температура плазмы определялась по скорости ударной волны, которая фиксировалась методом скоростной съёмки с погрешностью в пределах $\pm 2\%$. При этом ошибка по температуре составляла около $100 \dots 200$ К. Т.о. проводимость аргона и его температура определялись здесь независимыми измерениями, результаты которых представлены набором экспериментальных точек на итоговом графике рис. 5 (кружки):

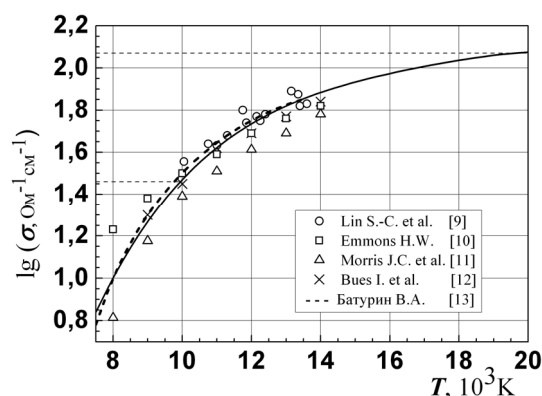


Рис. 5. Искомая зависимость $\sigma(T)$ для аргона (сплошная кривая — из работы Р.С. Девото [5])

2. Измерения в стабилизирующем канале электро-дугового плазматрона [10-13], 1967-1970 гг.

В случае электродуговой плазмы, существенно неоднородной в стабилизирующем канале, прямое получение средних величин проводимости и температуры затруднено сложным характером связи функции $\sigma(T)$ с интегральными параметрами I и

$\bar{\sigma}$ через функцию $T(r)$ – см. выражение для средней плотности тока по закону Ома:

$$\bar{j} = \bar{\sigma}E = I / \pi R^2 = (2R^{-2} \int_0^R \sigma[T(r)]rdr)E,$$

где R – радиус стабилизирующего канала, E – напряжённость электрического поля.

В экспериментах [10 – 13] измеряемыми параметрами были напряженность электрического поля $E(I)$ и $T(r)$ для некоторого набора значений тока дуги. Нахождение подынтегральной функции $\sigma(T)$ при известных интегральных величинах результатов измерений (I и $\bar{\sigma}$) есть обратная задача, которую можно решать несколькими способами. Чаще всего задавался вид функции $\sigma(T)$ с несколькими параметрами, которые подбирались по набору результатов измерений. Численное решение заканчивалось при достижении разности расчётного и измеренного токов в несколько процентов. В [13] для проверки точности решения задавалась некоторая теоретическая функция $\sigma(T)$, и расчёт заканчивался нахождением её априори известных параметров. В этой работе показано, что переопределение задачи (по количеству результатов измерений) приводит к усреднению неточностей получения отдельных точек, а это повышает достоверность результатов.

Сравнение экспериментов [9 – 13] с теоретическим результатом [5] представлено на рис. 5. Видно, что привлечение к анализу более аккуратно обработанных данных измерений привёл к убедительному подтверждению предсказаний [5] без введения поправочного множителя. Отметим, что результаты [10 – 12] нанесены на графике рис. 5 точками условно с целью дать ясность графического представления. На самом деле они являются отрезками кривых $\sigma(T)$, полученных упомянутой выше расчётной обработкой интегральных результатов измерений.

Сравнение с [1] показывает, что выполненная в этой работе упрощенная обработка эксперимента [4] привела к заметному искажению искомой функции $\sigma(T)$.

На рис. 5 нанесены скорректированные границы измеренных в [1] величин средней проводимости аргоновой плазмы, которые указывают на уточненный диапазон средней температуры на выходе из плазматрона $\bar{T} \approx 10000 \dots 19500$ К. Для сравнения: в [1] этот диапазон составил $\bar{T} \approx 9000 \dots 18000$ К. Видно, что уточнение по температуре оказалось не слишком существенным, но промежуточная функция $\sigma(T)$ изменилась при этом более заметно и стала значительно надёжнее.

Заключение

Выполненная работа продолжает давнюю традицию измерений переносных свойств термической плазмы с использованием дугового разряда, стабилизированного набором электроизолированных, водоохлаждаемых металлических секций, измерение плавающих потенциалов которых позволяет получить распределение электрического потенциала в положительном столбе разряда.

Проведённые уточнения параметров аргоновой плазмы могут быть полезны для практических приложений нового плазматрона, который планируется применять для осуществления различных плазменных технологий.

Литература

1. Измерение средней проводимости и температуры плазмы на срезе анодного канала электродугового плазматрона постоянного тока / В.А. Рябый, В.П. Савинов, А.В. Пацёра, Д.П. Ткаченко // Технологии электромагнитной совместимости. – 2009. – Т. 29, № 2. – С. 57-65.
2. Lee H.-J. The Volt-Ampere characteristics of a DC arc plasmatron with a distributed anode spot / H.-J. Lee, V.Yu. Plaksin, V.A. Riaby // Thin Solid Films. – 2007. – V. 515. – P. 5197-5201.
3. Финкельбург В. Электрические дуги и термическая плазма / В. Финкельбург, Г. Меккер; под ред. В.А. Фабриканта. – М.: ИИЛ, 1961. – 332 с.
4. Асиновский Э.И. Стабилизированные электрические дуги и их применение в теплофизическом эксперименте / Э.И. Асиновский, А.В. Кириллин, В.Л. Низовский. – М.: Наука, 1992. – 300 с.
5. Devoto R.S. Transport coefficients of partially ionized argon / R.S. Devoto // The Physics of Fluids. – 1967. – V. 10, No. 2. – P. 354-364.
6. Греков Л.И. Основные свойства некоторых газов при высоких температурах / Л.И. Греков, Ю.В. Москвин, В.С. Романович, О.Н. Фаворский. – М.: Машиностроение, 1964. – 244 с.
7. Очерки физики и химии низкотемпературной плазмы / Под ред. Л. С. Полака. – М.: Наука, 1971. – 320 с.
8. Iermolova N.A. Physical aspects of dry plasma-chemical etching of photoresist in barrel type reactors / N.A. Iermolova, A.V. Maliarov, V.A. Riaby, V.P. Savinov, A.A. Sporykhin, L.N. Sheiko, V.G. Yakunin // Contr. Papers of the XXth ICPIC (Il Ciocco, Italy, 1991). – Pisa: Felici Editore, 1991. – V. 1. – P. 325-326.
9. Lin S.-C. Electrical conductivity of highly ionized argon produced by shock waves / S.-C. Lin, E. Resler, A. Kantrovitz // J. Appl. Phys. – 1955. – V. 26, no. 1. – P. 95-109.
10. Emmons H.W. Phys. Fluids. – 1967. – V. 10, no. 6. – P. 1125-1136.

11. Morris J.C. *Measurements of electrical and thermal conductivity of hydrogen, nitrogen, and argon at high temperatures* / J.C. Morris, R.P. Rudis, J.M. Yos // *Phys. Fluids*. – 1967. – V. 13, no. 3. – P. 608-617.

12. Bues I. *Über die elektrische Leitfähigkeit und die Wärmeleitfähigkeit des Argons bei hohen Temperaturen* /

I. Bues, H.J. Patt, J. Richter // *Zeitschrift für angewandte Physik*. – 1967. – Bd. 22, nr 4. – S. 345-350.

13. Батурич В.А. Экспериментальное определение электропроводности плазмы аргона в стабилизированной дуге // *Журнал прикладной механики и технической физики*. – 1970. – Т. 11, № 2. – С. 153-161.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. И.П. Назаренко, Московский авиационный институт (государственный технический университет), Москва, Россия.

УТОЧНЕНА ОЦІНКА СЕРЕДНЬОЇ ТЕМПЕРАТУРИ АРГОНОВОЇ ПЛАЗМИ НА ЗРІЗІ СОПЛА ВИСОКОРЕСУРСНОГО ПЛАЗМАТРОНУ

I.V. Nikitinykh, V.A. Riabyi

У виконаній раніше роботі [1] було виміряне середню за перетином додатного стовпа дуги провідність аргонової плазми за умов атмосферного тиску. Вимірювання виконано модифікованим методом вольт-амперних характеристик з використанням ділянки стабілізованої дуги в анодному каналі плазматрона постійного току з розподіленою анодною прив'язкою. На основі аналізу експериментальних й теоретичних літературних даних було виявлено температурну залежність провідності аргону, за якою оцінено середню температуру плазми на виході з плазматрона. В даній роботі було проаналізовано п'ять додаткових експериментальних робіт, сукупність результатів яких призвела до корекції підсумкової залежності [1] за провідністю аргону, знизивши її до 45% та відповідно уточнивши значення середньої температури плазми на зрізі анодного каналу плазматрона у бік їх підвищення. Отримана поправка дозволяє уточнити механізми технологічних процесів, які плануються проводити з використанням даного плазматрона, а також підвищити точність модельних розрахунків, що проводяться як теоретичні прогнозування.

Ключові слова: електрична дуга, стабілізуючий канал, вольт-амперна характеристика дуги, додатний стовп розряду, напрута електричного поля, провідність плазми, кінетична теорія плазми, метод Чепмена-Енскога рішення рівняння Больцмана.

REFINED ESTIMATION OF THE MEAN ARGON PLASMA TEMPERATURE AT THE NOZZLE EXIT OF THE LONG-LIFE PLASMATRON

I.V. Nikitinykh, V.A. Riabyi

In the previous work [1] electrical conductivity of the atmospheric argon plasma averaged across the positive arc column was measured. Modified method of Volt-Ampere characteristics was employed using stabilized arc portion in the anode channel of a DC plasmatron with a spread anode spot. Analysis of experimental and theoretic conductivity data from literature disclosed temperature dependence of argon conductivity that allowed evaluation of the mean plasma temperature at the plasmatron exit. In the present work five additional experimental investigations have been studied that led to the correction of the conductivity function [1] decreasing conductivity values by up to 45%. This correction will help to understand better mechanisms of technologic processes that are planned to be carried out using this plasmatron. Besides it will raise the precision of model calculations that are usually carried out along with experiment as theoretic predictions.

Key words: electric arc, stabilizing channel, arc Volt-Ampere characteristic, positive discharge column, electrical field strength, plasma conductivity, kinetic plasma theory, Chapman-Enskog method of the Boltzmann equation solution.

Никитиних Иван Витальевич – студент 5 курса факультета двигателей летательных аппаратов Московского авиационного института (технического университета), Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Рябий Валентин Анатольевич – начальник лаборатории 21 НИИ прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (государственного технического университета), Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

УДК 629.78

А.В. ХИТЬКО, А.М. ЧЕРКУН

Днепропетровский национальный университет, Украина

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПОЛОГО КАТОДА С ВНУТРЕННИМ РАЗРЯДОМ

В статье приведена методика расчета параметров полого расходного катода с внутренним вспомогательным разрядом. Катод рассчитан на токи до 0,2 А и потребляемую мощность до 20 Вт. Она основана на анализе и обобщении экспериментальных данных. В ней учтена необходимость смены полярности источника электропитания внутреннего разряда при определенной температуре бачка с рабочим веществом. Расчет проводится для критической плотности тока в отверстии катода. Параметры эмиттера и соответствующее значение плотности эмиссионного тока находятся для оптимальной температуры. Это обеспечивает минимальное энергопотребление катода.

Ключевые слова: полый катод, внутренний разряд, критическая плотность тока, давление в полости катода, электрореактивный двигатель.

Введение

В настоящее время активно разрабатываются и используются космические летательные аппараты (КЛА) массой до 100 кг, что обусловлено значительными успехами в миниатюризации электроники и развитию нанотехнологий. Для решения задач коррекции орбиты и ориентации таких КЛА эффективно использовать электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ), которые позволяют более экономно использовать запас рабочего тела на борту КЛА. Параметры микро ЭРДУ во многом определяются эффективностью работы катода.

Возникла необходимость создания катодов компенсаторов потребляющих мощность до 20 Вт и рассчитанных на компенсацию ионных пучков с током до 0,2 А. Уменьшить ток эмитируемую катодом можно посредством уменьшения давления в его полости. Однако для расходных диафрагмированных полых катодов традиционной схемы построения существует минимальное давление в полости (~1 мм.рт.ст.), начиная с которого реализуется эффект полого катода. Соответствующее значение эмиссионного тока, определяемое концентрацией плазмы в полости, является минимально возможным. Для традиционных катодов эта величина составляет примерно 200 мА. При этом работа катода у порога зажигания дуги неустойчива и возможен срыв рабочего режима [1]. С целью снижения величины минимального эмиссионного тока и обеспечения устойчивой работы в полости катода организован вспомогательный внутренний разряд, обеспечивающий существование плазмы при более низких давлениях [2]. Эмиссия электронов в этом случае осуществляется с поверхности внутреннего плазменного образования под

действием напряжения, приложенного между катодом и анодом. При этом давление в полости катода уменьшено до 10^{-2} мм.рт.ст.

Целью статьи является разработка методики расчета параметров полого расходного цезиевого катода с внутренним разрядом, базируясь на экспериментальных данных.

Решение задачи

Методика расчета полого расходного катода с внутренним разрядом построена на анализе экспериментальных данных. Они обобщены в виде эмпирических зависимостей коэффициенты в которых определены из эксперимента.

Исходными данными для проектирования катода являются ток внешнего разряда (I_p), рабочее тело и тип активатора. В результате расчета, задавшись его размерами и конфигурацией, необходимо определить следующие параметры: температуру эмиттера (T_k), ток ($I_{pвн}$), напряжение ($U_{pвн}$) и мощность внутреннего разряда ($N_{pвн}$), давление в полости катода (P_k), температуру бачка с рабочим телом (T_6), массовый расход рабочего тела.

Зависимость электронного тока от температуры в бачке при разных полярностях внешнего и внутреннего электрода приведена на рис. 1. Анализ кривых показывает, что до температуры 182°C больший ток с катода наблюдается, если внешний электрод находится под положительным потенциалом, а внутренний под отрицательным. После 182°C необходима смена полярности электродов внутреннего разряда для увеличения тока внешнего разряда. Это обусловлено сменой условий токопереноса при увеличении давления в полости катода.

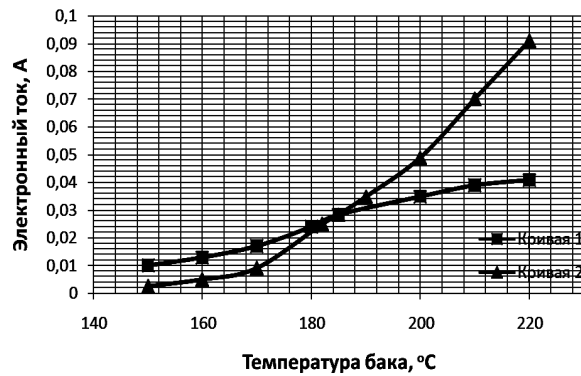


Рис. 1. Зависимость электронного тока от температуры бачка.

1 – внешний электрод «+», внутренний «-».
2 – внешний электрод «-», внутренний «+».

Методика расчета полого расходного катода с внутренним разрядом (рабочее тело - цезий):

1. Задаемся диаметром отверстия диафрагмы катода ($d_{\text{отв}}$) и определяем плотность тока в отверстии:

$$j_{\text{отв}} = \frac{I_p}{S_{\text{отв}}}.$$

2. Принимаем, что плотность тока в отверстии равна критической [3]. По рис. 2 или соотношению (1) определяем

$$P_k = 1,081 \cdot 10^{-9} \cdot j_{\text{отв}}^{1,15}. \quad (1)$$

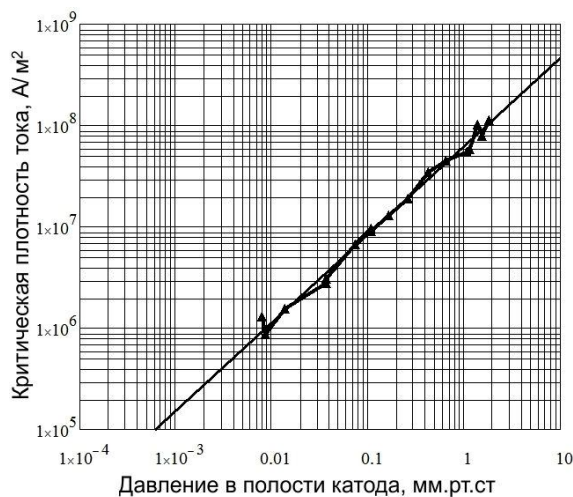


Рис. 2. Зависимость плотности критического тока от давления в полости катода

3. Зная давление в полости катода (P_k) определяем температуру бачка с рабочим телом по соотношению (2):

$$T_6 = \frac{3750}{6,88 - \lg(P_k)}. \quad (2)$$

4. По соотношению (3) определяем массовый расход рабочего тела

$$\dot{m} = \frac{0,8325 \cdot d_{\text{отв}}}{\sqrt{RT}} \cdot 10^{6,88} - \frac{3750}{T}. \quad (3)$$

5. Зная давление в полости по зависимости (4) или рис.3 определяем оптимальную температуру поверхности эмиттера для минимального энергопотребления катода [3]:

$$T_{\text{к.опт}} = 5,879 \cdot \ln(P_k) + 952,3. \quad (4)$$

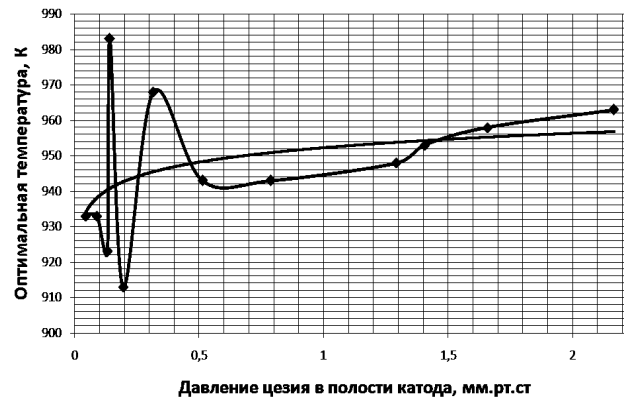


Рис. 3. Зависимость оптимальной температуры эмиттера от давления в полости катода

6. Находим плотность эмиссионного тока с поверхности эмиттера при оптимальной температуре по зависимости (5) или рис. 4.

$$j_{\text{эм}} = 2,567 \ln(P_k) + 15,45 \quad (5)$$

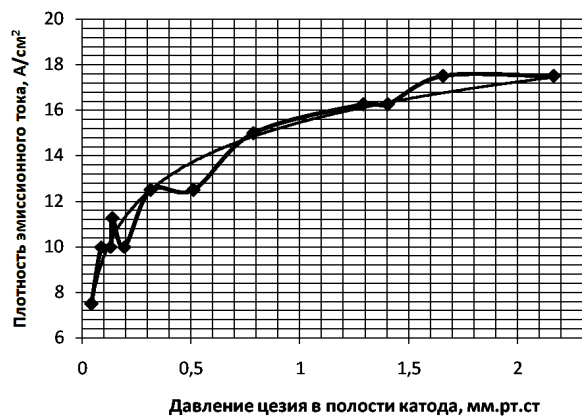


Рис. 4. Зависимость плотности эмиссионного тока от давления в полости катода при оптимальной температуре

7. Задаемся диаметром катода d_k и находим площадь внутреннего электрода, которая равна площади эмиссии S_k .

8. Определяем ток внутреннего разряда

$$I_p = j_{\text{эм}} \cdot S_k.$$

9. Зная $I_{\text{рвн}}$ и T_6 определяем напряжение внутреннего разряда U_p следующим образом:

– если $T_6 \geq 182^\circ\text{C}$, то

$$U_p = (72,88 \cdot I_{p_{\text{вн}}}^{6,681}) T_6^{(-1,13 \cdot \ln(I_{p_{\text{вн}}}) - 0,584)};$$

– если $T_6 \leq 182^\circ\text{C}$, то

$$U_p = (2,17 \cdot 10^5 \cdot I_{p_{\text{вн}}}^{7,91}) T_6^{(-1,47 \cdot \ln(I_{p_{\text{вн}}}) - 2,104)}.$$

10. Находим мощность внутреннего разряда

$$N_{p_{\text{вн}}} = I_{p_{\text{вн}}} \cdot U_p.$$

Заключение

Таким образом, разработана методика оценки параметров полого расходного катода с внутренним разрядом (рабочее тело – цезий). Она основана на обобщении экспериментальных данных в виде эм-

пирических зависимостей. Данная методика применяется для катодов ЭРД малой мощности (до 200 Вт).

Литература

1. Грановский В.Л. Электрический ток в газе / В.Л. Грановский. – М.: Наука, 1971. – 529 с..
2. Хитко А.В. Двухступенчатый полый катод / А.В.Хитко // Современные проблемы ДЛА: Труды 3-й Всесоюз. науч.-техн. конф. – М.: МАИ, 1986. – С. 265-270.
- 3.Хитко А.В. Исследование закономерностей активации поверхности катода с внутренним разрядом / А.В. Хитко, А.М. Черкун // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Д.: ДНУ, 2009. – Т. 9. – С. 93-97.

Поступила в редакцию 30.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, зав. кафедрой А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ПОЛОГО КАТОДУ З ВНУТРІШНІМ РОЗРЯДОМ

А.В. Хитко, О.М. Черкун

У статті приведена методика розрахунку параметрів полого витратного катода з внутрішнім допоміжним розрядом. Катод розрахований на струми до 0,2А і споживає потужності до 20 Вт. Вона основана на аналізі і узагальненні експериментальних даних. У ній врахована необхідність зміни полярності джерела електроживлення внутрішнього розряду при певній температурі бачка з робочою речовиною. Розрахунок проводиться для критичної щільності струму в отворі катода. Параметри емітера і відповідне значення щільності емісійного струму знаходяться для оптимальної температури. Це забезпечує мінімальне енергоспоживання катода.

Ключові слова: порожнистий катод, внутрішній розряд, критична щільність струму, тиск в порожнині катода, електрореактивний двигун.

METHOD OF CALCULATION PARAMETERS OF HOLLOW CATHODE WITH INTERNAL DISCHARGE

A.V. Khitko, A.M. Cherkun

In the article the method of calculation of parameters of the hollow cathode with internal discharge is resulted. Cathode designed on current 0.2 A and consuming power 20 Watt. The method is based on analysis of experimental data. Necessity of changing polarity of power supply at certain temperature of the tank is taken into account. Calculation is conducted for the critical density of current in the cathode's bore. Emitters parameters and values of density of emission current are calculated for optimal temperature. This provides minimum energy consumption.

Key words: hollow cathode, internal discharge, critical density of current, pressure in the cavity of cathode, electric thruster.

Хитко Андрей Владимирович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Черкун Алексей Михайлович – студент Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

UDC 533.9.07

A. LOYAN¹, N. KOSSELEV¹, T. MAKSYMENKO¹, N. PELLERIN², E. VÉRON²,
S. PELLERIN³, T. GIBERT³, L. BALIKA³, F. GAFARI⁴, J-B. LEFEVRE⁴, M. DUDECK⁴

¹National Aerospace University "KhAI", Kharkov, Ukraine

²CEMHTI, CNRS, 1D Avenue de la Recherche scientifique, Orléans, France

³GREMI, University of Orléans-CNRS, Bourges cedex, France

⁴Institut Jean Le Rond d'Alembert, Université Pierre et Marie Curie, Paris, France

ENERGY DEPOSITION AND SURFACE ANALYSIS OF THE SPT20-M7 HALL EFFECT THRUSTER

As a way to analyse the plasma-wall interaction, the electron energy deposition has been calculated at different points of the ceramics delimiting the plasma discharge of a Hall effect thrusters. The calculation takes into account the potential sheath but without secondary electron emission. The energy deposited by the ions is commented. The visible surfaces by the plasma of the SPT20-M (KhAI) ceramic have been analyzed at CEMHTI (CNRS Orléans) by GSEM (Gaseous Scanning Electron Microscope) and by EDX (Energy Dispersive X-ray) spectrometry. A large microstructural change is observed in the channel, with regions exhibiting erosion or deposit phenomena.

Key words: plasma, Hall effect thruster, surface analysis.

Hall Effect Thrusters

Hall effect thrusters (HET) are now used on board geostationary satellites and interplanetary probes. In HET, a partially magnetized plasma discharge is sustained in a coaxial channel. A gas flow (xenon) is uniformly injected down the channel generally through holes in the anode. The electrons entering in the channel come from an external hollow cathode (set outside the channel). The pressure inside the channel is typically of a few mTorr, then the electron-atom collisions mean free path is on the order of 1 m, greater than the total channel length (~ cm), an external magnetic field generated by inner and outer magnetic coils is applied in order to increase the transit time of the electrons. This effect permits the ionisation of the neutral flow. The ions are not magnetized and they are accelerated by the discharge voltage between the anode and the cathode to provide the thrust. This axial electric field is generated by the decrease of the electron mobility due to the radial magnetic field. They are neutralized in the plume by a fraction of the electrons ejected from the external cathode source.

SPT-20M

The SPT-20M7 Hall Effect Thruster from the Electric Propulsion Department of the National Aerospace University "KhAI" Kharkov in Ukraine was manufactured at the middle part of 2007. The annular channel of the

SPT-20 is constructed with two successive diameters. The outer diameter of channel on exit plan is 23 mm and the inner one is 15 mm. The magnetization coil is set behind the first chamber containing the anode-gas distributor. The maximum value of the radial magnetic field is obtained near the channel exit with a value of 20 mT (experimental data and modelling results). The SPT-20M7 thruster is a low power thruster running with an input electric power lower than 100 W, a Xenon mass flow rate of 0.1 - 0.35 mg/s injected in the chamber (the total mass flow rate is 0.48 mg/s) and a discharge voltage of 220-310 V between an anode and an external hollow cathode. The axial thrust is from 1 mN to 4.5 mN for an electric input power from 40 to 90 W. The efficiency is in the range 25% - 40% and the anode discharge current is in the range 0.15 - 0.4 A [1].

Energy deposition on the ceramics

The annular channel of the SPT is made of insulator ceramics, generally with BN-SiO₂. The plasma-surface interactions play an important role in the discharge: electron energy deposition, secondary electron emission with sheath saturation effect, variation of the low frequency "breathing mode", discharge current and global efficiency. Moreover, electrons and ions strike the inner and the outer ceramics, especially on the last mm of the channel where stands the acceleration zone of the ions and the lense of electric potential. Then, the surface can reach a maximum of temperature around 800°C and

the surface is eroded with a "normal" erosion effect and an 'ab-normal' erosion effect (axial scores). During the first 1000 h of run the erosion velocity is around 1 E/h and after the value is smaller due to the decrease of angle between the surface wall and the velocity of the ions.

The electron energy distribution function is non-Maxwellian. Two or three populations are experimentally measured by electrostatic probes in the channel with a doubt on the existence of the third population. In fluid [2, 3] and hybrid [4] codes the electron distribution is assumed to be Maxwellian. The electron temperature reaches around 20 eV at the channel exit. As the channel is insulated the surface is at the floating potential. The existence of a potential sheath is taking into account. Then the electron energy flux at different points of the wall has been evaluated using the electron properties calculated by L. Garrigues [5]. However, the saturation sheath effect due to the secondary emission rate is not taken into account. This emission induces an increase of the electron energy deposition. The electronic impacts are suggested as a possible way to explain the "ab-normal" erosion.

The energy of the ions striking the walls depends of the location of the ionisation zone, of the lense of the electric potential, of the surface inclination and of the potential sheath. The ion velocity has been measured in the channel by Fluorescence Induced by Laser [6] and the energy flux deposition has been evaluated by IR measurement [6]. The assumption of a Bohm velocity is often assumed in literature [E. Ahedo] for 1D fluid model or 2D model with a Bohm layer.

Analysis of the insulated surfaces

The insulated surfaces of the SPT-20M7 have been analyzed by GSEM (Gaseous Scanning Electron Microscope) after one hundred hours of running. Chemical analysis has been carried on by EDX (Energy Dispersive X-ray) spectrometry in the CEMHTI laboratory (CNRS Orléans). Ceramics are constituted with boron nitride - aluminum nitride as major phase (BN-Al), and with an oxide phase containing boron and aluminum, as minor part. The ceramic reference microstructure is homogeneous and dense. A large microstructural change is observed in the channel, with regions exhibiting erosion or deposit phenomena.

At the top of the inner cylinder, microstructure study shows the presence of areas slightly enriched with metals by deposition: Fe, Si, Ni, Cu (< 1 at.%) extract from the chamber or from the electrodes. On the inner and outer surface of the channel, small grains are formed from columnar growth oriented toward the cylinder axis (surface enriched with metals: Fe, W, Ni, Cu (< 7 at.%) – Cr, Si (< 3 at.%)), and oxidized. Boron is

not detected in this deposit, and nitrogen rate is much reduced. Finally, xenon is also analysed on the channel wall (less than 1 at.%).

Erosion involves a strong modification of the external ceramic at the channel exit, forming a bevel on the surface perpendicular to the cylinder axis. This area is also covered with oxidized grains enriched with metals similarly to the channel surface, but also enriched with silicon (< 20 at.%). The erosion of the inner ceramic is slight. The peripheral area of the bevel is slightly affected by erosion, with a strong decrease of B and N content, but no metal deposit has been observed in this area.

The ceramic surface facing to the channel bottom is strongly altered. Microstructure exhibits melting signs with large modifications of the microstructure and cracks formation. This area is enriched with B but metal rates are rather low.

Various metals (in particular Fe) are present on the channel surface, due to electrodes and metallic pieces erosion, vacuum chamber or partial vaporization. The nitrogen and especially boron contents are strongly reduced in the channel, in agreement with optical emission spectroscopic measurements [7].

Conclusions

This research is supported by the French Research Group, GDR CNRS / CNES / SNECMA / Universités n°3161 "Propulsion par plasma dans l'espace".

References

1. Loyan A.V., *Performance investigation of SPT-20M low power Hall effect thruster 30th Int. Electric Propulsion Conf / A.V. Loyan, T.A. Maksymenko // IEPC 2007 16-20 September 2007. – Florence, Italy.*
2. *Effect of wall material in stationary plasma thrusters / S. Barral, K. Makowski, Z. Peradzynski, N. Gascon, M. Dudeck // Near-wall and in-all conductivity Physics of Plasma. – Vol. 10, n° 10, Oct. 2003. – P. 4127-4152.*
3. Gascon N. *Wall material effects in stationary plasma thruster I: Parametric studies of an SPT-10 / N. Gascon, M. Dudeck, S. Barral // Physics of Plasma, vol. 10, n° 10, Oct. 2003. – P. 4123-4136.*
4. Garrigues L., *Modélisation d'un propulseur a plasma stationnaire pour satellite / L. Garrigues // Thesis in French, Université Paul Sabatier de Toulouse, 28 Oct. 1998. – Toulouse, France.*
5. Mazouffre S. *A calibrated infrared imaging study on the steady state thermal behaviour of Hall effect thrusters / S. Mazouffre, P. Echegut, M. Dudeck // Plasma Sources Sci. Technol. 16 (2007).*
6. Ahedo E. *Fulfillment of the Bohm condition on the HPHall fluid-PIC code" // E. Ahedo & F. Parra // AIAA 2004-3955 (2004).*

7. Pagnon D. *Ukrainian SPT-20 Hall Effect Thruster: Analysis of the Plume by Optical Emission Spectroscopy* / D. Pagnon, S. Pellerin, M. Dudeck, A.V. Loyan, T.A. Maksymenko, N.N. Koshelev // *J. of Technical Physics*. – 2008. – 49(2). – P. 129-142.
8. Loyan A.V. *Analysis of the plasma plume of the SPT-20M low power Ukrainian Hall Effect Thruster* / A.V. Loyan, N.N. Koshelev, T.A. Maksymenko, S. Pellerin, A. Leufroy, T. Gibert, D. Pagnon, M. Dudeck // *3rd European Electric Propulsion Conf., Versailles, 6-9 July 2009*.
9. Bouchoule A. *Spectroscopic studies of XeI and XeII emission in UHF discharge* / A. Bouchoule, T. Gibert, S. Mazouffre. – ICPIG, Eindhoven, 2006.
10. Leufroy A., *Micropropulsion et diagnostics pour la propulsion spatiale* / A. Leufroy // *PHD thesis in French, university of Orléans, Feb. 15, 2010*.
11. Leufroy A. *Laser Induced Fluorescence (LIF) and Retarded Potential Analyser (RPA) measurements of XeII in the plume of small Ukrainian Hall Effect Thruster SPT20-M7* / A. Leufroy, T. Gibert, A. Bouchoule, A. Loyan, N. Koshelev, T. Maksymenko, M. Dudeck // *6th Int. Spacecraft Propulsion Conf., Space Propulsion 2010, 3-6 May 2010, - San Sebastian, Spain*.

Поступила в редакцию 2.06.2010

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

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ И ПОВЕРХНОСНЫЙ АНАЛИЗ РАЗРЯДНОГО КАНАЛА ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ СПД-М7

А.В. Лоян, Н.Н. Кошелев, Т.А. Максименко, Н. Пелерин, Е. Верон, С. Пелерин, Т. Жиберт, Л. Балика, Ф. Жафари, Дж. Лефевре, М. Дудек

Для анализа воздействия плазмы на стенки разрядного канала (РК) СПД была рассчитана энергия электронов, приходящаяся на разные точки керамики в границах разряда с учетом пристеночного потенциала, однако без учета вторичной электронной эмиссии. Описана энергия ионов приходящаяся на стенки РК. Поверхность РК СПД-20М («ХАИ») была проанализирована в СЕМНТИ (CNRS Орлеан) при помощи газового сканирующего электронного микроскопа и при помощи энергорассеивающей рентгеновской спектроскопии. Отмечены значительные изменения микроструктуры канала с эродированными и запыленными участками.

Ключевые слова: плазма, холловский двигатель, поверхностный анализ.

ЕНЕРГЕТИЧНІ ВПЛИВИ ТА ПОВЕРХНЕВИЙ АНАЛІЗ РОЗРЯДНОГО КАНАЛУ ХОЛЛОВСКОГО ДВИГУНА СПД-М7

А.В. Лоян, М.М. Кошелев, Т.О. Максименко, Н. Пелерін, Е. Верон, С. Пелерін, Т. Жиберт, Л. Баліка, Ф. Жафарі, Дж. Лефевре, М. Дудек

Для аналізу впливу плазми на стінки розрядного каналу (РК) СПД було розраховано енергію електронів, що приходить на різні точки кераміки в межах розряду з врахуванням пристінкового потенціалу, але без врахування вторинної електронної емісії. Описано енергію іонів що приходить на стінки РК. Поверхня РК СПД-20М («ХАИ») була проаналізована у СЕМНТИ (CNRS Орлеан) за допомогою газового скануючого електронного мікроскопа та за допомогою енергорозсіювальної рентгенівської спектроскопії. Відмічено значні зміни мікроструктури каналу з еродованими та запиленними ділянками.

Ключові слова: плазма, холловський двигун, поверхневий аналіз.

Лоян Андрей Витальевич – канд. техн. наук, с.н.с. кафедры двигателей и энергоустановок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.loyan@khai.edu.

Кошелев Николай Николаевич – старший научный сотрудник кафедры двигателей и энергоустановок ЛА Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Максименко Тарас Александрович – н.с. кафедры двигателей и энергоустановок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: taras@d4.khai.edu.

Pellerin N. – Assistant Professor, CEMHTI laboratory, University of Orléans, 45071 Orléans, France.

Véron E. – Engineer, CEMHTI laboratory, University of Orléans, 45071 Orléans, France.

Pellerin Stephane – Professor, GREMI laboratory, University of Orléans, 45067 Orléans, France.

Gibert Titaina – Assistant Professor, GREMI laboratory, University of Orléans, 45067 Orléans, France.

Balika L. – Doctorant, GREMI laboratory, University of Orléans, 45067 Orléans, France.

Gafari F. – student for DES, Institut Jean Le Rond d'Alembert, University of Paris, 75252 Paris, France.

Lefevre J-B. – student for Master, University of Paris, 75252 Paris, France.

Dudeck Michel – professor, Institut Jean Le Rond d'Alembert, University of Paris, 75252 Paris, France.

УДК 629.7.036.73

Г.А. ПАРАХИН, Н.Н. КОШЕЛЕВ, А.В. ЛОЯН, О.П. РЫБАЛОВ

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

РЕЗУЛЬТАТЫ АНАЛИЗА ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ СИЛЬНОТОЧНЫХ КАТОДОВ МОЩНЫХ ЭРД

Обоснована необходимость создания конечноэлементной модели для прогнозирования распределения температур по конструктивным элементам сильноточных катодов. Рассмотрены особенности моделирования радиационного теплообмена между тонкостенными конструкциями с использованием метода конечных элементов. Описана методика расчётно-экспериментального определения теплового потока, используемого в конечноэлементной модели в качестве нагрузки. Приведен пример применения оптимизированной конечноэлементной модели для определения работоспособности опытного образца катода.

Ключевые слова: численная модель, сильноточный полый катод, теплообмен, распределение температур.

Введение

В рамках европейской программы High Power Electric Propulsion: a Roadmap to the future (HIPER) в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского был создан опытный образец безнакального полого катода с номинальным рабочим током до 50 А. Такой катод смог бы надёжно обеспечить работу мощного СПД или ПИД.

ХАИ имеет достаточно большой опыт в создании подобных изделий, однако высокие значения тока разряда а также стремление уменьшить вес и габариты конструкции сделали её достаточно теплонапряжённой (при первых испытаниях на стенде температура диафрагмы достигала 1000 °С уже при токе разряда 20 А). Многие узлы катода имеют определённую максимально допустимую рабочую температуру, которая определяется механическими и физическими свойствами материалов. Очевидно, что наиболее оптимальной с точки зрения теплонапряжённости будет такая конструкция катода, при которой на номинальном режиме работы температура каждого элемента будет немного ниже максимально допустимой.

Известно, что существуют три механизма передачи тепла: конвекция, теплопроводность и излучение, и доля энергии, передаваемая каждым из этих механизмов, зависит как от свойств материалов, так и от геометрической формы элементов, участвующих в теплообмене. Таким образом, изменяя геометрию и материалы деталей и имея представление о том, как это изменение влияет на распределение температур, можно методом последовательного приближения найти наиболее оптимальную конструкцию, а также оценить её работоспособность на более интенсивных режимах. К сожалению, экспе-

риментальное определение температуры большинства деталей внутри катода является невозможным, поэтому для получения представления о распределении температур по элементам конструкции катода было принято решение построить его конечноэлементную модель в программном пакете ANSYS.

1. Разработка конечноэлементной модели

Вычислительная машина, производящая расчёт, имеет некоторые ограничения по своим возможностям, поэтому была поставлена задача создать такую конечноэлементную модель, которая потребляла бы наименьшее количество ресурсов.

В программном пакете ANSYS возможно создание как 3D так и 2D моделей. С целью уменьшения необходимого для расчёта объёма оперативной памяти, а также с учётом осесимметричности конструкции было принято решение строить двухмерную геометрию. Осесимметричность при этом задавалась в программе опционально.

Метод конечных элементов основан на том, что конструкция разбивается на элементы, размеры которых значительно меньше геометрических размеров самой конструкции (создаётся сетка), при этом, чем меньше размеры элементов, тем точнее расчёт, но также с увеличением числа элементов значительно возрастает необходимый для расчёта объём оперативной памяти ЭВМ.

Общий вид конечноэлементной модели с сеткой представлен на рис. 1. Для удобства описания модели и полученных результатов на этом же рисунке показано разбиение модели на две условные области: область металлокерамического узла (МКУ) и область диафрагмы.

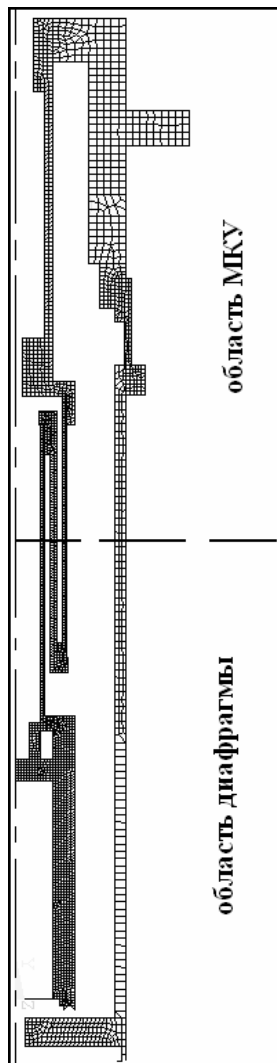


Рис. 1. Модель катода с созданной сеткой и указанием условного разбиения

В рассматриваемом случае, большинство деталей катода имеют длину и диаметр значительно больше, чем толщина стенок детали, поэтому при построении сетки размер элемента может быть равен толщине стенки или являться величиной такого же порядка (рис. 2). Поскольку теплопроводность материалов достаточно высока то градиент температуры по толщине деталей будет незначительным. Теплообмен в модели осуществляется в основном излучением, и количество передаваемого тепла зависит от площади поверхности детали, а не от её объема. Поверхности в 2D модели представлены линиями, а эти линии разбиваются на большое количество элементов, размеры которых много меньше размеров линий, т.е. требование теории о том, что размеры элемента сетки должны быть значительно меньше размеров моделируемого объекта выполняется. Поэтому небольшое число элементов по толщине детали не окажет значительного влияния на точность результатов. Данное утверждение

было проверено и на практике: действительно при уменьшении размеров элементов сетки в 1,5 раза температура в контрольных точках изменилась не более чем на 2 °С.

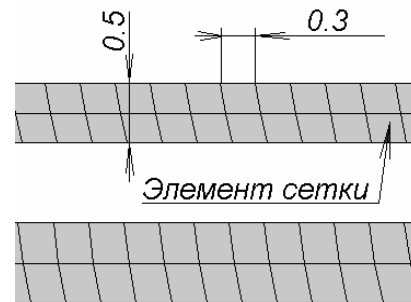


Рис. 2. Сравнение размеров элемента сетки и толщины стенки одной из деталей катода

Расход газа через катод достаточно малый, поэтому в расчётах конвективный теплообмен не учитывается.

В задачах на построение поля температур программой используются следующие зависимости (без учёта конвективного теплообмена) [1].

1) описание теплового баланса с учётом теплоёмкости, теплопроводности, теплового потока через поверхность и генерации тепла в объёме твёрдого тела:

$$\int_V \left(\rho c \delta T \frac{\partial T}{\partial t} + \{L\}^T (\delta T) ([D] \{L\} T) \right) dV = \int_S \delta T q^* dS + \int_V \delta T \ddot{q} dV,$$

где V – объём элемента; ρ – плотность материала; c – удельная теплоёмкость материала; $\delta T = \delta T(x, y, z, t)$ – допустимая действительная температура; $T = T(x, y, z, t)$ – температура; t – время;

$$\{L\} = \begin{pmatrix} \frac{\partial}{\partial x} \\ \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} \end{pmatrix}; [D] = \begin{bmatrix} k_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & k_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & k_{zz} \end{bmatrix} - \text{матрица теп-}$$

лопроводности; k_{xx}, k_{yy}, k_{zz} – теплопроводности материала по соответствующим осям; S – площадь элемента, через которую проходит тепловой поток; q^* – удельный тепловой поток через поверхность S ; $\ddot{q}$ – генерация тепла в объёме элемента;

2) описание теплообмен излучением:

$$\sum_{i=1}^N \left(\frac{\delta_{ij}}{\epsilon_i} - F_{ij} \frac{1 - \epsilon_i}{\epsilon_i} \right) \frac{1}{A_i} Q_i = \sum_{i=1}^N (\delta_{ij} - F_{ij}) \sigma T_i^4,$$

где N – число поверхностей участвующих в теплообмене; δ_{ij} – символ Кронекера; ϵ_i – коэффициент

черноты поверхности; F_{ij} – фактор видимости; A_i – площадь i -ой поверхности; Q_i – энергия отдаваемая i -й поверхностью; σ – константа Стефана-Больцмана; T_i – абсолютная температура i -й поверхности;

В связи с этим, в созданной конечноэлементной модели заданы такие теплофизические свойства материалов, как, плотность, теплопроводность, теплоёмкость, коэффициент черноты поверхности (остальные величины заданы в программе или рассчитываются автоматически). В реальности все эти коэффициенты зависят от температуры. С учётом того, что на данном этапе работ был необходим расчёт поля температур в установившемся режиме работы катода, в модели эти величины являются постоянными (и заданы для того диапазона температур, в котором предполагается работа той или иной детали). Это вносит некоторые погрешности в расчёт, но в дальнейшем они будут устранены посредством табличного или функционального задания зависимостей свойств материалов от температуры.

На границе расчётной области расположена условная «стенка», имеющая постоянную температуру поверхности 30 °С и коэффициент черноты поверхности 1, что соответствует условиям в вакуумной камере (при первых экспериментах температура стенок вакуумной камеры после часа работы катода не превышала 25 °С, а большой по сравнению с испытуемой конструкцией объём и большое число оборотов в камере практически исключает отражение).

За начальные условия расчёта принята температура всех элементов конструкции 20 °С. Далее конструкция нагружалась следующим образом: на внутреннюю поверхность эмиттера направлялся интегральный тепловой поток, величина которого определялась расчётно-экспериментальным методом. На внутреннюю поверхность диафрагмы также направлялся интегральный тепловой поток, вычисленный с использованием того же метода, но с использованием других исходных данных (методика определения тепловых потоков будет описано ниже). Между различными поверхностями катода, а также между наружной поверхностью и условной «стенкой» задавался теплообмен излучением.

После создания модели, была проверена её адекватность с использованием баланса подведённой и отведённой мощности. В качестве примера, при подведении 200 Вт тепловой мощности (100 Вт на эмиттер и 100 Вт на диафрагму), излучение с поверхности составило 190 Вт, т.е. погрешность составила 5%. Эту погрешность можно объяснить ошибками при проверке (элементарная поверхность с которой по закону Стефана-Больцмана рассчитывался тепловой поток была в несколько раз больше элемента сетки, созданной ANSYS).

Также для проверки адекватности было проведено сравнение расчётных и экспериментальных температур в трёх контрольных точках (рис. 3) поверхности и при различных токах 5, 10 и 15 А. Результаты сравнения при токе 10 А показаны в табл. 1.

В целом, по результатам проверки модель была признана адекватной.

Таблица 1

Температура в контрольных точках катода, полученная экспериментальным и расчётным путём с помощью конечноэлементной модели при работе катода на токе 15 А

	Т эксперим, К	Т расч, К
КТ 1	1151	1132
КТ 2	795	783
КТ 3	772	759
КТ - контрольная точка		

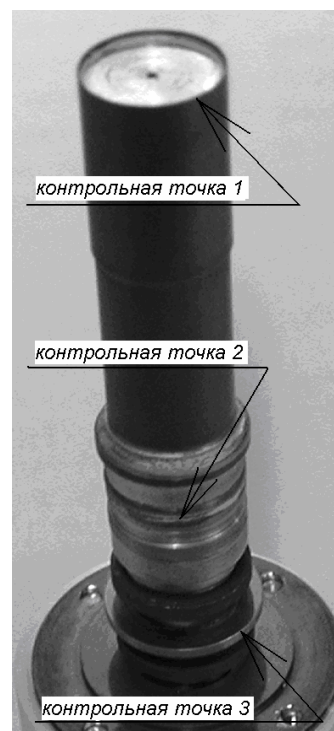


Рис. 3. Общий вид опытного образца катода с номинальным рабочим током до 50 А

2. Расчётно-экспериментальное определение тепловых потоков

После построения и проверки адекватности модели при задании некоторого произвольного нагружения, появился вопрос о действительном значении теплового потока направленного на эмиттер. Вначале была предпринята попытка рассчитать эту величину аналитически (без учёта эмиссионного охлаждения):

$$N = U_{\text{катод}} \cdot I_{\delta},$$

где $U_{\text{катод}}$ – прикатодное падение потенциала, I_{δ} – ток разряда.

Однако после получения первых экспериментальных данных стало ясно, что они значительно отличаются от данных, полученных из расчёта в ANSYS.

Следовательно, в аналитической зависимости не были учтены какие-то неизвестные нам физические процессы, происходящие на эмиттере. С другой стороны, было выдвинуто предположение, что на диафрагму также направлен тепловой поток, но аналитические зависимости для его определения нам не известны. В связи с этими обстоятельствами было принято решение подбора тепловых потоков расчётно-экспериментальным методом, суть которого заключается в следующем: при различных параметрах работы катода измерялась температура некоторой контрольной точки катода, а затем подбирался такой тепловой поток на ту или иную поверхность модели, чтобы достигалась такая же температура соответствующей точки модели.

Для определения теплового потока, направленного на эмиттер использовался катод с прозрачным корпусом (рис. 4), состоящий из трубки, на которой закреплён эмиттер, диафрагмы и прозрачного корпуса. Вся конструкция закреплена снаружи вакуумной камеры и позволяет измерять температуру эмиттера.

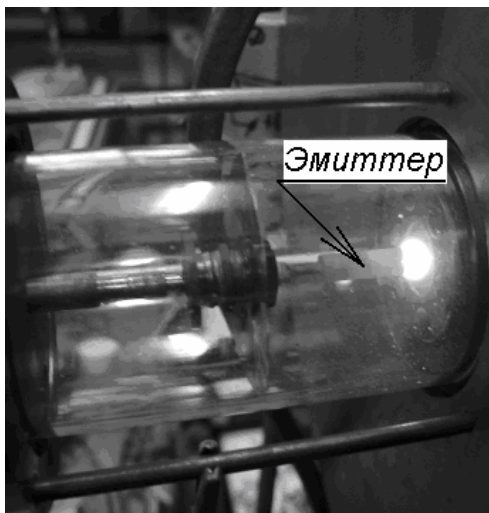


Рис. 4. Катод с прозрачным корпусом в работе

Температура была измерена при различных значениях тока через катод с помощью пирометра (табл. 2). Так как конструктивно данный катод отличается от реального, то была отдельно создана его модель в ANSYS (рис. 5). После этого подобранный таким образом тепловой поток прикладывался к поверхности основной конечноэлементной модели

катода и проводился расчёт. Схема установки и результаты измерений приведены ниже.

Таблица 2

Температура эмиттера катода с прозрачным корпусом при некоторых значениях тока

I_p , А	U_d , В	$T_{эм}$, К
5,8	7,87	1179
10	5,6	1193
15	4,46	1195

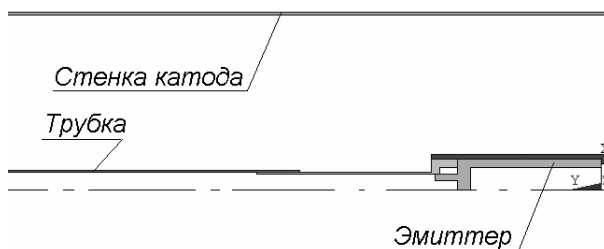


Рис. 5. Модель катода с прозрачным корпусом в ANSYS

Аналогичным образом был определён тепловой поток на диафрагму (табл. 3). В этом случае замеры температуры производились во время первых экспериментов с опытным образцом катода. Контрольная точка располагалась на срезе корпуса вблизи места крепления диафрагмы (контрольная точка 1 на рис. 3). Логика расчётно-экспериментального определения теплового потока схематически показана на рис. 6.

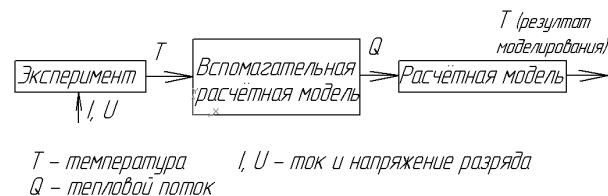


Рис. 6. Последовательность определения теплового потока с использованием конечноэлементной модели катода с прозрачным корпусом (вспомогательной модели)

Таблица 3

Температура диафрагмы опытного образца при некоторых значениях тока

I_p , А	U_p , В	$T_{\text{диафр}}$, К
9,2	17	1040
12,7	16,2	1103
14,4	16,34	1145
16,9	16,37	1226
20	16,4	1290
22,1	18,44	1336

Такая методика определения нагрузок при численном моделировании, по мнению авторов, может также быть применена для решения других задач в тех случаях, когда не удаётся аналитически рассчитать требуемые величины с необходимой точностью. Однако она имеет и свои минусы, связанные в первую очередь с необходимостью проведения экспериментов на режимах близких к тем, на которые необходимо сделать прогноз.

3. Прогноз работоспособности катода БНК М50 для работы на токе 50 А

В дальнейшем конечноэлементная модель катода использовалась для прогноза распределения температур по деталям катода при его работе на токе 50 А. Для этого режима тепловой поток на эмиттер был выбран 100 Вт и такой же тепловой поток был задан на диафрагму (стоит отметить что эти потоки выбирались несколько большими чем полученные с использованием расчётно-экспериментального метода, чтобы исключить влияние неучтённых факторов). Было построено поле температур, и сделан вывод о том что данный опытный образец не может работать на токе 50А, т. к. температура в некоторых «критических» точках превысила предельно допустимые значения. Это же было доказано экспериментально (образец вышел из строя при токе 20 А).

Затем были рассмотрены различные способы оптимизации конструкции. Целью оптимизации являлось установление температур в «критических» точках на таком уровне, чтобы они не превышали предельно допустимого значения для каждой точки, но при этом были близкими к такому значению.

На рис. 7, 8, показаны результаты расчётов различных конфигураций геометрии катода. В некоторых точках указаны значения температуры в градусах Цельсия.

Выводы

1. Создана адекватная конечноэлементная модель безнакального полого катода с номинальным рабочим током до 50 А, позволяющая моделировать установившиеся тепловые состояния.

2. Описан алгоритм расчётно-экспериментального определения тепловых потоков, которые в дальнейшем использовались в качестве нагрузок для конечноэлементной модели. Описанный метод может быть применён при решении других задач, в тех случаях, когда все физические особенности того или иного процесса до конца неизвестны.

3. Приведен пример применения созданной модели для прогнозирования работоспособности опытной модели катода на токе 50 А.

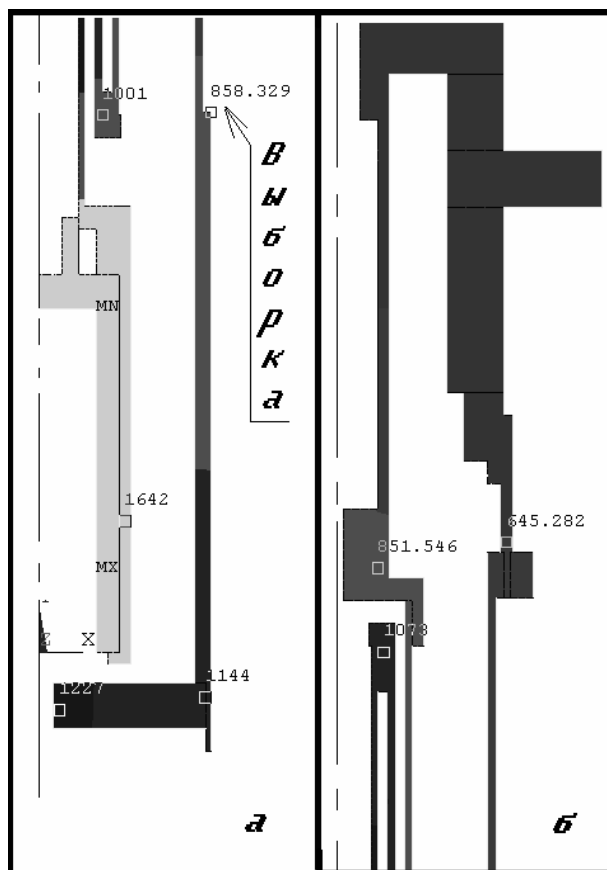


Рис. 7. Геометрия с выборкой на корпусе:
а – область диафрагмы;
б – область МКУ

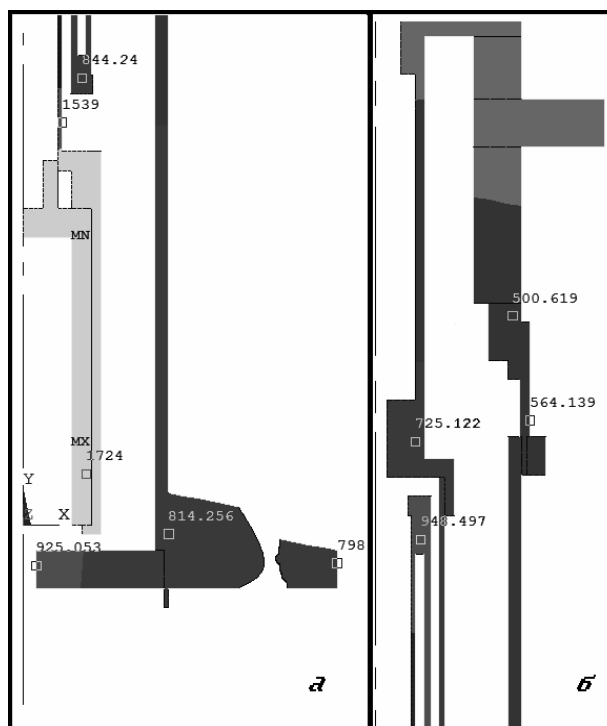


Рис. 8. Геометрия с молибденовым радиатором:
а – область диафрагмы;
б – область МКУ

4. Созданная модель может быть использована для моделирования динамических задач, если задать зависимостей свойств материалов от температуры таблично.

Авторы выражают благодарность Максименко Т. А. и Титову М.Ю. за ценные советы в ходе создания модели.

Литература

1. *Электронная версия руководства к ANSYS – ANSYS – Core, 001252, Fifth Edition, ANSYS Release 5.6, Published November 1999, ANSYS, Inc., ANSYS, Inc. is a UL registered ISO 9001: 1994 Company.*

2. *Конюхов А. В. Основы анализа конструкций в ANSYS : учебное пособие / А. В. Конюхов. – Казань: КГУ, 2001. – 202 с.*

3. *Белан Н. В. Катоды электрореактивных двигателей (Рабочие процессы, конструкции, расчёт) : учебное пособие / Н. В. Белан, А. И. Оранский, Г. К. Бахмет, С. Ю. Нестеренко. – Х.: Харьковский авиационный институт, 1984. – 105 с.*

4. *Мухачёв Г. А. Термодинамика и теплопередача: учебник для авиационных вузов / Г. А. Мухачёв, В. К. Щукин. – М.: Высш. шк., 1991. – 480 с.*

5. *Свойства и применение металлов и сплавов для электровакуумных приборов / Р. Т. Андреева, С.И. Ипатова и др. – М.: Энергия, 1973. – 336 с.*

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры № 402 А. И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского, «ХАИ», Харьков, Украина.

РЕЗУЛЬТАТИ АНАЛІЗУ ТЕПЛОВИХ ПРОЦЕСІВ СИЛЬНОТОЧНИХ КАТОДІВ ПОТУЖНИХ ЕРД

Г.О. Парахін, М.М. Кошелев, А.В. Лоян, О.П. Рибалов

Обґрунтована необхідність створення кінцевоелементної моделі для прогнозування розподілу температур по конструктивних елементах сильнострумових катодів. Розглянуті особливості моделювання радіаційного теплообміну між тонкостінними конструкціями за допомогою метода кінцевих елементів. Описана методика розрахунково-експериментального визначення теплового потоку, який використовується в моделі в якості навантаження. Наведено приклад застосування числової моделі для визначення працездатності експериментального екземпляру катода.

Ключові слова: чисельна модель, сильнострумовий порожнистий катод, теплообмін, розподіл температур.

THE RESULTS OF THERMAL PROCESSES ANALYSIS OF HIGH CURRENT CATHODES FOR POWERFUL ELECTRIC PROULSION THRUSTERS

G.A. Parahin, N.N. Koshelev, A.V. Loyan, O.P. Ribalov

The necessity of finite element thermal model for high current hollow cathode was validated. The features of finite element models with radiative heat exchange and thin-walled elements are reviewed. The procedure of numerically-experimental fitting of heat flow, used as loading for model, is shown. The case of numerical model using for determination of first cathode's model operability is displayed.

Key words: finite element model, high current hollow cathode, heat exchange, temperatures distribution.

Парахин Григорий Александрович – студент факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина. e-mail: grif1988@mail.ru.

Кошелев Николай Николаевич – ст. научный сотрудник каф. 402 Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Лоян Андрей Витальевич – канд. техн. наук, ст. научный сотрудник каф. 402, начальник отдела ЭРДУ Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Рибалов Олег Петрович – мл. научный сотрудник каф. 402 Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 535(023)

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

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

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ СУПЕР-ЧАСТИЦ «ТЕМНОЙ» МАССЫ

Поиск новых источников энергии для современных летательных аппаратов привел к необходимости исследования так называемой «темной» массы и её частиц на предмет их использования в специальных энергетических установках. Решение задачи осуществлено на основе гипотезы би-веществ, в состав которого входят такие частицы, представляющие «темную» массу, как тахион и магнитный монополю. Путем квантово-энергетического моделирования взаимодействия «светящегося» вещества и «темной» массы получены вначале энергетические эквиваленты параметров тахиона и магнитного монополя, а затем и их численные значения, их количества движения и импульсы силы, на предмет использования в силовых установках летательных аппаратов.

Ключевые слова: «темная» масса, би-вещество, тахионная энергия, микро – и суперчастицы.

Введение

Современные летательные аппараты (как аэро так и космические) используют многочисленные устройства, генерирующие энергию и преобразующие её из одних видов в другие. Это, прежде всего, двигатели, ядерные реакторы, солнечные и электрические батареи.

Так, в различных типах двигателей химическая энергия органического вещества преобразуется в тепловую, а затем в механическую энергии движения летательного аппарата.

Сегодня обычные ракетные двигатели (жидкостные или твердотельные) подошли к своему техническому пределу как по скорости истечения газов, так и по количеству запасаемого топлива. По этой причине на существующих принципах вряд ли возможны полеты к другим ближайшим звездным системам, так как классические или даже ядерные двигатели основаны на использовании фундаментального закона сохранения импульса и поэтому обязательно связаны с отбрасыванием массы, запасы которой собственно и определяют дальность полета, в то время как в перспективных системах было бы идеально вообще не отбрасывать массу продуктов сгорания, а использовать принципиально новые виды энергии.

Для решения такой проблемы уже не раз высказывалась идея использования энергии среды, в которой перемещается летательный аппарат. Так, например, лауреат Нобелевской премии, создатель квантовой электродинамики Р. Фейнман [1] высказал предположение что «в вакууме, заключенном в объеме обыкновенной электрической лампочки, энергии такое большое количество, что её хватило бы, чтобы вскипятить все океаны на Земле».

В последнее десятилетие в этом вопросе наметился существенный прорыв. Исследователи космического пространства путем экспериментальной оценки распределения температуры остаточного космического излучения установили, что материя всей Вселенной состоит примерно на 4% из наблюдаемого барионного вещества, на 26% – из «темной» массы и на 70% – из «темной» энергии, природа которых пока не известна [2, 3].

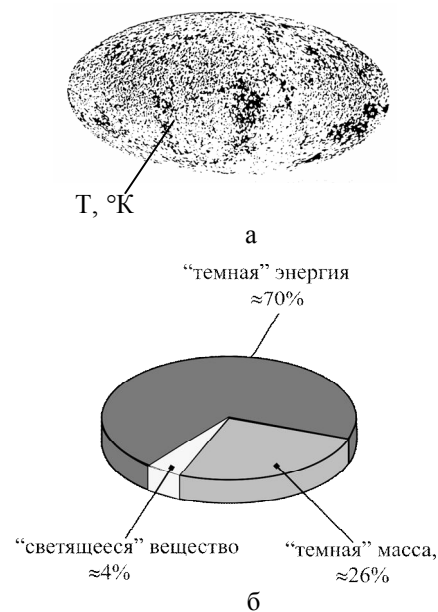


Рис. 1. Соотношение основных источников энергии барионного вещества, «темной» массы и «темной» энергии во Вселенной:
а – распределение температур космического излучения (карты Уилкинсона);
б – материальный баланс во Вселенной [2]

Если рассматривать эти субстанции как источники энергии, то следует отметить, что носи-

телем уже освоенных видов энергии, таких как механическая, тепловая, химическая, электромагнитная и ядерная, является наблюдаемое «светящееся» вещество, составляющее незначительную часть в общем материальном балансе.

Проблема «темной» массы и «темной» энергии стала настолько актуальной, что исследователи в

ряде стран почти одновременно наметили и реализуют большие экспериментальные программы (табл. 1) по доказательству существования вещества, характеризующего «темную» массу, и по оценке его энергетических свойств [3]. Предполагается с помощью различных типов детекторов (табл. 1) обнаружить и исследовать частицу «темной» массы.

Таблица 1

Направления экспериментального исследования «темного» вещества

Проект	Фирма, страна	Год начала	Тип основного детектора	Материал основного детектора
UKDMC	Бубли, Англия	1997	Сцинтилляционный	Йодид натрия
DAMA	Гран-Сассо, Италия	1992	Сцинтилляционный	Йодид натрия
Rosebud	Конфрак, Испания	1998	Криогенный	Оксид алюминия
Picasso	Саберн, Канада	2000	Жидкие капли	Фреон
Simple	Рюстрель, Франция	2001	Жидкие капли	Фреон
DRIFT	Бубли, Англия	2001	Ионизационный	Дисульфид углерода
EdlI–weiss	Фрежго, Франция	2001	Криогенный	Германий
ZEPLIN, I	Бубли, Англия	2001	Сцинтилляционный	
CDMS, II	Соудон, США	2003	Криогенный	Кремний германий
ZEPLIN, II	Бубли, Англия	2003	Сцинтилляционный	Жидкий ксенон
GRESST, II	Гран-Сассо, Италия	2004	Криогенный	Оксид кальция и вольфрама

Столь пристальное внимание к новым субстанциям материального мира объясняется тем обстоятельством, что «темная» масса, которой почти в семь раз больше, чем ныне наблюдаемого «светящегося» барионного вещества, как предполагают, обладает поистине неиссякаемым источником экологически чистой энергии.

Поиском и изучением частиц «темной» массы заняты ведущие научные центры многих стран мира на основе уже существующих теорий и гипотез (рис. 2).



Рис. 2. Вклад фундаментальных теорий и гипотез в исследование различных энергоисточников

Однако в полной мере подобную задачу на основе их исходных положений решить невозможно, поскольку эти теории не допускают скоростей взаи-

модействий, больших скорости света и поэтому успешно работают лишь в области «светящегося» вещества, где релятивистские принципы частично себя оправдывают [4].

Хотя гипотезы эфира и «физического вакуума» хотя и направлены на исследование «темной» энергии и «темной» массы, однако до сих пор остается неясным, какую же из этих принципиально разных субстанций они идентифицируют.

Лишь классическая механика и газотермодинамика продолжают сохранять возможность системно решить эту фундаментальную проблему [5].

1. Постановка задач и исследований

Достижение этой цели в работе предполагается осуществить на основе новой гипотезы существования би-вещества [6], образованного барионными и тахионными квантами, находящимися в энергетическом взаимодействии, путем решения следующих задач:

– на основе законов классической механики и термодинамики сформировать модели энергетического взаимодействия квантов «светящегося» вещества и «темной» массы;

– с помощью таких моделей получить энергетические эквиваленты параметров вещества и исследовать квант «темной» массы как носитель энергии;

– количественно оценить влияние его энергии на свойства вещества в условиях гравитационного и электромагнитного взаимодействий с учетом термодинамических условий.

2. Решение поставленных задач

Исходя из факта существования в природе наблюдаемой и оптически ненаблюдаемой масс, в этом разделе предложена гипотеза би-вещества

(рис. 3), состоящего из барионного и тахионного квантов, каждый из которых обладает потенциальной ($E_{пб}$, $E_{пт}$) и кинетической ($E_{кб}$, $E_{кт}$) энергиями, а часть энергии ($\Delta E_{б}$, $\Delta E_{т}$) они затрачивают на взаимодействие друг с другом (рис. 4).

При этом барионный квант (б) идентифицирует наблюдаемое «светящееся» вещество со всеми установленными на сегодня физическими параметрами: массой ($M_{б}$), температурой ($T_{б}$), давлением ($P_{б}$) и максимальной скоростью взаимодействия – скоростью света C .

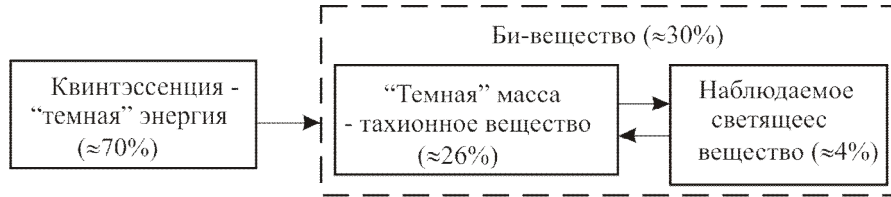


Рис. 3. Структурный состав би-вещества

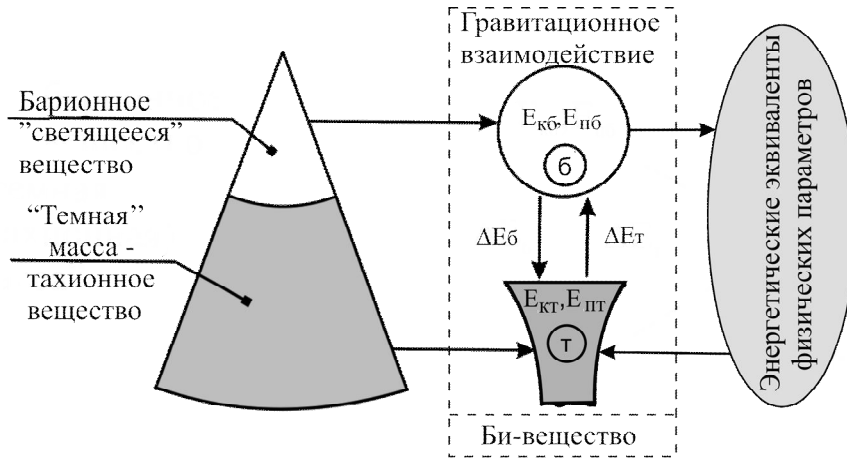


Рис. 4. Квантово-энергетическая модель взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов:

$E_{к}$ и $E_{п}$ – кинетические и потенциальные энергии квантов;

$\Delta E_{б,т}$ – работы квантов, затрачиваемые на взаимодействие

Тахионный же квант [6] представляет собой «темную» массу со скоростями гравитационного взаимодействия, большими скорости света.

На основе такого подхода введено понятие потенциалов взаимодействия:

– барионного кванта

$$\gamma_{б} = \frac{\Delta E_{б}}{E_{кб}} = \frac{E_{кб} - E_{пб}}{E_{кб}}, \quad (1)$$

– тахионного кванта

$$\gamma_{т} = \frac{\Delta E_{т}}{E_{кт}} = \frac{E_{кт} - E_{пт}}{E_{кт}}, \quad (2)$$

а величина кинетической энергии $E_{к}$, которой обладает каждый из взаимодействующих квантов, представлена максимальной ко всем остальным видам энергии в виде

$$E_{к} = f_{м} \cdot f_{v}^2, \quad (3)$$

$$f_v = \frac{f_R}{f_t}, \quad (4)$$

где $f_{м}$ – энергетические зависимости, определяющие массы квантов; f_v – зависимости, определяющие скорости передачи энергетического взаимодействия,

В выражение (4) входят:

f_R – энергетические зависимости, определяющие пространство между взаимодействующими квантами;

f_t – энергетические зависимости, определяющие времена передачи взаимодействия каждым квантом.

Величины, аналогичные потенциальным энергиям, выражены через потенциалы взаимодействующих квантов и через энергетические зависимости масс и расстояний:

$$E_{пб} = \frac{f_{кб}}{\gamma_б} f_{мт}; \quad (5)$$

$$E_{пт} = \frac{f_{рт}}{\gamma_т} f_{мб}. \quad (6)$$

Работы взаимодействующих квантов определены из условий сохранения энергий, которые представлены в виде, аналогичном первому началу термодинамики:

$$\Delta E_б = E_{кб} - E_{пб}; \quad (7)$$

$$\Delta E_т = E_{кт} - E_{пт}. \quad (8)$$

Использование таких зависимостей, принципа суперсимметрии, а также второго закона термодинамики позволило идентифицировать все основные параметры (массы, скорости, плотности и т.д. и т.п.) взаимодействующих квантов в виде их энергетических эквивалентов. При этом энергетическое измерение получили все изначальные величины в системе СИ, т.е. массы (кг), радиусы (м) и времена взаимодействий (с), а затем и все другие производные параметры, такие, как скорость (м·с⁻¹), объемы (м³), плотности (кг·м⁻³) и т.п. Часть таких энергетических эквивалентов приведена в табл. 2.

Таблица 2

Энергетические эквиваленты параметров барионного (б) и тахионного (т) квантов

Параметры квантов	Энергетические эквиваленты физических параметров	Единицы измерения:	
		в системе СИ	в долях энергий
Радиусы взаимодействия квантов	$R_б(E) = \frac{E_{пб}^{3/4} E_{пт}^{3/4} \Delta E_т^{3/2}}{E_{кб}^{3/2} E_{кт}^{1/2} \Delta E_т^{1/2}}; R_т(E) = \frac{E_{пб}^{3/4} E_{пт}^{3/4} \Delta E_б^{1/2} \Delta E_т^{1/2}}{E_{кб}^{3/2} E_{кт}^{1/2}}$	м	$\frac{\pi^{3/2} p}{\kappa^2}$
Массы взаимодействующих квантов	$M_б(E) = \frac{E_{пт}^{1/4} E_{кб}^{3/2} \Delta E_т^{3/2}}{E_{пб}^{3/4} E_{кт}^{1/2} \Delta E_б^{1/2}}; M_т(E) = \frac{E_{пб}^{1/4} E_{кт}^{1/2} \Delta E_т^{1/2} \Delta E_б^{1/2}}{E_{пт}^{3/4}}$	кг	$\frac{\kappa}{\pi^{1/2}}$
Силы взаимодействия	$F_б(E) = F_т(E) = \frac{E_{кб}^{3/2} \cdot E_{кт}^{1/2} \cdot \Delta E_т^{1/2}}{E_{пб}^{3/4} \cdot E_{пт}^{3/4} \cdot \Delta E_б^{1/2}}$	Н	$\frac{\kappa^2}{\pi^{3/2}}$
Средние плотности	$\rho_б(E) = \frac{E_{кб}^6 E_{кт} \Delta E_т^2}{E_{пб}^3 E_{пт}^2 \Delta E_б^5}; \rho_т(E) = \frac{E_{кб}^5 E_{кт}^2}{E_{пб}^2 E_{пт}^3 \Delta E_б^2 \Delta E_т}$	кг/м ³	$\frac{\kappa^7}{\pi^5 p^3}$
Времена передачи взаимодействий	$\tau_б(E) = \frac{E_{пб}^{3/8} E_{пт}^{7/8} \Delta E_б^{5/4}}{E_{кб}^{5/4} E_{кт}^{3/4} \Delta E_т^{1/4}}; \tau_т(E) = \frac{E_{пб}^{7/8} E_{пт}^{3/8} \Delta E_б^{1/4} \Delta E_т^{3/4}}{E_{кб}^{5/4} E_{кт}^{3/4}}$	с	$\frac{\pi^{5/4} p}{\kappa^2}$
Скорости передачи взаимодействий	$v_б(E) = \frac{E_{пб}^{3/8} E_{кт}^{1/4} \Delta E_б^{1/4}}{E_{пт}^{1/8} E_{кб}^{1/4} \Delta E_т^{1/4}}; v_т(E) = \frac{E_{пт}^{3/8} E_{кб}^{1/4} \Delta E_т^{1/4}}{E_{пб}^{1/8} E_{кт}^{1/4} \Delta E_б^{1/4}}$	м/с	$\pi^{1/4}$
Давления в квантах	$P_б(E) = \frac{E_{кб}^{9/2} E_{кт}^{3/2} \Delta E_т^{3/2}}{E_{пб}^{9/4} E_{пт}^{9/4} \Delta E_б^{7/2}}; P_т(E) = \frac{E_{кб}^{9/2} E_{кт}^{3/2}}{E_{пб}^{9/4} E_{пт}^{9/4} \Delta E_б^{3/2} \Delta E_т^{1/2}}$	Па	$\frac{\kappa^6}{\pi^{9/2} p^2}$
Температуры квантов	$T_б(E) = E_{пб} E_{кт} \Delta E_б; T_т(E) = E_{пт} E_{кб} \Delta E_т$	К	пкр
Универсальные газовые постоянные	$R_{мб}^r(E) = \frac{E_{пт}^{1/4} E_{кб}^{3/2} \Delta E_т^{1/2}}{E_{пб}^{3/4} E_{кт}^{1/4} \Delta E_б^{1/4}}; R_{мт}^r(E) = \frac{E_{пб}^{1/4} E_{кб}^{1/2} E_{кт}^{3/4} \Delta E_т^{1/2}}{E_{пт}^{3/4} \Delta E_б^{1/4}}$	$\frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{моль}}$	$\frac{\kappa^{5/4} p^{1/4}}{\pi^{1/2}}$

• Здесь π , κ , p – индексы потенциальной (π), кинетической (κ) энергий и работы (p), затрачиваемой на взаимодействие квантов би-вещества.

Анализ полученных зависимостей показал, что каждый из параметров рассматриваемых квантов имеет свой индивидуальный эквивалент взаимодействующих энергий. Но есть и такие, как числа Авогадро, газовые постоянные и силы взаимодействия, которые полностью идентичны как в барионном, так и тахионном квантах. Эти

константы и принято считать фундаментальными.

Для численной оценки параметров «светящегося» вещества и «темной» массы предложен принципиально новый метод с учетом влияния термодинамических условий на свойства и параметры обеих составляющих вещества в гравитационном и электромагнитном взаимодействиях (рис. 5).

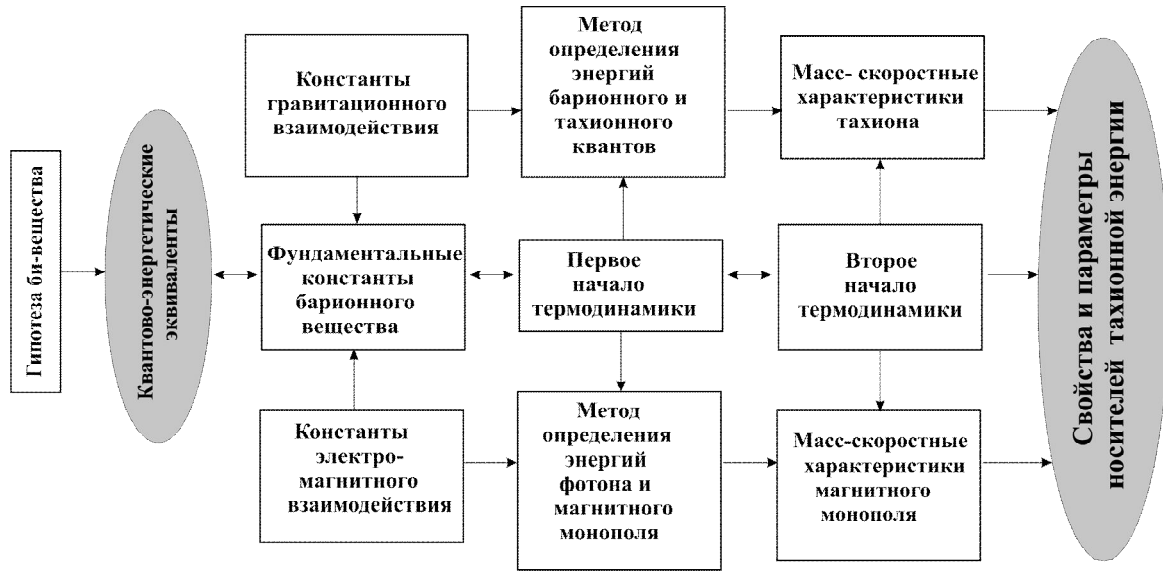


Рис. 5. Схема количественной оценки параметров тахионной энергии и влияния на свойства ее носителей –тахиона и магнитного монополя

Этот метод базируется на использовании квантово-энергетических эквивалентов (см. табл. 2), закона сохранения энергий в каждом из квантов ($\Delta E = E_k - E_n$), а также численных значений фундаментальных констант, таких, как число Авогадро (N_A), универсальная газовая постоянная (R_m^r), число Лошмидта (N_L), нормальная температура (T_6), и известных констант электромагнитного взаимодействия.

Ключевым моментом в реализации предложенного метода является составление исходных систем уравнений, сочетающих энергетические эквиваленты отмеченных выше констант и их численные значения, найденные ранее экспериментальным путем.

Так, для гравитационного взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов сформирована следующая система:

$$\left\{ \begin{aligned} N_{Ab} &= \frac{E_{пб}^{1/4} \cdot E_{пт}^{1/4} \cdot E_{кб}^{3/2} \cdot E_{кт}^{3/4} \cdot \Delta E_t^{1/2}}{\Delta E_6^{1/4}} = \\ &= 6,022045 \cdot 10^{23}, \text{ моль}^{-1}; \\ N_{L6} &= \frac{E_{кб}^{9/2} \cdot E_{кт}^{3/2} \cdot \Delta E_t^{3/2}}{E_{пб}^{9/4} \cdot E_{пт}^{9/4} \cdot \Delta E_6^{9/2}} = 2,686754 \cdot 10^{25}; \\ R_{m6}^r &= \frac{E_{пт}^{1/4} \cdot E_{кб}^{3/2} \cdot \Delta E_t^{1/2}}{E_{пб}^{3/4} \cdot E_{кт}^{1/4} \cdot \Delta E_6^{1/4}} = \\ &= 8,31441, \text{ Дж / К} \cdot \text{моль}; \\ T_6 &= E_{пб} \cdot E_{кт} \cdot \Delta E_6 = 273,15, \text{ К}; \\ \Delta E_6 &= E_{кб} - E_{пб}; \\ \Delta E_t &= E_{кт} - E_{пт}, \end{aligned} \right. \quad (9)$$

решение которой позволило определить значения энергий E_6 и E_t , с помощью эквивалентов, приве-

денных в табл. 2, и все другие физические параметры рассматриваемых квантов при нормальных значениях P_6 и T_6 (табл. 3).

Очевидно, что квант «темной» массы обладает колоссальной ($E_{кт} = E_{пт} = 7,7850123 \cdot 10^{71}$ Дж) энергией, которую принято называть тахионной, поскольку этой энергией является тахион, те. квант «темной» массы. Его энергия предопределяет параметры самого тахиона, а также свойства и параметры барионного «светящегося» вещества. Следует лишь подчеркнуть, что приведенные в табл. 2 численные значения получены при нормальных (околоземных) величинах температуры $T_6 = 273,15$ К и давления $P_6 = 101325,52$ Па.

В других термодинамических условиях прежде всего изменяются величины энергий квантов. В работах [6, 7] представлены модели и произведена количественная оценка кинетических и потенциальных энергий взаимодействующих квантов в условиях изобарического, изохорического и изотермического процессов. Так, в табл. 4 приведено изменение энергетических параметров кванта «темной» массы по мере снижения температуры T_6 в диапазоне $T_6 = 6,59 \cdot 10^{30} \dots 273,15$ К.

Изменения энергий и газовой постоянной оказывают существенное влияние и на все другие параметры как «светящегося» вещества, так и «темной» массы, что нетрудно оценить с помощью энергетических эквивалентов, приведенных в табл. 2.

Так, например, масса «темного» кванта (M_t) в диапазоне температур от Большого взрыва до нормальных значений T_6 уменьшается примерно на 15 порядков (рис. 6).

Таблица 3

Численные значения параметров в «светящемся» веществе (б) и кванте «темной» массы (т) в условиях гравитационного взаимодействия

Физические параметры	Единицы измерения	Численные значения	
		в барионном кванте (б)	в тахионном кванте (т)
Энергии: – кинетическая – потенциальная – работа	Дж	$E_{кб}=3,771279 \cdot 10^{-21}$ $E_{пб}=9,3036834 \cdot 10^{-50}$ $\Delta E_б=3,771279 \cdot 10^{-21}$	$E_{кт}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $E_{пт}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $\Delta E_т=2,246108 \cdot 10^{-21}$
Массы	кг	$M_б=1,1295258 \cdot 10^{-12}$	$M_т=2,786545 \cdot 10^{-41}$
Плотности	кг/м ³	$\rho_б=3,0347717 \cdot 10^{13}$	$\rho_т=3,5437745 \cdot 10^{-15}$
Давления	Па	$P_б=101324,92$	$P_т=285648,19$
Температуры	К	$T_б=273,151106$	$T_т=6,59445166 \cdot 10^{30}$
Радиусы взаимодействий	м	$R_б=3,338079 \cdot 10^{-9}$	$R_т=1,9885362 \cdot 10^{-9}$
Времена прохождения взаимодействий	с	$\tau_б=5,7782481 \cdot 10^{-5}$	$\tau_т=1,189703 \cdot 10^{-65}$
Силы взаимодействия	Н	$F_б = F_т = 1,1295285 \cdot 10^{-12}$	
Газовые постоянные	Дж/кг·К	$R_б^г = R_т^г = 1,2223218 \cdot 10^{-11}$	
Постоянные Авогадро N_A	Моль ⁻¹	$N_{Аб} = N_{Ат} = 6,022045 \cdot 10^{23}$	
Мольные массы	кг/моль	$M_{мб}=6,802215 \cdot 10^{-11}$	$M_{мт}=1,678087 \cdot 10^{-17}$

Таблица 4

Изменение энергии частицы «темной» массы (т) при остывании вещества ($P_б=101325, 52$ Па)

$T_б, K$	273,15	$1,0872474 \cdot 10^8$	$3,5356988 \cdot 10^{26}$	$6,5944125 \cdot 10^{30}$
$E_{пт}, Дж$	$7,7850123 \cdot 10^{71}$	$4,9129246 \cdot 10^{64}$	$7,7626475 \cdot 10^{40}$	$2,506737 \cdot 10^{35}$
$E_{кт}, Дж$	$7,7850123 \cdot 10^{71}$	$4,9129246 \cdot 10^{64}$	$7,7626475 \cdot 10^{40}$	$2,506737 \cdot 10^{35}$
$\Delta E_т, Дж$	$2,2461661 \cdot 10^{-21}$	$2,2461661 \cdot 10^{-21}$	$2,2461661 \cdot 10^{-21}$	$2,2466116 \cdot 10^{-21}$
$R^г, Дж/кг·К$	$1,22232 \cdot 10^{-11}$	$7,7131361 \cdot 10^{-15}$	$2,0363929 \cdot 10^{-25}$	$7,3868888 \cdot 10^{-28}$

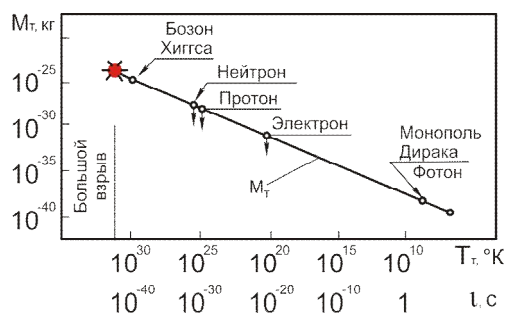


Рис. 6. Температурно-временные параметры образования некоторых частиц вещества из кванта «темной» массы ($M_т$)

Уменьшение $M_т$ связано с тем, что из неё образуются все известные и неизвестные частицы [8].

Анализ полученных на такой основе параметров показал, что по мере уменьшения температуры $T_б$ из кванта «темной» массы ($M_т$) (рис. 6) формируются:

при $T_б=6,594 \cdot 10^{30}$ К – масса бозона Хиггса

$$m_x = 4,6110956 \cdot 10^{-25} \text{ кг};$$

при $T_б=3,446 \cdot 10^{26}$ К – масса протона

$$m_p = 1,674946 \cdot 10^{-27} \text{ кг};$$

при $T_б=6,862 \cdot 10^{20}$ К – масса электрона

$$m_e = 9,1095109 \cdot 10^{-31} \text{ кг};$$

при $T_6=5,739 \cdot 10^6$ К – масса фотона
 $m_\phi=8,2234832 \cdot 10^{-39}$ кг.
 $m_m=8,2234832 \cdot 10^{-39}$ кг – масса монополя Дирака
 Квантово-энергетический метод (рис. 5) позво-
 лил системно оценить наиболее важные параметры

как уже известных, так и неизвестных параметров
 частиц «темной» массы, в частности вычислить
 масс-скоростные характеристики микрочастиц
 (табл. 5), которые предопределяют их энергетиче-
 ские возможности.

Таблица 5

Масс-скоростные характеристики микрочастиц
 «светящегося» вещества и «темной» массы ($T_6=273,15$ К, $P_6=101325,52$ Па)

Кванты	Частицы	Численные значения масс, кг	Численные значения скоростей взаимодействия, м/с
«Светящееся» вещество	Электрон	$m_e=9,1093897 \cdot 10^{-31}$	$v_e=2187690 \dots 273461$
	Протон	$m_p=1,672623 \cdot 10^{-27}$	$v_p=8,45372 \cdot 10^{-57}$
	Нейтрон	$m_n=1,6749287 \cdot 10^{-27}$	$v_n=1,4185022 \cdot 10^{18}$
	Фотон	$m_\phi=8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$v_\phi=2,9979246 \cdot 10^8$
«Темная» масса	Магнитный монополь	$m_m=8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$v_m=1,102735 \cdot 10^{19}$
	Тахион	$m_t=2,786545 \cdot 10^{-41}$	$v_t=1,671146 \cdot 10^{56}$

В затемненных столбцах и строчках приведены
 ранее ненаблюдаемые параметры исследуемых час-
 тич «светящегося» вещества и суперчастиц «тем-
 ной» массы.

Таким образом, квантово-энергетическое моде-
 лирование взаимодействия «светящегося» вещества
 и «темной» массы позволило подойти к ответам на
 два фундаментальных вопроса:

- из чего образовалась масса и в частности
 массы микро – и суперчастиц (рис. 5) и
- каким энергетическими взаимодействиями
 обладают суперчастицы «темной» массы.

Выводы

В работе представлено решение фундамен-
 тальной научной проблемы – количественной оцен-
 ки энергетических возможностей микрочастиц, об-
 разующих так называемую «темную» массу, т.е.
 тахиона и магнитного монополя.

Решение такой задачи осуществлено на основе
 гипотезы би-вещества, состоящего из барионного и
 тахионного квантов, каждый из которых обладает
 кинетической ($E_{кб}$, $E_{кт}$) и потенциальной ($E_{пб}$, $E_{пт}$) энергиями, а также затрачивает часть энергии (ΔE_b , ΔE_t) на взаимодействие друг с другом.

При этом под барионным квантом понимается
 минимальная порция уже известного «светящегося»
 вещества со скоростями передачи взаимодействий,
 равными или меньшими скорости света, а тахион-
 ный квант является порцией ранее ненаблюдаемого
 вещества – «темной» массы со скоростями взаимо-
 действия, большими скорости света.

На основе такой гипотезы, а также исполь-
 зования основных законов классической механики
 и первых двух начал термодинамики в работе
 сформированы квантово-энергетические модели,
 позволившие все физические параметры микро-
 и суперчастиц, такие, как их массы, плотности и
 температуры, скорости передачи взаимодействий
 и т.п., представить в виде их энергетических эк-
 вивалентов, через значения $E_{кб}$, $E_{пб}$, $E_{кт}$, $E_{пт}$, ΔE_b и
 ΔE_t .

С помощью таких моделей установлено сле-
 дующее:

– квант «темной» массы действительно обла-
 дает всеми признаками вещества и образован двумя
 суперчастицами:

• тахионом с массой $m_t=2,780545 \cdot 10^{-41}$ кг и ско-
 ростью взаимодействия $v_t=4,671146 \cdot 10^{56}$ м/с и

• магнитным монополем с массой
 $m_m=8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг и скоростью взаимодействия
 $v_m=1,102735 \cdot 10^{19}$ м/с;

– по энергетическим свойствам, т.е. по величи-
 не кинетической и потенциальной энергий, квант
 «темной» массы превосходит «светящееся» вещест-
 во примерно на 70...100 порядков, т.е. обладает ко-
 лоссальной энергией $E_{кт}=E_{пт}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ Дж, ко-
 торую и принято называть тахионной.

Полученные результаты дают основание счи-
 тать «темную» массу новым, поистине неисчерпае-
 мым, источником энергии, намного превосходящим
 все уже известные виды энергии, что открывает
 возможность её применения в энергетических уста-
 новках современных летательных аппаратов.

Литература

1. Фейнман Р. Квантовая электродинамика – странная теория света и вещества / Р. Фейнман. – М.: Наука, 1988. – 144 с.
- Ксанфомалити Л. Темная Вселенная / Л. Ксанфомалити // Наука и жизнь. – 2005. – № 5. – С. 58-68.
2. Ройзен Н. Новый сюрприз Вселенной: темная энергия / Н. Ройзен // Наука и жизнь. – 2008. – № 3. – С. 52-68.
3. Shalyapin P.M. Физический квантовый вакуум как источник электромагнитной энергии / P.M. Shalyapin // Новая энергетика. – СПб., 2002. – Вып. 6 (9). – С. 14-23.
4. Барашенков В.С. Тахионы. Частицы, движущиеся со скоростями, больше скорости света / В.С. Барашенков // УФН. – 1974. – Т. 114. – С. 81-92.
5. Толмачев Н.Г. Гипотеза би-вещества как источника тахионной энергии / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5(52). – С. 77-84.
6. Толмачев Н.Г. Определение параметров фотона и магнитного монополя в их электромагнитном взаимодействии / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 3 (50). – С. 79-84.
7. Толмачев Н.Г. Масс-скоростные и частотные характеристики носителей тахионной энергии / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10 (67) – С. 203-207.

Поступила в редакцию 1. 06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Трофимов, Авиационный научно-технический комплекс «Антонов», Киев, Украина

ЕНЕРГЕТИЧНІ ПАРАМЕТРИ СУПЕР-ЧАСТОК „ТЕМНОЇ” МАСИ

М.Г. Толмачов

Пошук нових джерел енергії для сучасних літальних апаратів спричинив необхідність дослідження так званої «темної» маси та її часток на предмет їхнього використання в спеціальних енергетичних установках. Вирішення завдання здійснено на основі гіпотези бі-речовин, до складу якої входять такі частки, що представляють «темну» масу, як тахіон і магнітний монопол. Шляхом квантово-енергетичного моделювання взаємодії «світної» речовини й «темної» маси отримані спочатку енергетичні еквіваленти параметрів тахіону й магнітного монополя, а потім їхні чисельні значення, їх кількості руху й імпульси сили, на предмет використання у силових установках літальних апаратів.

Ключові слова: «темна» маса, бі-речовина, тахіонна енергія, мікро – і суперчастки.

ENERGY PARAMETERS OF DARK MASS PARTICLES

N.G. Tolmachev

Search of new energy sources for modern aircraft has resulted in necessity of research of so-called dark mass and its particles for their use in special power installations. Solution of the problem is carried out on the base of bi-substance hypothesis, in which structure such particles representing dark mass as tachyon and magnetic monopole enter. By quantum-energy modeling of luminous matter and dark mass interaction, initially tachyon and a magnetic monopole parameters energy equivalents are obtained, and then their numerical values, their momenta and impulses of force, for use in power installations of aircraft.

Key words: dark mass, bi-substance, tachyon energy, micro and super particles.

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 539.4

Н.П. ВЕЛИКАНОВА, П.Г. ВЕЛИКАНОВ

*Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева «КАИ», Россия***ИЗМЕНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ДИСКОВ
ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД В ПРОЦЕССЕ ДЛИТЕЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

В процессе длительной эксплуатации авиационных двигателей происходит износ деталей проточной части и вследствие этого ухудшаются их параметры. Это оказывает влияние на уровень нагруженности деталей двигателей и, в частности, на нагруженность таких его основных деталей как диски турбин. Кроме этого, по мере увеличения эксплуатационной наработки происходит изменение механических свойств и долговечности по параметру МЦУ материала дисков. В работе дана количественная оценка изменения запасов прочности и долговечности диска турбины в пределах эксплуатационной наработки 16000 часов.

Ключевые слова: диск, турбина, двигатель, гражданская авиация, прочность, малоцикловая усталость, ресурс, надежность.

Введение

В процессе длительной эксплуатации диски турбин авиационных ГТД подвергаются циклическому термомеханическому нагружению. В связи с тем, что в авиации имеют место жесткие весовые требования к конструкции деталей, диски турбин как правило, являются высоконагруженными деталями. Действующие в них статические напряжения, особенно в зонах концентрации напряжений, превышают предел пропорциональности их материала, и в процессе циклического нагружения, характерного для авиационных двигателей, в опасном сечении дисков происходит накопление пластических деформаций, которое может привести к образованию трещин малоциклового усталости. Под действием высоких напряжений и температуры в процессе эксплуатации происходит изменение механических характеристик материала дисков турбин [1].

Опыт эксплуатации отечественных и зарубежных авиационных двигателей показывает, что характеристики их в процессе выработки ресурса ухудшаются. Ухудшение характеристик происходит в основном в результате непрерывного износа деталей. Причиной износа являются механические и тепловые воздействия рабочего тела, сопровождающиеся выработкой воздушных и газовых уплотнений, эрозией и коррозией лопаток компрессора и турбины, изменением размеров проточной части двигателя, а также загрязнением его газозооного тракта. Вследствие этого изменяются основные параметры двигателя – уменьшается тяга двигателя, увеличивается скольжение роторов [2, 3]. Следовательно, в процессе эксплуатации изменяется и напряженно-деформированное состояние деталей турбин.

Из этого следует, что в процессе длительной эксплуатации изменяются запасы прочности и долговечности, которые являются характеристиками прочностной надежности.

Так как диски турбин представляют собой детали, разрушение которых приводит к опасным последствиям для самолета, то оценка их прочностной надежности на разных этапах эксплуатационной наработки является актуальной задачей.

Объектом исследования в данной работе является наиболее нагруженный диск турбины авиационного ГТД для гражданской авиации, эксплуатирующийся на двигателях НК-86 конструкции Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова. Материал диска – жаропрочный сплав на никелевой основе ЭИ698-ВД.

1. Условия нагружения

При проведении расчетной оценки напряженного состояния диска турбины рассматривалась нагруженность от центробежных сил и неравномерного нагрева. Диск турбины рассчитывался при максимально возможной частоте вращения ротора при работе двигателя на взлетном режиме. Температура диска принималась по данным термометрирования на контурных двигателях в момент достижения максимального температурного перепада между ободом и ступицей диска.

Закон изменения температуры от ступицы к ободу диска принят линейным. Граничные условия на контурах диска задавались в напряжениях: на внешнем контуре задавали радиальные напряжения от центробежных сил лопаток и замковых частей обода диска; на внутреннем контуре напряжения

равнялись нулю, так как центральное отверстие диска свободно от нагрузки.

Характеристики материала диска – сплава ЭИ698-ВД приняты по данным ВИАМ.

Расчетное исследование напряженно-деформированного состояния диска определялось методом конечных элементов с использованием конечного элементного комплекса ANSYS.

В результате расчета методом конечных элементов было установлено, что максимальные упругие окружные напряжения в опасном сечении диска составляют

$$\sigma_{\Sigma}^e = 1272 \text{ МПа},$$

эквивалентные упругие напряжения –

$$\sigma_{\text{ЭКВ}}^e = \sigma_i^e = 1203 \text{ МПа},$$

эквивалентные упругопластические напряжения –

$$\sigma_{\text{ЭКВ}}^p = \sigma_i^p = 783 \text{ МПа}.$$

Для определения циклической долговечности диска использовалось уравнение Мэнсона [4]:

$$\Delta \varepsilon = 3,5 \frac{(\sigma_B - \sigma_m)}{E} N_p^{-0,12} + \left(\ln \left(\frac{1}{1 - \psi} \right) \right)^{0,6} N_p^{-0,6}, \quad (1)$$

где $\Delta \varepsilon$ – размах упругопластической деформации;

σ_B – предел прочности материала диска;

σ_m – среднее напряжение в цикле;

E – модуль упругости Юнга материала диска;

ψ – относительное сужение;

N_p – число циклов нагружения до образования трещин малоциклового усталости.

Для определения параметров цикла упругопластического деформирования материала диска $\Delta \varepsilon$ и σ_m использована предложенная в работе [5] схематизированная диаграмма построения цикла упругопластического деформирования материала диска. Расчет циклической долговечности диска выполнялся по программе, разработанной в ЦИАМ.

2. Влияние эксплуатационной наработки на параметры работы двигателя

В процессе длительной эксплуатации происходит изменение состояния деталей проточной части двигателя и, как следствие, ухудшение параметров работы двигателя. Для двигателя НК-86 в соответствии с законом регулирования частота вращения ротора турбины поддерживается постоянной, а температура газов растет.

Количественно это выражается следующими соотношениями [3]:

$$\begin{cases} \overline{\Delta n} = 0; \\ \Delta t_6^* = 0,687 \tau^{0,3765}, \end{cases} \quad (2)$$

где $\overline{\Delta n}$ – приращение среднего значения частоты вращения ротора турбины;

Δt_6^* – приращение среднего значения температуры газов за турбиной;

τ – эксплуатационная наработка в часах.

При проведении капитального ремонта параметры работы двигателя восстанавливаются до исходного уровня, т.е. до тех значений, с которыми двигатель начинал летную эксплуатацию.

3. Влияние эксплуатационной наработки на механические свойства и циклическую долговечность материала диска

Длительная эксплуатационная наработка способствует накоплению пластических деформаций в опасном сечении диска, вызывает деформационное старение материала. Это приводит к изменению механических свойств материала, особенно к снижению его пластических характеристик [1, 6]. Прочностные характеристики материала диска, такие, как предел прочности и предел текучести, остаются неизменными. Сопротивление материала дисков малоциклового усталости в процессе наработки снижается [7], т.к. эта характеристика зависит от уровня пластичности материала.

Для количественной оценки снижения пластичности материала диска была построена регрессионная модель:

$$\overline{\Psi}_{\tau} = \overline{\Psi}_{\text{исх}} \tau^{-0,0176}, \quad (3)$$

где $\overline{\Psi}_{\text{исх}}$ – среднее значение относительного сужения сплава ЭИ698-ВД в исходном состоянии;

τ – эксплуатационная наработка в часах.

4. Запасы прочности и циклической долговечности дисков турбин как характеристики прочностной надежности и их изменение в процессе эксплуатации

Для оценки прочности и надежности дисков в течение требуемого ресурса действующие в диске напряжения и число циклов нагружения сравнивают с предельными значениями, допустимыми для их материала. Отношение предельного значения любого из этих параметров к действующему в конструкции представляет собой коэффициент запаса K_p по данному параметру p .

Запасы прочности дисков регламентируются специальными нормами. При оценке прочности и циклической долговечности запасы K сравнивают с минимально допустимой величиной.

Для рассматриваемой конструкции диска запас прочности по напряжениям определяется соотношением:

$$\hat{E}_{\sigma} = \sigma_B / \sigma_i, \quad (4)$$

так как температура в опасном сечении не превышает $t=150^{\circ}\text{C}$ и вместо $\sigma_{\text{дл}}$ можно использовать σ_B .

Для дисков турбины авиационных двигателей регламентируется также запас по циклической долговечности:

$$\hat{E}_N = N_p / N, \quad (5)$$

где N_p – число циклов до образования трещин малоциклового усталости; N – число циклов нагружения в процессе эксплуатации.

Для выбранных уровней эксплуатационной наработки проведена оценка запасов прочности и долговечности с учетом зависимостей (1)...(5).

В табл. 1, 2 приведены результаты расчета.

Таблица 1
Результаты расчета

Наработка	$\tau=0$	$\tau=5000\text{ч}$	$\tau=10500\text{ч}$	$\tau=16000\text{ч}$
n , об/мин	5500			
Δt , $^{\circ}\text{C}$	227	235	236	236
σ_{Σ}^e , МПа	1272	1286	1288	1288
σ_i , МПа	783	785	786	786
σ_B , МПа	1240			
K_{σ}	1,58	1,579	1,577	1,577

Таблица 2
Результаты расчета

Наработка	$\tau=5000\text{ч}$	$\tau=10500\text{ч}$	$\tau=16000\text{ч}$
ψ , %	26,2	25,9	25,7
N_p , цикл	24800	24700	24500
N_q , цикл	2500	5250	8000
K_N	9,92	4,7	3,06

Из результатов расчета следует, что для рассматриваемой конструкции диска турбины запас по статическим напряжениям K_{σ} в процессе длительной эксплуатации практически не изменяется. Для этой конструкции диска определяющим фактором является сопротивление малоциклового усталости: запас диска по циклической долговечности K_N в процессе эксплуатации изменяется более, чем в 3 раза при увеличении наработки с 5000 до 16000 часов.

Выводы

При оценке работоспособности дисков турбин авиационных двигателей необходимо учитывать изменение их нагруженности и механических свойств материала в процессе длительной эксплуатации.

Литература

1. Великанова Н.П. Влияние длительной эксплуатационной наработки на характеристики долговечности жаропрочных сплавов для деталей турбин / Н.П. Великанова, Н.А. Протасова // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2008. – № 3. – С. 41-45.
2. Влияние наработки в летной эксплуатации на изменение характеристик ТРДД / А.А. Мухин, Е.Д. Нестеров, Э.Л. Симкин, Г.С. Перевозкин // Испытания авиационных двигателей. Межвуз. научн. сб. № 3. – Уфа, 1975. – С. 180-187.
3. О влиянии наработки в летной эксплуатации на ухудшение параметров двухконтурных турбореактивных двигателей / А.П. Буточников, Е.Д. Нестеров, С.С. Акимов, Э.Л. Симкин // Труды ЦИАМ. – 1975. – № 731. – С. 11.
4. Мэнсон С. Температурные напряжения и малоцикловая усталость / С. Мэнсон; пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1975. – 344 с.
5. Демьянушко И.В. Определение циклической долговечности при проектировании роторов авиационных ГТД / И.В. Демьянушко, Ю.М. Темис // В сб.: Проблемы прочности и динамики в авиадвигателестроении. – 1982. – Вып. 2. – С. 24-38 (ЦИАМ. Труды № 996).
6. Демьянушко И.В. Прочность и долговечность дисков авиационных двигателей и энергетических установок. Учебн. пос. / И.В. Демьянушко, Н.П. Великанова. – Казань, КГТУ им. А.Н. Туполева, 2008. – 143 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Б.Г. Мингазов, Казанский государственный технический университет, Казань.

ЗМІНА ХАРАКТЕРИСТИК МІЦНІСНОЇ НАДІЙНОСТІ ДИСКІВ ТУРБІН АВІАЦІЙНИХ ГТД В ПРОЦЕСІ ТРИВАЛОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Н.П. Великанова, П.Г. Великанов

В процесі тривалої експлуатації авіаційних двигунів відбувається знос деталей проточної частини і внаслідок цього погіршуються їх параметри. Це робить вплив на рівень навантажень деталей двигунів і, зокрема, на навантаження таких його основних деталей як диски турбін. Окрім цього, у міру збільшення експлуатаційного напрацювання відбувається зміна механічних властивостей і довговічності по параметру МЦУ матеріалу дисків. У роботі дана кількісна оцінка зміни запасів міцності і довговічності диска турбіни в межах експлуатаційного напрацювання 16000 годин.

Ключові слова: диск, турбіна, двигун, цивільна авіація, міцність, малоциклова втома, ресурс, надійність.

CHANGE OF THE CHARACTERISTICS OF RELIABILITY FOR DISKS OF TURBINES AIR GTE DURING LONG OPERATION

N.P. Velikanova, P.G. Velikanov

During long operation of air engines occurs of deterioration of details of a flowing part and thereof their parameters are worsened. It renders influence on a level loadings of details engines and, in particular, on loadings of such its basic details as disks of turbines. Besides, in process of increase of an operational operating time there is a change of mechanical properties and durability on parameter LCF of a material of disks. In work the quantitative estimation of change of safety factors and durability of a disk of the turbine is given within the limits of an operating time 16000 hours.

Key words: disk, turbine, engine, civil aircraft, durability, LCF, resource, reliability.

Великанова Нина Петровна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры авиационных двигателей и энергетических установок Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева «КАИ», Казань, Россия, e-mail: adeu@adeu.kstu-kai.ru.

Великанов Петр Геннадьевич – канд. техн. наук, доцент кафедры авиационных двигателей и энергетических установок Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева «КАИ», Казань, Россия, e-mail: pvelikanov@mail.ru.

УДК 620.178.3

М.Б. МИЛЕШКИН, И.В. БИБЛИК*Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Украина*

НОВЫЙ ПОДХОД К ПРИМЕНЕНИЮ МЕТОДА КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ НА ЦИКЛИЧЕСКУЮ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ

В рамках специального расчетно-экспериментального метода, основанного на компьютерном моделировании механического поведения материалов и элементов конструкций, рассмотрен новый подход к оценке влияния состояния поверхностного слоя на циклическую долговечность жаропрочных сплавов, использующихся для изготовления деталей ГТД. Показано, что разработанный подход позволяет учитывать влияние на сопротивление усталости таких характеристик качества поверхностного слоя как наличие и характер распределения остаточных напряжений сжатия, шероховатости и поверхностного наклепа.

Ключевые слова: компьютерное моделирование, поверхностный слой, остаточные напряжения, наклеп, шероховатость, циклическая долговечность, предел выносливости

Введение и постановка задачи

В общем случае кинетический процесс разрушения является достаточно сложным – многостадийным, статистическим и многомасштабным [1]. Одним из наиболее сложных и опасных видов разрушения является усталостное разрушение.

Проблема количественного моделирования кинетики процесса усталостного разрушения еще далека от своего завершения. Одной из достаточно удачных попыток такого моделирования может служить разработанный в ИПМаш НАН Украины специальный расчетно-экспериментальный метод (РЭМ) [2,3], который позволил решить в рамках общей модели прочностной надежности целый ряд задач, в том числе и некоторые вопросы усталостного разрушения.

В основе РЭМ заложены некоторые положения системной динамики [4] и имитационного компьютерного моделирования. Кроме того, он базируется на экспериментальном определении механических характеристик материала элементов конструкций с учетом режима и условий эксплуатации.

В качестве уровня состояния системы до настоящего времени использовался запас деформативности структурных элементов, исчерпание которого приводит к последовательному разрушению соседних структурных элементов и развитию процесса разрушения.

Такой подход был применен и к моделированию процесса многоциклового усталости. Дальнейшее развитие этого направления показало, что РЭМ требует некоторой модернизации.

Во-первых, специфический процесс многоциклового усталости протекает без заметных пластических деформаций, хотя в микроскопическом плане происходит протекание различных дислокационных процессов. Во-вторых, на процесс многоциклового усталости оказывает существенное влияние большое количество различных факторов, учесть влияние которых в рамках деформационного подхода не всегда удается. В-третьих, давно назрела необходимость использования в качестве одной из характеристик структурных элементов в модели материала модуля упругости структурного элемента в направлении приложения нагрузки.

Это объясняется следующим.

Во-первых, модуль упругости является мерой сил межатомных связей. А ведь в физическом плане разрушение – это процесс ослабления и разрыва межатомных связей.

Во-вторых, модуль упругости является практически структурно нечувствительной характеристикой. Существенное изменение модуля упругости происходит лишь с повышением температуры эксплуатации. Поэтому «присутствие» в модели материала такой характеристики особенно актуально для решения задач оценки работоспособности и долговечности материалов элементов оборудования, работающих в условиях высоких температур.

В-третьих, анизотропия модулей упругости в монокристаллах создает предпосылки для развития процесса разрушения в поликристалле. Хорошо известна зависимость модуля упругости от кристаллографического направления в монокристаллах. Но, что интересно, наличие большого числа хаотично

ориентированных мелких кристаллитов (зерен) в поликристалле в большинстве случаев делает его изотропным.

Локальная анизотропия может являться фундаментальной причиной процесса усталости, поскольку при совместности деформации в различно ориентированных по отношению к оси нагружения (будем рассматривать случай одноосного нагружения) зерна будут возникать различные напряжения, а следовательно разной будет и их циклическая долговечность.

Это «локальное нарушение равновесия» между мезообъемами может рассматриваться как универсальная причина усталостного разрушения конструкционных материалов. Действительно, усталости подвержены металлы и сплавы, металлические и полимерные композиты, конструкционная керамика.

Все вышеперечисленное и послужило основой для разработки энергодеформационного подхода к оценке циклической долговечности.

1. Энергодеформационный подход к оценке циклической долговечности

В литературе имеется большое количество работ, посвященных исследованию деформационных и энергетических моделей [5] и критериев [6] усталостного разрушения металлов.

Обычно в основе деформационных и энергетических критериев лежит явление, называемое неупругостью [6], которое определяется энергией, расходуемой в металле на необратимые процессы, т.е. практически речь идет о запасенной энергии.

В основе разработанного энергодеформационного подхода лежит создание модели материала, структурные элементы которой первоначально уже имеют «запас энергии» (уровень состояния системы), который затем расходуется в процессе компьютерного циклического нагружения.

В энергодеформационном подходе используется переход от двух интегральных механических характеристик материала – предельной деформации и модуля упругости – к функции распределения этих характеристик по структурным элементам.

На рис. 1 в качестве примера модели материала сплава ВТ20 представлены пять столбцов и две строки массива структурных элементов (обычно при расчетах использовались массивы 300х300). Каждому структурному элементу присваивались значения предельной деформации и модуля нормальной упругости, которые задавались по нормальному распределению на основе справочных данных. Так, например, для титанового сплава ВТ20 предельные деформации задавались в интервале 0,02 – 0,14 с максимумом при 0,08 (значения на рисунке изобра-

жены жирным шрифтом), а модули нормальной упругости – в интервале $5 \cdot 10^4 - 15 \cdot 10^4$ МПа.

0,08	0,09	0,06	0,04	0,045
110000	100000	125000	80000	95000
0,115	0,055	0,10	0,075	0,093
91000	74000	140000	131000	115000

Рис. 1. Пример модели материала в энергодеформационном подходе

При этом отметим, что для исходного материала распределение можно получить прямым экспериментальным путем. Однако для материалов элементов конструкций, находящихся в эксплуатации, определение параметров распределения возможно только с учетом как непосредственных измерений, так и результатов лабораторного исследования образцов после различных эксплуатационных воздействий.

Для проверки сохранения изотропности материала на макроуровне при таком способе задания модулей нормальной упругости проводилось определение среднего модуля упругости по столбцам и строкам массива. Оказалось, что величина среднего модуля упругости изменяется всего на 2,5–5 % (в зависимости от размерности массива).

Модель разрушения в РЭМ представляет собой имитационное развитие процесса разрушения. При этом предполагается, что весь «запас пластичности» будет исчерпан в упругой области. Кратко проиллюстрируем это.

Как уже отмечалось, каждый i -й структурный элемент массива имеет «запас энергии», который определяется как

$$U_i = \frac{1}{2} E_i \varepsilon_{i\text{пред}}^2,$$

где E_i – модуль упругости i -ого структурного элемента;

$\varepsilon_{i\text{пред}}$ – предельная деформация i -ого структурного элемента.

Для компьютерного циклического нагружения определяем шаг нагружения $\Delta \varepsilon$ для выбранной амплитуды циклического нагружения σ_A

$$\Delta \varepsilon = \frac{\sigma_A}{E},$$

где E – средний модуль упругости (максимум нормального распределения).

На каждом шаге нагружения для каждого структурного элемента уменьшаем значение U_i на величину

$$\Delta U_i = \frac{1}{2} E_i \Delta \varepsilon^2.$$

Если при этом для какого-либо элемента массива значение U_i оказывается меньше или равным 0, то этот элемент считается разрушенным, соседние с ним элементы дополнительно "исчерпывают свой запас энергии" на этом же шаге и так до тех пор, пока после очередного анализа массива число вновь разрушившихся элементов не будет равно 0.

Затем производится следующий шаг и так до полного разрушения образца, которому соответствует "прохождение трещины" через все структурные элементы в каком либо сечении.

2. Результаты исследования

Хорошо известно, что величина предела выносливости очень сильно зависит от параметров состояния поверхностного слоя [7,8]. Условия работы и эксплуатационная нагруженность таких деталей ГТД, как лопатки, диски и др., заставляет предъявлять к материалам и свойствам поверхностного слоя очень высокие требования.

В настоящей работе энергодеформационный подход был применен для оценки влияния на циклическую долговечность некоторых параметров состояния поверхностного слоя.

2.1. Влияние остаточных напряжений на циклическую долговечность

Для повышения несущей способности деталей ГТД широко применяются методы поверхностного пластического деформирования (ППД), позволяющие регулировать свойства поверхностного слоя.

Многочисленными исследованиями установлено, что в результате применения методов упрочняющей обработки на основе ППД в поверхностном слое создаются благоприятные остаточные напряжения сжатия при соответствующей степени деформационного упрочнения.

Однако использование ППД для деталей ГТД, работающих при повышенных температурах, имеет свои ограничения. Наиболее оптимальными для них являются методы упрочнения, которые обеспечивают в поверхностном слое детали благоприятное напряженное состояние при минимальной степени упрочнения. Одним из таких методов является термомпластическое упрочнение (ТПУ) [9], которое позволяет не только снимать растягивающие напряжения, но и получать в поверхностном слое благоприятные остаточные напряжения сжатия.

На рис. 2 показано изменение остаточных напряжений сжатия ($\sigma_{пов}$) с максимумом на поверхности в образцах из сплава ВТ20 после ТПУ [10]. Эти данные были использованы при компьютерном моделировании усталостного поведения этих образцов. Задание в модель разрушения остаточных напряже-

ний сжатия по глубине поверхностного слоя происходило в соответствии с этой кривой. Размер структурного элемента выбирался равным 25 мкм. Для структурных элементов поверхностного слоя глубиной 200 мкм шаг нагружения корректировался на величину остаточных напряжений и составлял

$$\Delta \varepsilon = \frac{\sigma_A - \sigma_{пов}}{E}$$

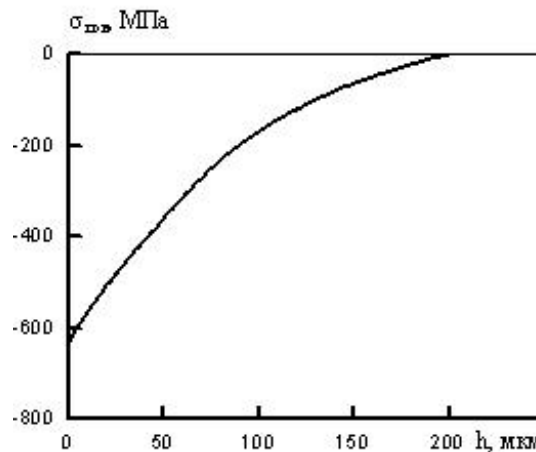


Рис. 2. Изменение остаточных напряжений сжатия в поверхностном слое (h – расстояние от поверхности)

На рис. 3 приведены кривые усталости, полученные экспериментально на образцах из сплава ВТ20 [10] (изображены серым цветом), и кривые усталости, полученные при компьютерном моделировании (изображены черным цветом). Видно, что зависимости практически совпадают. Предел выносливости на базе $5 \cdot 10^6$ циклов для образцов после ТПУ составляет 425 МПа и на 25 % превышает предел выносливости для неупрочненных образцов.

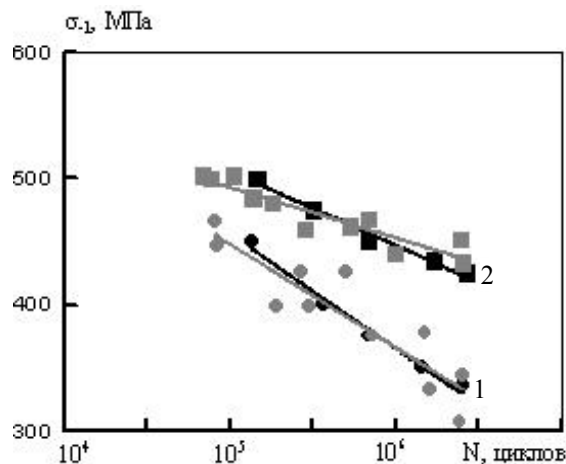


Рис. 3. Усталостная прочность образцов из сплава ВТ-20:
1 – исходные образцы;
2 – образцы после ТПУ

2.2. Влияние поверхностного наклепа на циклическую долговечность

Поверхностный наклеп возникает после механической обработки детали и характеризуется глубиной и степенью наклепа [11].

Для деталей из жаропрочных сплавов, работающих при высоких температурах, оптимальным по усталостной прочности будет поверхностный слой с незначительным деформационным упрочнением. Поэтому при оценке влияния поверхностного наклепа на циклическую долговечность была выбрана остаточная деформация, равная 1 %.

На рис. 4 показана зависимость предела выносливости образцов сплава ЭИ617 при температуре 800 °С от глубины наклепа (h_n), полученная с помощью компьютерного моделирования.

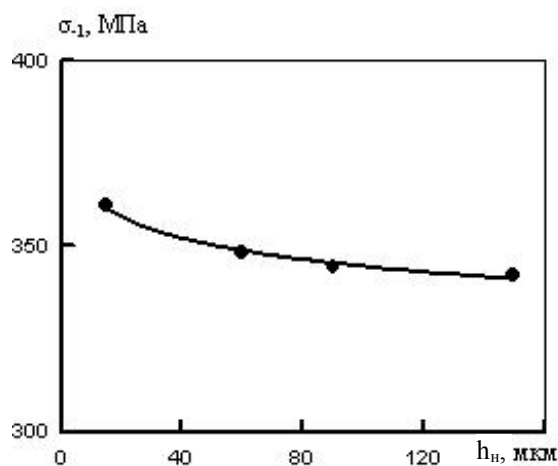


Рис. 4. Влияние глубины наклепа поверхности на предел выносливости сплава ЭИ617

Полученная зависимость предела выносливости от глубины наклепа описывается уравнением

$$\sigma_{-1} = 384,2h^{-0,024},$$

а коэффициент и показатель степени показывают хорошее совпадение с экспериментальными данными [11].

2.3. Влияние шероховатости поверхности на циклическую долговечность

Для оценки влияния шероховатости поверхности на циклическую долговечность с помощью компьютерного моделирования также были выбраны образцы из сплава ЭИ617 с различной высотой микронеровностей.

На рис. 5 приведена зависимость предела выносливости образцов при температуре 800 °С для различных значений параметра шероховатости R_a , представляющего собой среднее арифметическое отклонение профиля микронеровностей.

Видно, что при увеличении параметра шероховатости R_a величина предела выносливости падает,

что обусловлено увеличением размеров концентраторов напряжений и подтверждается результатами других исследований, например [11].

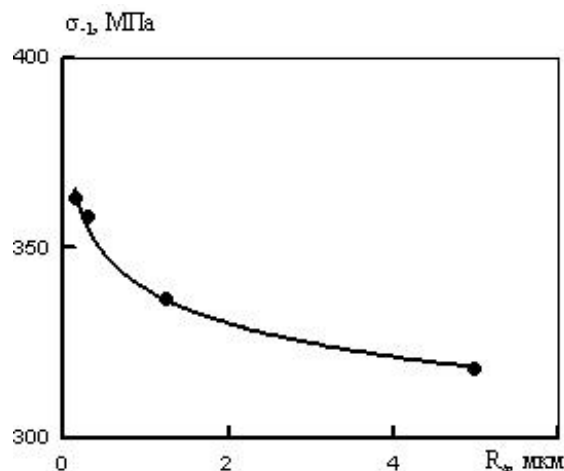


Рис. 5. Влияние шероховатости поверхности на предел выносливости сплава ЭИ617

Полученная зависимость предела выносливости от параметра шероховатости R_a описывается уравнением

$$\sigma_{-1} = 339R_a^{-0,039},$$

а коэффициент и показатель степени также показывают хорошее совпадение с экспериментальными данными [11].

Выводы

В рамках РЭМ разработан новый энергодеформационный подход.

Этот подход использован для оценки влияния некоторых параметров состояния поверхностного слоя на циклическую долговечность жаропрочных сплавов, используемых для изготовления деталей ГТД.

Исследовано влияние остаточных напряжений сжатия, поверхностного наклепа и шероховатости на сопротивление усталости двух жаропрочных сплавов.

Проведено сравнение полученных результатов с литературными данными. Получено хорошее совпадение.

С помощью разработанного подхода в дальнейшем предполагается провести комплексную оценку влияния параметров состояния поверхностного слоя на циклическую долговечность и определить возможность оптимального повышения сопротивления усталости.

Литература

1. Владимиров В.И. Физическая природа разрушения металлов / В.И. Владимиров. – М.: Металлургия, 1984. – 280 с.

2. Милешкин М.Б. Новый метод исследования особенностей механического поведения материалов и оценки прочностной надежности элементов конструкций / М.Б. Милешкин, И.В. Библик // Надежность и долговечность машин и сооружений. – К., 2006. – Вып. 26. – С. 302-310.

3. Милешкин М.Б. Применение компьютерного моделирования для оценки усталостной повреждаемости жаропрочных сплавов при многофакторном нагружении / М.Б. Милешкин, И.В. Библик // *Deformation & Fracture of Materials and Nanomaterials – DFMN 2007: book of articles*. – М., 2007. – С. 653-655.

4. Форрестер Дж. Мировая динамика / Дж. Форрестер. – М.: Наука, 1978. – 168 с.

5. Сопротивление материалов деформированию и разрушению: справочное пособие. Ч. II. / В.Т. Троценко, А.Я. Красовский, В.В. Покровский, Л.А. Сосновский, В.А. Стрижало. – К.: Наукова думка, 1994. – 702 с.

6. Троценко В.Т. Усталость и неупругость металлов / В.Т. Троценко. – К.: Наук. думка, 1971. – 268 с.

7. Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД / А.Н. Петухов. – М.: Машиностроение, 1993. – 240 с.

8. Сулима А.М. Поверхностный слой и эксплуатационные свойства деталей машин / А.М. Сулима, В.А. Шулов, Ю.Д. Ягодкин. – М.: Машиностроение, 1988. – 240 с.

9. Биргер И.А. Остаточные напряжения / И.А. Биргер. – М.: Машигиз, 1963. – 231 с.

10. Вишняков М.А. Применение термoplastического упрочнения для повышения характеристик качества поверхности высоконагруженных деталей / Вишняков М.А., Кравченко Б.А. – *Инженерный журнал: справочник*. – 2002. – № 12. – С. 15-18.

11. Сулима А.М. Качество поверхностного слоя и усталостная прочность деталей из жаропрочных и титановых сплавов / А.М. Сулима, М.И. Евстигнеев. – М.: Машиностроение, 1974. – 256 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

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

НОВИЙ ПІДХІД ДО ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ КОМП'ЮТЕРНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ДЛЯ ОЦІНКИ ВПЛИВУ СТАНУ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ НА ЦИКЛІЧНУ ДОВГОВІЧНІСТЬ

М.Б. Милешкін, І.В. Біблік

У рамках спеціального розрахунково-експериментального методу, заснованого на комп'ютерному моделюванні механічної поведінки матеріалів і елементів конструкцій, розглянуто новий підхід до оцінки впливу стану поверхневого шару на циклічну довговічність жароміцних сплавів, що використовуються для виготовлення деталей ГТД. Показано, що розроблений підхід дозволяє враховувати вплив на опір втомі таких характеристик якості поверхневого шару як наявність і характер розподілу залишкових напружень стиску, шорсткості і поверхневого наклепу.

Ключові слова: комп'ютерне моделювання, поверхневий шар, залишкові напруження, наклеп, шорсткість, циклічна довговічність, межа витривалості.

THE NEW APPROACH TO APPLICATION OF COMPUTER MODELLING FOR AN ESTIMATION OF INFLUENCE OF SURFACE LAYER CONDITION ON FATIGUE LIFE

M.B. Mileshkin, I.V. Biblik

Within the framework of the special design-experimental method based on computer modelling of mechanical behaviour of materials and elements of designs, the new approach to an estimation of influence of surface layer condition on fatigue life of heat resisting alloys used for manufacturing of gas turbine engine details is considered. It is shown, that the developed approach allows to take into account influence of such characteristics of surface layer quality as presence and character of distribution of residual compression, surface roughness and hardening on fatigue resistance.

Key words: computer modelling, surface layer, residual stresses, surface hardening, roughness, fatigue life, fatigue limit.

Милешкин Михаил Борисович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: miles@ipmach.kharkov.ua.

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

УДК 629.7.036:539.4

В.М. МЕРКУЛОВ¹, Р.П. ПРИДОРОЖНЫЙ¹, А.П. ЗИНЬКОВСКИЙ²¹ГП ЗМКБ “Прогресс” им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина²Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев

О ВЛИЯНИИ БАНДАЖНОЙ СВЯЗИ НА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН

В работе с помощью метода конечных элементов проведено исследование влияния кручения, создаваемого Z-образными и беззиговыми бандажными полками, на напряженно-деформированное состояние пера рабочей лопатки турбины. Получены распределения напряжений, которые возникают в пере лопатки при использовании этих типов бандажных полок. На основании анализа результатов проведенных вычислительных экспериментов указываются основные закономерности напряженно-деформированного состояния пера при его закрутке. Отмечена необходимость учета выявленных особенностей при проектировании рабочих лопаток турбин.

Ключевые слова: рабочая лопатка, бандажная полка, угол закрутки пера, конечноэлементная модель, напряженно-деформированное состояние.

Введение и постановка задачи

Постоянно растущие требования к увеличению ресурса и надежности ГТД обуславливают необходимость дальнейшей оптимизации конструкции таких высоконагруженных деталей как рабочие лопатки турбин.

Для современных энергетических установок и в частности авиационных двигателей с целью повышения вибропрочности и экономичности широко применяются рабочие лопатки с бандажными полками. В практике проектирования рабочих лопаток турбин наиболее широкое применение получили Z-образные, а в последнее время беззиговые бандажные полки которые более технологичны и обеспечивают большую надежность [1]. Кроме того, бандажные связи оказывают существенное влияние на напряженно-деформированное состояние пера лопаток.

В первую очередь они создают дополнительную центробежную нагрузку, действующую на перо лопатки. Для избежания перегрузки концевых сечений бандажные полки хорошо центрируют относительно пера и переход полки в перо делают плавным.

Во-вторых, связанность лопаток на круг обеспечивается за счет упругой закрутки пера. Известно, что основным параметром, характеризующим уровень кольцевой бандажной связи, является сила контактного давления между полками. Она сильно влияет на вибрационную прочность рабочего колеса и износ контактных поверхностей в процессе длительной эксплуатации. Сила контактного давления создается крутящим моментом, действующим на

бандажную полку вследствие упругой закрутки пера лопатки. Часто при оптимизации силы контактного давления возникает необходимость увеличения угла закрутки. Известно, что крутящий момент, приложенный к бандажной полке, вызывает в пере лопатки не только касательные, но и нормальные напряжения [2]. Напряжения, вызванные крутящим моментом, могут привести к тому, что сечение пера, расположенное под полкой, становится опасным.

Бандажная связь, образованная беззиговыми бандажными полками, создается за счет упругой закрутки пера, однако направление закрутки противоположно по отношению к лопаткам с Z-образными полками. На рис. 1 приведено направление закрутки пера для Z-образных и беззиговых полок.

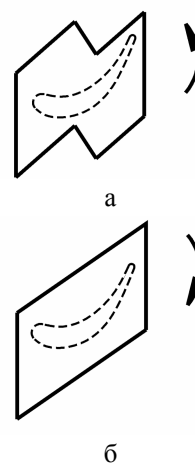


Рис. 1. Схема закрутки пера рабочей лопатки турбины с Z-образной (а) и беззиговой (б) бандажной полкой

Влияние направления закрутки пера на его жесткость при кручении и напряженное состояние мало изучены.

Поэтому целью данной работы является расчетное определение влияния Z-образных и беззиговых полок на напряженно-деформированное состояние пера при его кручении.

1. Объекты исследования и их расчетные модели

В качестве объекта исследования была выбрана рабочая лопатка первой ступени турбины вентилятора авиационного двигателя, которая имеет, как и большое количество других применяемых лопаток, малый угол естественной закрутки пера. Это позволяет применять в их конструкции, как Z-образные, так и беззиговые бандажные полки [3]. Исследуемая лопатка имеет Z-образную полку, изготавливается из жаропрочного никелевого сплава ЖС6У-ВИ, имеет длину пера 154мм, максимальную толщину профиля и хорду в среднем сечении пера 3,6мм и 37,9мм соответственно. Угол естественной закрутки концевой сечения пера по отношению к корневому сечению составляет $8^{\circ}44'$.

Для проведения вычислительных экспериментов в соответствии с постановкой задачи была разработана трехмерная конечноэлементная модель лопатки. Вид геометрической модели рассматриваемой лопатки представлен на рис. 2.



Рис. 2. Геометрическая модель рабочей лопатки 1 ступени ТВ

При этом для создания конечноэлементной сетки использовался объемный шестигранный квадратичный элемент, который содержит 20 узлов. Данный элемент является наиболее эффективным для построения конечноэлементной сетки конструкций, имеющих сложные криволинейные поверхности, резкие изменения формы и зоны концентрации напряжений. В соответствии с решаемой в работе задачей, при задании параметров конечного элемента предполагается, что свойства соответствующего ему материала заданы.

2. Результаты исследований

Лопатка первой ступени ТВ при расчетном исследовании напряженно-деформированного состояния закреплялась за замок и нагружалась только крутящим моментом, создаваемым за счет приложения к контактным поверхностям бандажной полки равномерно распределенной нагрузки. Закрутка пера в разные стороны, необходимая при применении Z-образных и беззиговых бандажных полок, обеспечивалась путем соответствующего задания направления действия нагрузки. Было принято, что положительные значения углов поворота бандажной полки соответствуют Z-образной полке, а отрицательные – беззиговой полке.

В начале исследований подбиралось значение нагрузки, которая бы обеспечила существующий при сборке колеса с Z-образными полками монтажный угол закрутки бандажной полки $\varphi_m = 4^{\circ}$.

Затем к бандажной полке прикладывались крутящие моменты больше и меньше существующего, изменялось направление закрутки, и определялись углы ее закрутки.

Было установлено, что угол упругой закрутки бандажной полки и связанного с ней концевой сечения пера находится в линейной зависимости от прикладываемой равномерной нагрузки к контактными поверхностям бандажной полки (или эквивалентного ей крутящего момента). При изменении направления закрутки характер зависимости не изменялся.

Этим исследованием была подтверждена правомерность использованной в [3] зависимости для лопаток с Z-образными и беззиговыми бандажными полками

$$M = G \cdot \varphi,$$

где M – крутящий момент, действующий на бандажную полку вследствие упругой закрутки пера лопатки; G – коэффициент жесткости пера лопатки на кручение; φ – угол поворота полки.

При каждом приложении крутящего момента анализировалось напряженно-деформированное состояние пера. Отмечено, что наибольшие значения нормальных и касательных напряжений достигаются в сечении расположенном под бандажной полкой, что вызвано стесненным кручением [4]. Для более подробного изучения характера этого явления были выбраны точки расположенные по контуру концевой сечения, расположение которых показано на рис. 3. На рис. 4, 5 показано распределение напряжений σ_z , τ_{zx} для положительного значения угла поворота бандажной полки $\varphi_m = 4^{\circ}$, а на рис. 6, 7 распределение этих же напряжений для отрицательного значения угла $\varphi_m = -4^{\circ}$.

Эквивалентные напряжения $\sigma_3 \times 10^{-1}$ МПа по перу при углах поворота бандажной полки $\varphi_m = 4^\circ$ и $\varphi_m = -4^\circ$ показаны на рис. 8.

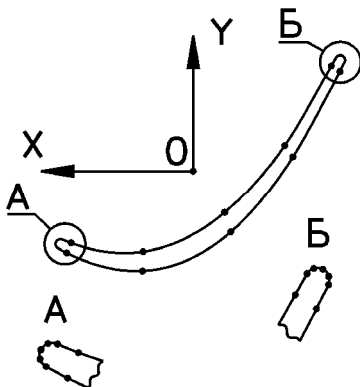


Рис. 3. Концевое сечение пера лопатки с точками, выбранными для анализа

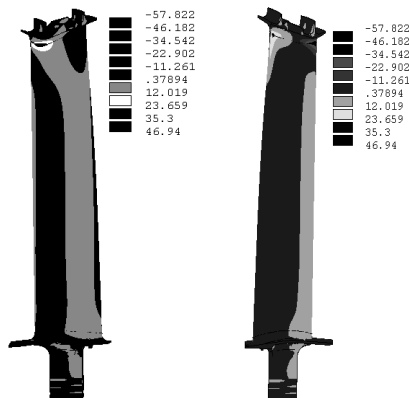


Рис. 4. Нормальные напряжения $\sigma_z \times 10^{-1}$ МПа по перу для значения угла поворота бандажной полки $\varphi_m = 4^\circ$

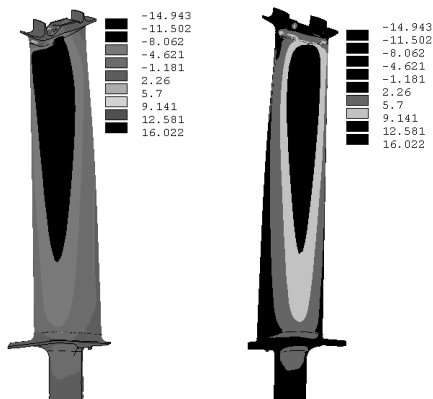


Рис. 5. Касательные напряжения $\tau_{zx} \times 10^{-1}$ МПа по перу при угле поворота бандажной полки $\varphi_m = 4^\circ$

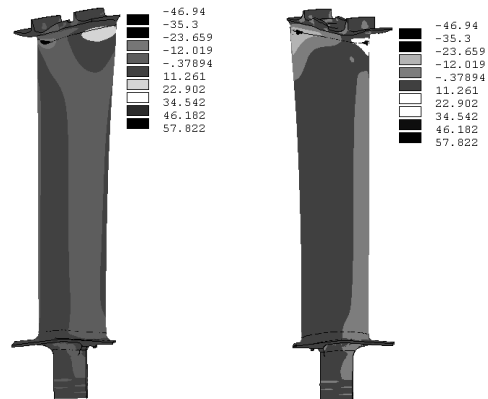


Рис. 6. Нормальные напряжения $\sigma_z \times 10^{-1}$ МПа по перу при угле поворота бандажной полки $\varphi_m = -4^\circ$

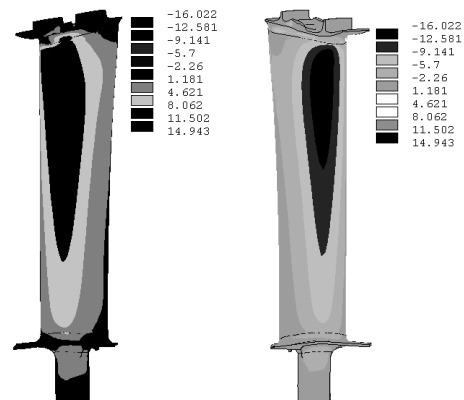


Рис. 7. Касательные напряжения $\tau_{zx} \times 10^{-1}$ МПа в перу при угле поворота бандажной полки $\varphi_m = -4^\circ$

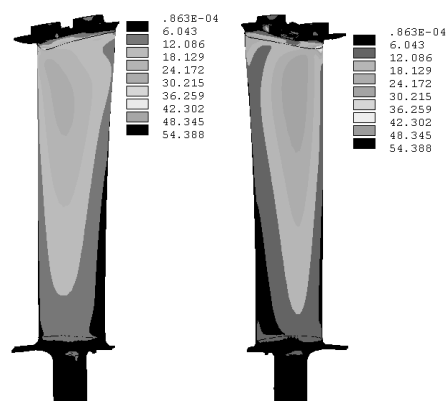


Рис. 8. Эквивалентные напряжения $\sigma_3 \times 10^{-1}$ МПа по перу при углах поворота бандажной полки $\varphi_m = 4^\circ$ и $\varphi_m = -4^\circ$

Также были построены эпюры напряжений по контуру корыта и спинки концевое сечения для противоположных углов закрутки пера, которые приведены на рис. 9.

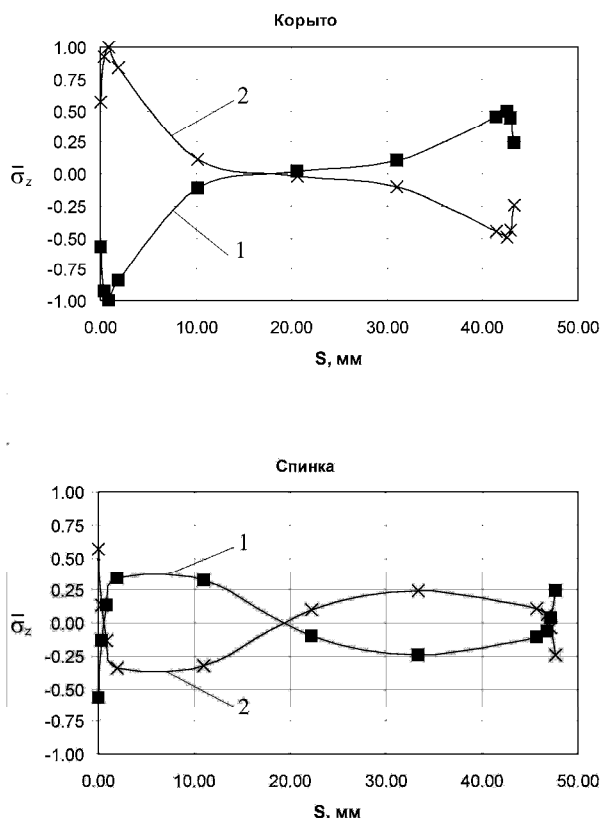


Рис. 9. Изменение нормальных напряжений σ_z по периметру концевой сечения пера при углах поворота бандажной полки:
1 – $\varphi_m = 4^\circ$; 2 – $\varphi_m = -4^\circ$

По результатам анализа данных о напряженном состоянии в точках пера, полученных при моделировании различных по величине и направлению углах закрутки, можно выделить следующие характерные особенности напряженно-деформированного состояния пера лопатки:

1. Закрутка бандажной полки вызывает в перелопатки не только касательные, но и нормальные напряжения.

2. Все компоненты напряжений, описывающие напряженное состояние в точке, изменяются линейно от величины угла упругой закрутки бандажной полки.

3. Изменение значений углов упругой закрутки бандажной полки по знаку приводит к изменению знака компонент напряжений в точках. В этом случае эквивалентные напряжения по четвертой теории прочности остаются неизменными. При этом нормальные напряжения растяжения изменяются на напряжения сжатия и наоборот.

4. По корыту и по спинке в зоне входной и выходной кромки создаются увеличенные нормальные напряжения. Знак напряжений по спинке и корыту противоположный и зависит от направления закрутки пера.

В ходе работы были проведены аналогичные исследования для ряда рабочих лопаток турбин имеющих значительный угол естественной закрутки пера. Установлено, что закономерности, полученные для рабочей лопатки первой ступени ТВ справедливы и для этих лопаток.

Заключение

В результате проведенных расчетных исследований методом конечных элементов были установлены закономерности влияния кручения, создаваемого Z-образным и беззиговыми бандажными полками на напряженно-деформированное состояние пера рабочих лопаток турбины. Полученные результаты использованы при оптимизации конструкции рабочих лопаток турбин с целью уменьшения их напряженности и, следовательно, достижения требуемого ресурса.

Литература

1. Меркулов В.М. О выборе способа бандажирования рабочих лопаток турбин ГТД / В.М. Меркулов, Ф.Д. Ильющенко // Вестник двигателестроения. – 2005. – № 2. – С. 114-117.
2. Биргер И.А. Расчет на прочность деталей машин / И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. – М.: Машиностроение, 1979. – 702 с.
3. Меркулов В.М. Разработка бандажированных рабочих лопаток турбин с учетом требований надежности и технологичности / В.М. Меркулов, Ф.Д. Ильющенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 9/35. – С. 86-89.
4. Пыхтин Ю.А. Напряженно деформированное состояние пера лопаток с бандажными полками / Ю.А. Пыхтин, А.М. Шалавин // Некоторые вопросы расчета и проектирования авиационных двигателей: Материалы научно-технической конференции. – Пермь: Пермский политехнический институт, 1968. – С. 52-64.
5. Придорожный Р.П. Влияние монтажного натяга на напряженно-деформированное состояние турбинной лопатки и потерю натяга по полкам в процессе эксплуатации / Р.П. Придорожный, А.В. Шереметьев, А.П. Зиньковский // Вестник двигателестроения. – 2006. – № 8. – С. 95-99.

Поступила в редакцию 1.06.2010

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

**ПРО ВПЛИВ БАНДАЖНОГО ЗВ'ЯЗКУ
НА НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН
РОБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБІН**

В.М. Меркулов, Р.П. Придорожний, А.П. Зінковський

У роботі за допомогою методу кінцевих елементів проведено дослідження впливу крутіння, створюваного Z-подібними й беззіговими бандажними полками, на напружено-деформований стан пера робочої лопатки турбіни. Отримано розподіли напруг, які виникають у пері лопатки при використанні цих типів бандажних полок. На підставі аналізу результатів проведених обчислювальних експериментів вказано основні закономірності напружено-деформованого стану пера під час його закручення. Відзначено необхідність обліку виявлених особливостей при проектуванні робочих лопаток турбін.

Ключові слова: робоча лопатка, бандажна полка, кут закручення пера, кінцевоелементна модель, напружено-деформований стан.

**ABOUT EFFECTS OF SHROUD CONNECTION
ON STRESS - STRAIN STATE
OF TURBINE BLADES**

V.M. Merkulov, R.P. Pridorozhny, A.P. Zinkovskii

This article describes a study of effect of twisting generated by Z-shaped and non-beaded shrouds on a stress - strain state of a turbine blade airfoil by using FEM. Distributions of stresses occurred in a blade airfoil with using shrouds of the types have been obtained. Main mechanisms of stress-strain state of the airfoil at its twisting have been shown as based on the analysis of the results obtained in calculation experiments. A necessity for accounting the observed specific features while designing the turbine blades has been noted.

Key words: blade, shroud, airfoil twisting angle, finite-element model, stress-strain state.

Меркулов Вячеслав Михайлович – начальник отдела турбин ГП ЗМКБ «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 035041@ivchenko-progress.com.

Придорожний Роман Петрович – канд. техн. наук, инженер-конструктор 1 категории ГП ЗМКБ «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

Зиньковский Анатолий Павлович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом колебаний и вибрационной надежности Института проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: zinkovskii@ipp.kiev.ua.

УДК 629.7.036:539.4

**А.В. ОЛЕЙНИК¹, Д.Ф. СИМБИРСКИЙ¹, С.В. ЕПИФАНОВ¹,
Н.А. ШИМАНОВСКАЯ¹, А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ², В.В. ГРИЩЕНКО²**

¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

²ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

КОНЦЕПЦИЯ И ОПЫТ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА ВЫРАБОТКИ РЕСУРСОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Приводятся основные результаты совершенствования концепции мониторинга выработки ресурсов основных деталей газотурбинного двигателя. Рассмотрена используемая в ряде программных комплексов «Ресурс» Концепция мониторинга выработки ресурсов авиационных двигателей. Выявлены основные ее недостатки и сформулирован ряд дополнительных положений к общепринятой Концепции, а также приведены исследования особенностей их практической реализации. Показано, что при использовании расширенной Концепции погрешность мониторинга выработки ресурсов основных деталей двигателей может быть уменьшена с 45-50% до 10%.

Ключевые слова: авиационный двигатель, ресурс, мониторинг.

Введение

В настоящее время в Украине и России значения всех видов ресурсов авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) определяются следующей нормативной документацией: техническим заданием (ТЗ) на разработку двигателя, стратегией управления их ресурсами (СУР) и Положением ФГУП ЦИАМ им. П.И.Баранова по установлению и увеличению ресурсов и сроков службы АГТД.

В ТЗ обязательно указывается набор типовых полетных циклов (ТПЦ), каждый из которых со своим коэффициентом использования входит в обобщенный полетный цикл (ОПЦ) двигателя, вид СУР и соответствующие им величины следующих ресурсов в часах ОПЦ и их количестве, а именно:

- 1) полный (проектный) назначенный ресурс (НР) двигателя;
- 2) то же для основных деталей (ОД) двигателя;
- 3) ресурсы ОД или двигателя в целом до первого капитального ремонта и межремонтный.

В положении указывается, что для обеспечения полноты выработки ресурсов основных деталей, модулей и двигателя в целом в эксплуатации и при ресурсных испытаниях, как правило, должны использоваться автоматизированные средства подсчета выработки ресурса (счетчики, накопители информации) по эквивалентной повреждаемости деталей и др.

В связи с указанным выше АГТД оснащаются оперативными бортовыми или наземными автоматизированными системами мониторинга выработки

ресурсов (МВР) контролируемых деталей (КД) двигателя – критичных с позиций общей надежности и безопасности эксплуатации. Наиболее перспективными являются цифровые системы МВР, реализующие принцип эквивалентной повреждаемости, основанные на мониторинге температурного и напряженного состояний (ТС и НС) КД. Последний заключается в непрерывных расчетах этих состояний на всех без исключения установившихся и переходных режимах работы двигателя по значениям штатно регистрируемых его параметров. Наиболее известны системы МВР этого типа фирм Пратт-Уитни, Дженерал Электрик, НПО «Труд» и АО «Пермские моторы» (Россия), Национального авиационного университета (Киев) и другие. Аналогичные системы МВР создаются также для конвертируемых ГТД и ГТУ, используемых в наземных газотранспортных и энергетических установках, в автоматизированных системах учета выработки ресурса материала ответственных деталей АЭС и в ряде других случаев.

В последнее десятилетие появились совместные разработки НАКУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» (Харьков) и ГП «Ивченко-Прогресс» (Запорожье) [1 – 3]. Инициаторами которых были генеральный конструктор, доктор технических наук, академик НАН Украины Ф.М. Муравченко и его первый заместитель кандидат технических наук В.И. Колесников.

1. Концепция разработки известных систем МВР

В известных системах МВР ГТД реализуется ряд общепринятых концептуальных положений, а именно:

1.1. Системы МВР обычно создаются в составе автоматизированная система диагностики технического состояния двигателя, в которых выполняется первичная обработка и хранение значений штатно регистрируемых параметров.

1.2. НР КД и их выработка устанавливаются в часах ОПЦ двигателя, исходя, как правило, из заданного уровня прочностной надежности деталей по критериям длительной прочности (ДП) и малоциклового усталости (МЦУ).

1.3. В основу МВР КД положено сравнение их повреждений по ДП и МЦУ в произвольных i -х эксплуатационных циклах ПЦ _{i} с задаваемыми значениями повреждений в ОПЦ.

По результатам мониторинга ТС и НС в каждом i -том ПЦ _{i} для каждой КД рассчитываются суммарные за цикл повреждения Π_{Ni} по циклическим (МЦУ) и Π_{ti} по ДП, которые являются основными повреждающими факторами, определяющими ресурс КД и рассчитываемые в течение всего ПЦ _{i} соответственно по следующим формулам:

$$\Pi_{Ni} = \sum_{j=1}^k \frac{N_j}{N_{pj}}; \quad (1)$$

$$\Pi_{ti} = \sum_{l=1}^m \frac{t_l}{t_{pl}}, \quad (2)$$

где N_j и N_{pj} – количество реальных k -х циклов и подциклов ПЦ _{i} и их количество до разрушения соответственно; t_l и t_{pl} – продолжительность реальных установившихся режимов ПЦ _{i} и время до разрушения на этих режимах соответственно; k и m – количество циклов и установившихся режимов в ПЦ _{i} соответственно.

В соответствии с общепринятой отраслевой методикой эти значения повреждений используются для определения коэффициентов соответствия

$$\eta_{i\text{МЦУ}} = \frac{\Pi_{Ni}}{\Pi_{\text{НОПЦ}}} \text{ и } \eta_{i\text{ДП}} = \frac{\Pi_{ti}}{\Pi_{\text{ТОПЦ}}} \text{ } i\text{-го эксплуатационного цикла сравнительно с ОПЦ.}$$

Деталям были установлены НР в ОПЦ по МЦУ и в часах ОПЦ по ДП.

Тогда последовательно от цикла к циклу рассчитывая $\eta_{i\text{МЦУ}}$ и $\eta_{i\text{ДП}}$ для каждой КД можно вести накопительный учет ($i=1, 2, 3, \dots$) выработки их НР по МЦУ и ДП.

Так, после n ПЦ ($i=n$) выработанное количество ОПЦ $N_{\text{ВЫР МЦУ}}$ равно

$$N_{\text{ВЫР МЦУ}} = \sum_{i=1}^n \eta_{i\text{МЦУ}}, \quad (3)$$

а выработанный ресурс $t_{\text{ВЫР ДП}}$ по ДП

$$t_{\text{ВЫР ДП}} = \sum_{i=1}^n \eta_{i\text{ДП}} \cdot t_{\text{ОПЦ}}, \quad (4)$$

где $t_{\text{ОПЦ}}$ – длительность ОПЦ.

1.4. При оценках повреждений в системах МВР используются те же модели долговечности материалов, что и при ресурсном проектировании и установлении ресурсов деталей.

1.5. Повреждения деталей рассчитываются по результатам автоматизированного мониторинга их ТС и НС, который заключается в последовательном использовании быстросчетных (мониторинговых) моделей проточной части двигателя, теплообмена на поверхностях КД и, в завершении, их ТС и НС.

1.6. Мониторинговые модели создаются на основе соответствующих моделей верхнего уровня. Они должны расходовать минимальные вычислительные ресурсы и, одновременно, обладать высокой точностью моделирования регистрируемых процессов.

2. Актуальные проблемы разработки систем МВР

Опыт эксплуатации известных систем МВР, а также результаты, полученные на кафедре конструкции авиадвигателей ХАИ в процессе исследований и практической реализации алгоритмов МВР ГТД [5-7], выявили ряд нерешенных проблем, которые, по нашему мнению, существенно снижали эффективность практического использования последних. Основной из них является недостаточная точность мониторинговых моделей ТС и НС деталей. Объективной причиной этого является то обстоятельство, что с одной стороны, эти модели должны быть достаточно простыми, чтобы работать в реальном времени, а, с другой стороны – сохранять достаточно высокую точность, которая характерна для имеющихся у Разработчика двигателя моделей высокого уровня – соответствующих алгоритмов и пакетов программ. Так, погрешности используемых в известных системах МВР упрощенных мониторинговых моделей ТС и НС могут достигать 15-30%. Причинами такого высокого уровня погрешностей, в основном, являются неучет ряда существенных факторов: температурных градиентов и вызываемых ими температурных напряжений в КД на переходных режимах, влияния температурного поля КД на теплофизические и упругие свойства их материалов, механических и температурных условий работы КД в поузловых сборках, геометрических нестационарностей и вызываемых ими нелинейностей моделей и др. Указанные порядки погрешностей ТС и НС КД могут, в свою очередь приводить к погрешностям в оценках выработанного ресурса КД по длительной прочности в 10-15 раз, а по малоциклового усталости – в десятки раз (при определении относительных повреждаемостей в конкретных реальных циклах) [5].

Кроме того, отсутствовала методология получения оценок точности мониторинга ТС и НС КД и зависящей от нее точности МВР двигателя в целом. С другой стороны, не была решена обратная задача – определения необходимой точности мониторинга ТС и НС, исходя из требуемой точности МВР двигателя.

Поэтому представлялось необходимым развить приведенную выше общепринятую Концепцию, уделив основное внимание решению проблемы повышения точности мониторинговых моделей ТС и НС КД.

В связи с этим был сформулирован ряд дополнительных положений к общепринятой Концепции, а также приведены исследования особенностей их практической реализации.

3. Направления и достигнутые результаты совершенствования Концепции

3.1. Перед началом разработки системы МВР, исходя из требований ее точности, должны быть выполнены оценки необходимой точности мониторинга ТС и НС детали. Исходная точность МВР устанавливается из условий полной и безопасной реализации потенциальных возможностей по ресурсу каждого индивидуального двигателя данного типа.

Результаты разработки соответствующих методик таких оценок и их практического использования при разработке систем МВР для ряда двигателей ГП «Ивченко-Прогресс» позволили сделать принципиально важный вывод о необходимости выполнения мониторинга ТС и НС в системах МВР деталей с максимально возможной точностью [5-7].

3.2. Для достижения максимально возможной точности мониторинга ТС и НС необходимо:

3.2.1. Разработку мониторинговых моделей предварять тщательными количественными исследованиями на моделях высокого уровня вкладов различных факторов температурного и механического нагружения в ТС и НС деталей, а также возможностей их суперпозиции.

3.2.2. Особое внимание должно уделяться рассмотрению условий, которые приводят модели высокого уровня к нелинейному или нестационарному виду, а также работе детали в конструкторской сборке (узле) двигателя.

3.2.3. Для мониторинговых моделей ТС и НС КД целесообразно привлечь разработанные в общей теории динамических систем методы структурно-параметрической идентификации моделей сложных технических объектов.

В работе [8] показано, что структурную идентификацию мониторинговых моделей ТС и НС КД на установившихся и переходных режимах работы двигателя целесообразно осуществлять путем аппроксимации исходных уравнений нестационарной

теплопроводности и термоупругости уравнениями динамики КД в пространстве их состояний. Предложен метод, благодаря которому идентификация ТС и НС в области критической точки детали преобразуется из операций с высокоуровневыми конечно-элементными моделями большой размерности в операции с небольшим количеством статических и динамических характеристик таких моделей.

3.3. Разработка комплекса мониторинговых моделей ТС и НС должна сопровождаться и завершаться оценками погрешностей конечных результатов мониторинга.

Для этих целей предложен метод, основанный на рассмотрении процесса идентификации ТС и НС как случая косвенных измерений, для которого уравнением измерений является комплекс мониторинговых моделей проточной части двигателя, граничных условий теплообмена, ТС и НС КД.

3.4. Алгоритмы системы МВР должны включать четко структурированные модули, соответствующие основным мониторинговым моделям. Модульная структура обеспечивает возможность исследования и анализа отдельных составляющих погрешности алгоритма. Такая структура необходима также для внесения изменений в алгоритмы по мере уточнения ОПЦ, увеличения назначенных ресурсов, развития методических основ контроля выработки ресурса и проектирования АД.

3.5. В алгоритмах МВР необходимо предусмотреть перспективы учета механизмов трещинообразования и контроля за ростом трещин, а также расширения номенклатуры повреждающих факторов и учета их совместного влияния на прочностную надежность КД. При этом очевидным условием реализации такой перспективы является первоначальное решение упомянутых вопросов на этапе ресурсного проектирования двигателей.

4. Опыт и результаты практической реализации предложенных систем МВР КД

4.1. Основные положения дополненной Концепции были реализованы в ряде программных комплексах (ПК) «Ресурс». В частности, это ПК «Ресурс-336» для газотурбинного привода газоперекачивающего агрегата на основе турбовального двигателя Д-336; ПК «Ресурс-18Т», предназначенного для мониторинга выработки и прогнозирования остатка НР двухконтурного ТРД Д-18Т самолета АН-124 («Руслан») и ПК «Ресурс-436» для двухконтурного АГТД Д-436Т1 самолета Ту-334-100 [4,6,7].

ПК может применяться в двух модификациях: для работы на борту в темпе реального времени и для наземной обработки полетной информации.

4.1.1. В состав КД обычно включались: лопатка вентилятора, диски компрессоров среднего и высокого давлений, диски турбин высокого давления и вентилятора, а также отдельные валы. Исходными данными для расчетов служили значения штатно регистрируемых параметров и сигналов двигателя.

ПК после каждого своего включения и выполнения цикла вычислений выдает следующую текущую информацию: накопленные повреждения КД по ДП и МЦУ, выработанный ресурс и остаток назначенного ресурса (в часах и количестве ОПЦ), а также любую информацию, имеющуюся в его базе данных.

4.1.2. Основой для разработки ПК послужил цикл специальных исследований особенностей ТС и НС каждой КД, выполненный на соответствующих моделях верхнего уровня.

Проведенный анализ показал необходимость при мониторинге ТС и НС рассматривать КД в составе соответствующих узлов (за исключением лопатки вентилятора). Это обстоятельство существенно усложняет мониторинговые модели ТС и НС КД.

4.2. При мониторинге НС КД на установившихся режимах вычисляются:

- компоненты тензора напряжений (далее напряжения) в критической точке КД от действия факторов механического нагружения;
- напряжения от действия факторов температурного нагружения;
- суммарные напряжения (с учетом концентрации напряжений);
- эквивалентное упругое напряжение;
- эквивалентное упругопластическое напряжение.

4.3. Большое внимание уделено алгоритмам мониторинга температурных напряжений в КД.

4.4. Был предложен комплекс оригинальных алгоритмов мониторинга ТС на установившихся режимах:

а) температур t в критических точках контролируемых деталей;

б) характерных температур для учета зависимости коэффициента теплопроводности материала $\lambda(t)$ от температуры;

в) эквивалентных температур t_e для учета зависимости модуля упругости материала $E(t)$ от температуры при расчетах напряжений от факторов механического нагружения;

4.5. При мониторинге ТС и НС на переходных режимах были существенно развиты предложенные ранее алгоритмы [1,4] путем использования методов теории пространства состояний [6-8].

Была предложена методика [6,7] оценки погрешностей МВР, в которой основное внимание

уделялось отличию результатов ПК от результатов аналогичных расчетов по моделям верхнего уровня. Они зависят от погрешностей мониторинга ТС и НС. В качестве предельных значений были установлены следующие:

- ТС на установившихся режимах: 0,2...0,4%;
- ТС на переходных режимах: менее 2%;
- НС на установившихся режимах: менее 1%;
- НС на неуставившихся режимах: менее 2%.

Для оценок погрешностей МВР применялась методика [6, 7] на базе приведенных выше значений предельных погрешностей мониторинга ТС и НС.

Кроме того, использовались результаты оценок для типовых КД авиационного ГТД, полученные в [4] при аналогичных условиях. В частности, был выполнен детальный количественный учет всех систематических и случайных составляющих погрешностей МВР применительно к диску и рабочей лопатки ТВД двигателя.

В целом, в качестве приближенных общих оценок ПК «Ресурс» принято, что они не превышают 7-8% по МЦУ и 5% по ДП. В то же время, в работе [4,7] было показано, что при использовании общепринятых методов мониторинга ТС и НС КД указанные погрешности могут достигать 45-50%.

Заключение

Таким образом, выше предложены дополнения к общепринятой Концепции разработки систем МВР авиационных ГТД, в которой основное внимание уделено решению проблемы повышения точности мониторинга ТС и НС контролируемых деталей.

Приведены основные результаты реализации предложенной Концепции при разработке алгоритмов систем МВР газотурбинных двигателей ГП «Ивченко-Прогресс».

Литература

1. Система учета выработки ресурса турбовального привода газоперекачивающего агрегата / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, В.А. Филатов, С.В. Епифанов, Ф.М. Муравченко, А.В. Шереметьев, В.И. Колесников // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр.* – Х.: ХАИ, 1998. – Вып. 5. – С. 343-347.
2. Комплекс программно-методических средств для учета выработки ресурса авиационного ГТД в системах диагностической обработки информации / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, В.А. Филатов, Ф.М. Муравченко, В.И. Колесников, А.В. Шереметьев, В.В. Грищенко // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр.* – Х.: ХАИ, 2002. – Вып. 26. – С. 163-166.
3. Комплекс программно-методических средств для эксплуатационного мониторинга выработки

ресурса основных деталей авиационного двигателя Д-18Т / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, В.А. Филяев, В.И. Колесников, А.В. Шереметьев, В.В. Грищенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 7. – С. 96-101.

4. Филяев В.А. Мониторинг температурного и напряженного состояний деталей авиационных ГТД в системах учета выработки их ресурса: Дис... канд. техн. наук: 05.07.05 / В.А. Филяев. – Х., 2002. – 193 с.

5. Симбирский Д.Ф. Требования к точности мониторинга температурного и напряженного состояния деталей ГТД в системах учета выработки их ресурса / Д.Ф. Симбирский, В.А. Филяев, А.В. Шереметьев // *Авиационно-космическая техника и технология*: 36. наук. праць. Держ. аерокосм. ун-та. – Х.: ХАИ, 2002. – Вып. 34. – С. 130-132.

6. Олейник А.В. Концепция и методы мониторинга выработки ресурса авиационных ГТД на основе идентификации динамики температурного и напряженного состояния основных деталей: Дис. ... докт. техн. наук: 05.07.05 / А.В. Олейник. – Х., 2006. – 241 с.

7. Шимановская Н.А. Формирование моделей температурного и напряженного состояния деталей для систем мониторинга выработки ресурсов двигателей многорежимных самолетов: Дис. ...канд. техн. наук: 05.05.03 / Н.А. Шимановская. – Х., 2008. – 238 с.

8. Олейник А.В. Эксплуатационный мониторинг температурного состояния детали газотурбинного двигателя как задача динамики конечно-элементной модели в пространстве состояния / А.В. Олейник // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – №4/12. – С. 38-42.

Поступила в редакцию 2.06.2010

Рецензент: д-р тех. наук, проф. В.Н. Доценко, Национальный Аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

КОНЦЕПЦІЯ І ДОСВІД РОЗРОБКИ СИСТЕМ МОНІТОРИНГУ ВИРОБІТКУ РЕСУРСІВ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

О.В. Олійник, Д.Ф. Симбірський, С.В. Єпіфанов, Н.А. Шимановська, О.В. Шеремет'єв, В.В. Грищенко

Наводяться основні результати вдосконалення концепції моніторингу виробітку ресурсів основних деталей газотурбінного двигуна. Розглянута використовувана у ряді програмних комплексів "Ресурс" Концепція моніторингу виробітку ресурсів авіаційних двигунів. Виявлені основні її недоліки і сформульований ряд додаткових положень до загальноприйнятої Концепції, а також приведені дослідження особливостей їх практичної реалізації. Показано, що при використанні розширеної Концепції погрішність моніторингу виробітку ресурсів основних деталей двигунів може бути зменшена з 45-50% до 10%.

Ключові слова: авіаційний двигун, ресурс, моніторинг.

CONCEPTION AND EXPERIENCE OF LIFETIME MONITORING SYSTEMS DEVELOPMENT OF AVIATION TURBO-ENGINES

A.V. Oleynik, D.F. Simbirskiy, S.V. Epifanov, N.A. Shimanovskaya, A.V. Sheremetev, V.V. Grishchenko

Basic results over of perfection of lifetime monitoring conception of turbo-engine basic details are brought. The used is considered in a number of programmatic complexes "Resource" Conception of aviation engines lifetime monitoring. Its basic defects are educed and the row of additional positions is formulated to the generally accepted Conception, and also researches over of features of their practical realization are brought. It is shown that at the use of the extended Conception the error of lifetime monitoring of engines basic details can be diminished with 45-50% to 10%.

Key words: aviation engine, lifetime, monitoring.

Олейник Алексей Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Симбирский Дмитрий Федорович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Епифанов Сергей Валериевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Шимановская Наталья Анатольевна – канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Шереметьев Александр Викторович – канд. техн. наук, начальник отдела прочности ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Грищенко Вадим Валерьевич – ведущий конструктор отдела прочности ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

УДК 629.7.03.018

А.А. СТАСЕВИЧ, Б.Б. КОРОВИН

ФГУП РФ «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Россия

ИТЕРАЦИОННЫЙ МЕТОД КОРРЕКЦИИ ДИНАМИЧЕСКОГО СПЕКТРА ГТД

Рассмотрены теоретические и практические аспекты повышения информативности цифрового Фурье-анализа применительно к анализу структур динамического спектра ГТД. На основе аналогии между формулой гипотез для условных вероятностей совместных событий и соотношением, связывающим истинную спектральную оценку с реальной, обоснован итерационный метод повышения разрешения спектральной оценки по частоте. Показано, что предлагаемый метод позволяет повысить точность определения мгновенной частоты составляющей динамического спектра вибропроцесса до величины расчетного разрешения спектра по частоте. Эффективность метода продемонстрирована на реальной экспериментальной информации, полученной при вибропрочностных испытаниях перспективных ГТД.

Ключевые слова: динамический спектр, вибросигнал, частотная модель ГТД, сонограмма, идентификация, интегральное преобразование Фурье.

Введение

Определение частот узкополосных составляющих динамического спектра ГТД – важная процедура их идентификации, на которой, во многом, базируется вибродиагностика роторных машин. Указанная процедура, как правило, осуществляется с помощью Фурье-преобразования.

Как известно, Фурье-преобразование применительно к обрабатываемому сигналу, как функции времени – математическая операция, дающая его однозначное представление в частотной области, при том, что точность оценки частоты сигнала неразрывно связана с длительностью анализируемого временного интервала и используемыми методами уменьшения просачивания энергии.

При оценке спектра ГТД исследователя интересует именно «мгновенный спектр», максимально локализованный во времени, невозможность получения которого следует из фундаментального свойства преобразования Фурье: точность оценки частоты обратно пропорциональна временному интервалу, для которого осуществляется преобразование.

Настоящее сообщение посвящено разработке процедуры, позволяющей максимально уменьшить влияние конечности интервала цифровой обработки процесса на получаемую спектральную оценку, включая оценку частоты анализируемого процесса.

1. Формулирование проблемы и методы ее решения

Использование преобразования Фурье применительно к анализу частотной структуры спектра

ГТД имеет свои характерные особенности. Основной спецификой сигналов, характеризующих виброактивность ГТД является их линейчатость – группирование энергии как на частотах, генерируемые вращающимися элементами конструкции ГТД, так и на частотах, процессы которых являются результатом взаимодействия элементов из предыдущей группы. Основным инструментом исследования структуры спектра ГТД является модель генерации частот, представляющая из себя ряд кинематических коэффициентов, связывающих частоты вращения роторов с совокупностью виброактивных элементов ГТД. Очевидно, что успешность идентификации составляющих спектра ГТД в первую очередь, определяется двумя факторами:

- точностью измерения частот вращений роторов;
- разрешением спектральной оценки по частоте.

Оценка частоты вращения роторов благодаря современному развитию программно-аппаратных средств в пределах заданной погрешности вполне правомерно может быть отнесена к категории «мгновенная частота», чего нельзя сказать об оценке «мгновенной» частоты анализируемого процесса, получаемой при спектральном анализе в силу того, что интервал идентификации имеет определенную длительность.

Как известно [1], получаемая оценка спектральной плотности $S'_t(w_0)$ является сверткой истинной спектральной плотности $S_t(w_0)$ с спектральным окном $G\tau(w)$ для прямоугольного импульса длительностью τ . В аналитическом виде это можно записать в следующем виде:

$$S'_t(w_0) = \int_{-\infty}^{\infty} S_t(w_0) \cdot G_{\tau}(w_0 - w) dw, \quad (1)$$

где $S'_t(w_0)$ – получаемая оценка спектральной плотности;

$S_t(w_0)$ – истинная спектральная плотность;

$G_{\tau}(w_0 - w)$ – спектральное окно.

Введем следующие обозначения:

$S_{ideal}(w)$ – истинная оценка спектральной плотности для процесса с истинной частотой w ;

$S_{real}(w')$ – действительная или первичная оценка спектральной плотности для частоты w' ;

$G_{\tau}(w - w')$ – спектральное окно прямоугольной функции длительностью τ для частоты w' ;

w – ряд частот ортогональной системы функций ядра преобразования.

Перепишем (1) в принятых обозначениях:

$$\int_{-\infty}^{\infty} S_{ideal}(w') \cdot G_{\tau}(w - w') dw' = S_{real}(w) \quad (2)$$

Интегральное соотношение между истинной и реальной спектральной оценками в форме (2) позволяет сформулировать задачу: найти истинную (идеальную) оценку спектральной плотности $S_{ideal}(w)$ и истинную частоту w на основе полученных реальных спектральной оценки $S_{real}(w)$, частоты w' и расчетной функции спектрального окна для прямоугольной функции длительностью T $G_{\tau}(w, w')$. В силу того, что спектральное окно $G_{\tau}(w, w')$ прямоугольной функции длительностью τ для частоты w' в рамках соотношения (2) можно рассчитывать только для отдельной составляющей, естественным ограничением на решение будет являться то, что предлагаемый метод корректно может быть использован только для анализа узкополосных процессов с высокой концентрацией энергии в узкой полосе частот.

Спектр вибросигналов ГТД в полной мере отвечает последнему требованию, поэтому корректность получаемых результатов будет зависеть только от правильности выбора параметров расчета (анализируемый диапазон частот, число итераций и интервал идентификации).

2. Решение проблемы

2.1. Вывод итерационной формулы коррекции спектральной оценки на конечном временном интервале

Используемое в рамках теории преобразования Фурье интегральное соотношение или уравнение вида (2) представляет из себя интегральное уравнение I-го рода [2].

Интегральное уравнение (2) имеет внешнюю аналогию с формулой полной вероятности или формулой гипотез Байеса [3]:

$$\int_a^b u(\tau) p(t / \tau) d\tau = p(t), \quad (3)$$

где $p(t)$ – полная вероятность события t ; $t \in [c, d]$;

$u(\tau)$ – плотность вероятности события из полной группы событий $\tau \in [a, b]$;

$p(t/\tau)$ – условная вероятность события t при условии, что произошло событие τ .

Ниже, в табл. 1 приведена аналогия составляющих интегрального уравнения (3) и формулы полной вероятности (4) [4]:

Таблица 1

Аналогия между составляющими интегрального уравнения и формулой полной вероятности (формулой гипотез)

Интегральное уравнение	Формула полной вероятности
w'	t
w	τ
$G_{\tau}(w, w')$	$p(t/\tau)$
$S_{ideal}(w')$	$u(\tau)$
$S_{real}(w)$	$p(t)$

По аналогии с (3) в силу симметричности совместных событий можно записать формулу полной вероятности для события τ :

$$\int_c^d p(t) q(\tau / t) dt = u(\tau) \quad (4)$$

Условные вероятности совместных событий t и τ связаны формулой Байеса (формулой гипотез):

$$q(\tau / t) = p(t / \tau) \frac{u(\tau)}{\int_a^b u(\tau) p(u / \tau) d\tau} \quad (5)$$

Проинтегрируем формулу Байеса (5) по t :

$$\int_c^d q(\tau / t) dt = u(\tau) \int_c^d \frac{p(t / \tau)}{\int_a^b u(\tau) p(t / \tau) d\tau} dt = 1 \quad (6)$$

Интеграл (6) равен единице в силу того, что группа событий τ является полной. Аналогичное выражение может быть получено и для некоторой другой функции $u'(\tau)$:

$$u'(\tau) \int_c^d \frac{p(t / \tau)}{\int_a^b u'(\tau) p(t / \tau) d\tau} dt = 1 \quad (7)$$

Приравняем левые части (6) и (7) друг другу и

выполним замену составляющих формулы в соответствии с аналогией, определенной в табл. 1:

$$v'(x) \int_c^d \frac{A(x, z)}{\int_a^b v'(x) p(x, z) dz} dx =$$

$$v(x) \int_c^d \frac{A(x, z)}{\int_a^b v(x) A(x, z) dz} dx \quad (8)$$

Перепишем выражение (8) в следующем виде:

$$v^{j+1}(x) = v^j(x) \left\{ \frac{\int_c^d \frac{A(x, z)}{\int_a^b v^j(x) p(x, z) dz} dx}{\int_c^d \frac{A(x, z)}{\int_a^b v(x) A(x, z) dz} dx} \right\}, \quad (9)$$

где j – номер итерации.

Выражение (9) в дискретной форме имеет вид:

$$V^{i+1} = V^i \cdot \left\{ \frac{\sum_{i=1}^m \frac{A_{i,j}}{\sum_{k=1}^n V_k^j \cdot A_{i,j}}}{\sum_{l=1}^m \frac{A_{j,l}}{\sum_{r=1}^n V_r \cdot A_{r,l}}} \right\} \quad (10)$$

Перепишем рабочую итерационную формулу (10) учетом принятых обозначений при определении соотношения между истинной и первичной спектральными оценками (2):

$$S_{ideal}^{j+1} = S_{ideal}^j \cdot \left\{ \frac{\sum_{i=1}^m \frac{G_{\tau}^{i,j}}{\sum_{k=1}^n S_{ideal}^j \cdot G_{\tau}^{k,m}}}{\sum_{l=1}^m \frac{G_{\tau}^{r,l}}{\sum_{r=1}^n S_{real}^r}} \right\}, \quad (11)$$

где $S_{ideal}(w')$ – действительная (идеальная) спектральная оценка для процесса частотой w' ;

$S_{real}(w)$ – расчетная (реальная) спектральная оценка для процесса частотой w ;

$G_T(w-w')$ – спектральное окно прямоугольной функции длительностью T для частоты w' .

Структуру итерационной формулы (11) также можно представить в следующем виде:

$$S_{ideal}^{j+1} = S_{ideal}^j \cdot \left\{ \frac{\sum G/AU}{\sum G/SP} \right\}, \quad (12)$$

где $AU = \sum G \cdot S_{ideal}^j$ – свертка найденной S_{ideal} на последней j -м шаге итерации с расчетным спектральным окном прямоугольной функции G_T ;

SP – расчетная (реальная) спектральная оценка S_{real} для исходного процесса.

2.2. Примеры расчетов спектральной плотности для вибропроцессов ГТД с использованием итерационной формулы коррекции спектральной оценки

Пример 1.

В качестве оцениваемого процесса воспользуемся модельным синусоидальным сигналом, частота которого меняется в диапазоне от 209.2 до 210.8 Гц. или $\pm 0.4\%$ относительно исходной частоты, изображенный на рис. 1. Исходная и конечная частота процесса составляет 210 Гц. Частота дискретизации составляет 8192 Гц, размер исходной реализации 8192 отсчетов. Из рис. 1 видно, что на временном интервале 600 мс исходная частота модельного сигнала меняется в диапазоне от 209.2 до 210.8 Гц.

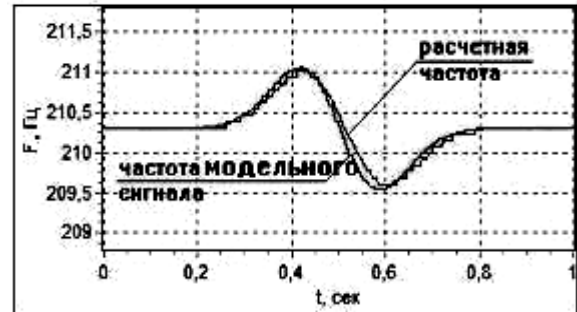


Рис. 1. Результаты расчета мгновенной частоты для модельного сигнала.

Параметры модельного сигнала:

- исходная и конечная частота – 210 Гц;
- диапазон изменения (колебаний) частоты 209.2...210.8 Гц;
- интервал колебаний частоты – 0.6 с.;
- частота дискретизации 8192 Гц.

Результаты расчета мгновенной частоты методом, суть которого была приведена выше, показаны на рис. 1 линией темного цвета.

Параметры расчета мгновенной частоты посредством итерационной формулы (13):

- диапазон частот – 200-220 Гц;
- число гармоник 256;
- разрешение спектра по частоте – 0.08 Гц;
- временной интервал (T) – 0.147 с.;
- число итераций – 139.

Результаты расчета мгновенной частоты показаны на рис. 1. Из рис. 1 видно, что расхождение между реальной частотой процесса и частотой процесса, определенной посредством использования итерационной формулы (13) находится практически в пределах погрешности самого метода (разрешение спектра по частоте).

Пример 2.

В примерах № 2 и 3 используется графическая форма представления спектральной оценки в виде сонограммы. Ось абсцисс соответствует времени, ось ординат – частоте, а яркость одного пикселя пропорциональна амплитуде сигнала в данной точке. На рис. 2 представлена динамика изменения частоты вращения ротора ВД ТРДДФ на стационарном режиме.

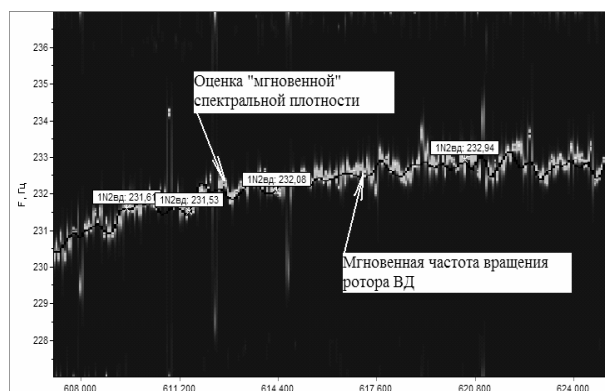


Рис. 2. Мгновенная частота вращения ротора ВД и оценка спектральной плотности

Параметры расчета:

- частота дискретизации – 15625 Гц.;
- временной интервал для расчета – 0.224 с (3500 отсчетов);
- число итераций – 225;
- разрешение спектра по частоте – 0.04 Гц.;
- шаг измерения частоты вращения – 125 мс.

Из рис. 2 видно удовлетворительное совпадение измеренной частоты вращения РВД с результатами расчета той же частоты предлагаемым методом. Частота вращения РВД на рассматриваемом интервале времени изменилась с 89.2 на 90.2% (на 1 %) или на ~2.5 Гц.

Рис. 2 также показывает относительность понятия «стационарность вибропроцесса» применительно к ГТД.

Пример 3.

На рис. 3 показан динамический спектр, рассчитанный стандартным путем (разрешение по частоте – 0.81 Гц.) для первых винтовых гармоник ТВВД с закапотированным винтовентилятором.

Расчет спектральной плотности полученной итерационной формулой (рис. 4) позволяет надежно различить разделение первые винтовые гармоники для переднего и заднего винтов.

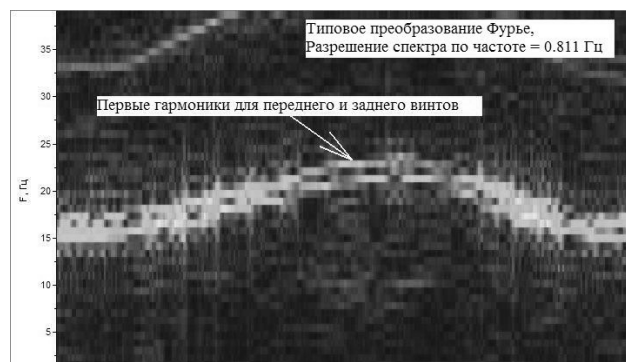


Рис. 3. Динамический спектр 1-х винтовых гармоник, рассчитанный традиционным способом

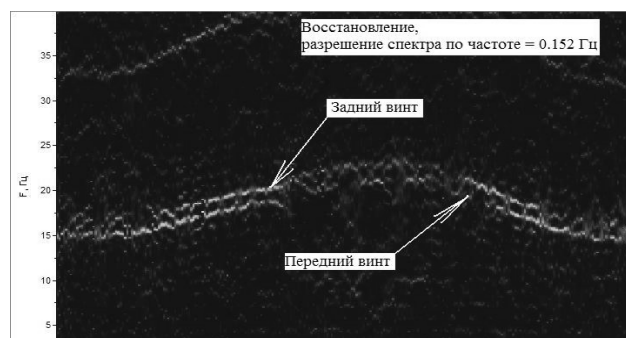


Рис. 4. Динамический спектр 1-х винтовых гармоник, рассчитанный посредством итерационной формулы

Резюмируя вышеизложенное, можно утверждать, что предлагаемый итерационный метод расчета мгновенной спектральной плотности для узкополосных составляющих процессов позволяет существенно повысить разрешение по частоте для спектральных оценок, вычисляемых традиционным дискретным преобразованием Фурье.

Заключение

Предлагаемый итерационный метод коррекции спектра вибропроцессов ГТД успешно апробирован при идентификации узкополосных составляющих вибросигналов на примере двух авиационных ГТД и может быть рекомендован для использования широким кругом специалистов, работающих в области виброконтроля и вибродиагностики.

Литература

1. Иорши Ю.И. Виброметрия / Ю.И. Иорши. – М.: Изд. машиностроительной литературы, 1963. – 773 с.

2. Манжиров А.В. Методы решения интегральных уравнений. Справочник / А.В. Манжиров, А.Д. Полянин. – М.: Факториал, 1999. – 272 с.
3. Тараско М.З. Об одном методе решения линейных систем со стохастическими матрицами / М.З. Тараско. – Препринт ФЭИТ-156 1969. – 1 п.л.
4. Вентцель Е.С. Теория вероятностей / Е.С. Вентцель. – М.: Наука, 1964. – 540 с.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук М.Е. Колотников, заместитель Генерального конструктора ФГУП «ММПП «Салют», Москва, Россия.

ITERATIVE METHOD OF CORRECTION OF JET ENGINE SPECTRE

A.A. Stasevitch, B.B. Korovin

Theoretical and practical features of digital Fourier transformation for the analysis of gas turbine engines dynamic spectres have been examined. On the basis of analogy between hypothesis formula for conditional probability of joint events and relationship between true and real specter assessments the iteration method of increasing of assessment frequency resolution. It is shown that the suggested method allows to increase the accuracy of instantaneous frequency determination of dynamic specter component for vibration signal up to the value of calculated specter frequency resolution. The method effectiveness was demonstrated on the real data obtained during perspective gas turbine engine vibration tests.

Key words: dynamic specter, vibration signal, frequency generation gas turbine engine model, sonogram, identification, Fourier transformation.

ІТЕРАЦІЙНИЙ МЕТОД КОРЕКЦІЇ ДИНАМІЧНОГО СПЕКТРУ ГТД

A.A. Стасевіч, Б.Б. Коровін

Розглядані теоретичні та практичні аспекти збільшення інформативності цифрового Фур'є-аналізу, які застосовані до аналізу структур динамічного спектру ГТД. На основі аналогії між формулою гіпотез для умовних імовірностей сукупних подій та співвідношенням, яке сполучає дійсну спектральну оцінку з реальною, сформульований ітераційний метод підвищення розв'язання спектральної оцінки по частоті. Показано, що метод, який запропоновано, дозволяє отримати будь-яке вирішення спектральної оцінки за частотою. Ефективність методу продемонстрована на реальній експериментальній інформації, яка одержана за умови льотних та наземних вібростійких випробуваннях перспективних ГТД.

Ключові слова: динамічний спектр, вібросигнал, частотна модель ГТД, сонограма, ідентифікація, інтегральне перетворення Фур'є.

Стасевіч Аркадій Анатольєвич – ведучий інженер КНІО-3 ФГУП ЛІИ ім. М.М. Громова, Жуковский, Россия, e-mail: flysim-lji@mtu-net.ru.

Коровін Борис Борисович – д-р техн. наук, начальник лабораторії КНІО-3 ФГУП ЛІИ ім. М.М. Громова, Жуковский, Россия, e-mail: flysim-lji@mtu-net.ru.

УДК 629.7.054

Р.Н. ПАНЧЕНКО, Л.И. РУЖИНСКАЯ

Национальный технический университет Украины “КПИ”, Киев, Украина

ПЛОСКО-ПАРАЛЛЕЛЬНАЯ ПЛАСТИНА В АКУСТИЧЕСКОЙ СРЕДЕ

Поддаляющее большинство механических конструкций представляют собой пластины – изотропные, анизотропные, плоско - параллельные, пористые и т.п., которые входят как отдельные элементы, так и, в той или иной степени, в сочетании с искривленными пластинами или оболочками. Строится модель плоско - параллельной пластины с упругой прослойкой и устанавливается закономерность ее движения под действием акустической волны. Рассматривается наиболее интересный случай - воздействие антисимметричной составляющей, как приводящей к характерной раскачке конструкции в целом. Приводится анализ влияния физико-механических свойств на динамику пластины.

Ключевые слова: плоско - параллельная пластина, антисимметричная волна, упругие связи

Введение

Постановка проблемы и ее связь с научно-техническими задачами. Возникновение волновых процессов в элементах конструкции авиационных двигателей приводит, как известно, к нарушению режима их нормального функционирования. Побуждающей причиной, помимо прочего, являются звуковые поля высокой интенсивности. Жесткие условия эксплуатационного использования летательных аппаратов в совокупности с высокой маневренностью при выполнении полетного задания приводят к необходимости глубокого и обстоятельного изучения динамических свойств конструкции фюзеляжа и комплектующих еще в наземных условиях.

Прежде всего необходимо очертить принципы построения расчетных моделей плоских элементов, в частности, сформулировать граничные условия по контуру крепления, граничные условия на поверхности, механизм передачи возмущенного движения на другие конструкции и т.п. обоснованием выбранной механической модели служит реальный учет возмущающих факторов и степень разумного упрощения механизма расчета.

В приводимых авторами сведениях рассматриваются расчетные модели одной из наиболее сложных конструкций – плоско - параллельной пластины неограниченной протяженности с упругой прослойкой.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Установлено, что наибольшей величины акустические нагрузки от шума реактивной струи достигают на Земле и во время старта. С увеличением скорости полета их влияние уменьшается, но при этом возрастают нагрузки, обусловленные пульсацией давления в турбулентном пограничном слое [1, 2]. На самолетах с турбовинтовыми двигателями создается переменное

давление на панели фюзеляжа, главным образом в зоне вращения винта [3].

Особенностью излучения звука аэродинамическим потоком является наличие сферических звуковых волн Маха, которые и являются основным источником шума. Величина среднего квадрата акустического давления, например, высокоскоростных ракет, может быть определена известной формулой [4]:

$$\overline{P}^2 \sim \epsilon^5 l^2 |y|^{-2} (\rho U)^2 M^4 \left[(1 - M \cos \theta)^2 + \epsilon^2 M^2 \right]^{-\frac{5}{2}},$$

где M – число Маха; ϵ – безразмерный коэффициент уровня турбулентности; θ – угол между направлениями движения вихрей и направлением излучения.

Наибольший интерес представляет случай, когда $M \cos \theta = 1$, что соответствует максимуму шума, излучаемого струей ракетного двигателя.

Вопросы прохождения звука через две пластины не связанные между собой рассматривались А. Лондоном [5], а более общая теория влияния звука на составные конструкции изложена, например, в работах [6-10].

Если в отмеченных изданиях, изучались вопросы взаимодействия звука с преградой для задач звукоизоляции, то здесь анализируются динамические свойства пластин при акустическом нагружении.

Постановка задачи данного исследования. К расчетной модели в виде плоско - параллельной пластины с упругой прослойкой могут быть сведены многие элементы конструкций.

Изучение упруго-напряженного состояния таких фрагментов состоит как в анализе закономерностей вынужденного изгибного движения в акустической среде, так и учет влияния упругой прослойки.

Имеются в виду особенности трансляции акустического излучения.

Отмеченным направлениям исследований и посвящены приводимые результаты.

Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

Взаимодействие акустической волны давления с плоско - параллельной пластиной рассмотрим на механической модели в виде двух акустически однородных пластин, поверхности которых параллельны между собой, а промежуток между ними дискретно-непрерывно заполнен упругой средой. Для простоты будем пренебрегать продольными связями (связями сдвига) и ограничимся рассмотрением только поперечных связей. Считаем, что они соединяют пластины и препятствуют изменению рассматривания между ними, подчиняясь закону Гука. Впервые в такой постановке задача о расчете составного стержня была решена А.Р. Ржаницыным, а в дальнейшем В.И. Заборовым для арки.

Схема прохождения плоской волны звукового давления в этом случае представлена на рис. 1, здесь θ – угол падения волны; h_1 – толщина пластин; 2δ – толщина упругой прослойки; объем, занимаемый упругими связями, предполагается намного меньшим объема воздушного промежутка между пластинами.

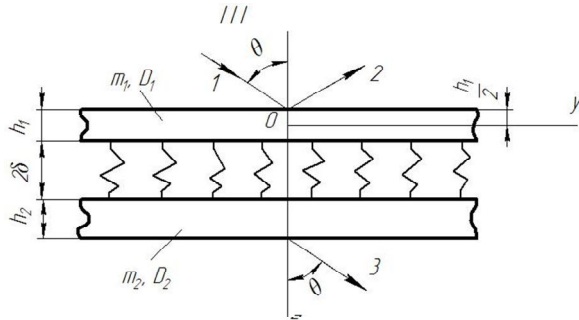


Рис. 1. Механическая модель прохождения звука через плоско - параллельную пластину неограниченной протяженности

Предполагая, что напряженное и деформированное состояние пластин постоянной жесткости описывается уравнением изгиба тонкой упругой изотропной пластины, колебательное движение плоско-параллельной преграды запишем в виде

$$\nabla^4 \frac{d^4 W_1}{dt^4} + \left[(D_1 m_1^{-1} + D_2 m_2^{-1}) \nabla^8 + k (m_1^{-1} + m_2^{-1}) \right] \times \\ \times \frac{d^2 W_1}{dt^2} + k (m_1 m_2)^{-1} \cdot (D_1 + D_2) \nabla^8 W_1 +$$

$$+ D_1 D_2 (m_1 m_2)^{-1} \nabla^{12} W_1 = (m_1 m_2)^{-1} \times \\ \times \left(D_2 \nabla^8 q_1 + m_2 \nabla^4 \frac{d^2 q_1}{dt^2} + k \nabla^4 q_1 + k \nabla^4 q_2 \right); \\ \nabla^4 \frac{d^4 W_2}{dt^4} + \\ + \left[(D_1 m_1^{-1} + D_2 m_2^{-1}) \nabla^8 + k (m_1^{-1} + m_2^{-1}) \right] \times \\ \times \frac{d^2 W_2}{dt^2} + k (m_1 m_2)^{-1} \cdot (D_1 + D_2) \nabla^8 W_2 + \\ + D_1 D_2 (m_1 m_2)^{-1} \nabla^{12} W_2 = (m_1 m_2)^{-1} \times \\ \times \left(D_1 \nabla^8 q_2 + m_1 \nabla^4 \frac{d^2 q_2}{dt^2} + k \nabla^4 q_2 + k \nabla^4 q_1 \right); \quad (1)$$

где m_i , D_i – соответственно массы и цилиндрические жесткости пластин; W_i – перемещения пластин вдоль оси z ; k – приведенный коэффициент упругого основания при сжатии-растяжении в кг см^{-3} ;

$$q_1 = (P_1 + P_2) \Big|_{z=-\frac{h_1}{2}}, \quad q_1 = -(-P_3) \Big|_{z=\frac{h_1}{2}+2\delta+h_2} -$$

внешние нагрузки на пластины.

Представим звуковое давление в виде двух составляющих – симметричной и антисимметричной (рис. 2), а давление в падающей, отраженной и прошедшей волнах в виде

$$P_1 = P_{10} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right]; \\ P_2 = P_{20} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right]; \\ P_3 = P_{30} \exp i \times \\ \times \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z - \frac{h_1}{2} - 2\delta - h_2 \right) \cos \theta \right].$$

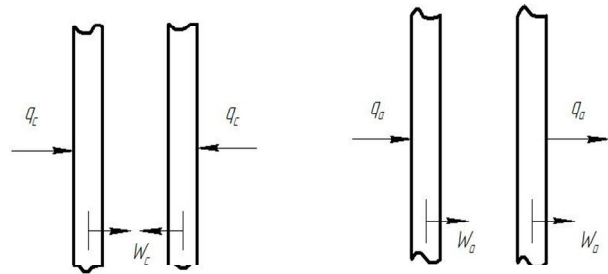


Рис. 2. Звуковая нагрузка, действующая на плоско-параллельную пластину

Чтобы учесть влияние внутреннего трения в материале пластин, приводящее к необратимому рассеянию энергии звуковой волны, представим цилиндрическую жесткость пластин в комплексной

форме, т.е. будем полагать $D_1 = D_1(I + i\eta_\Pi)$, $D_2 = D_2(I + i\eta_\Pi)$. Для упрощения вычислений коэффициент потерь η_Π для обеих пластин примем одинаковым.

С учетом принятых допущений решение уравнений (1) имеет вид

$$\begin{aligned} W_1 &= (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \cdot [(P_1 + P_2) S_2 - k P_3]; \\ W_2 &= (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \cdot [(P_1 + P_2) k - S_1 P_3], \end{aligned} \quad (2)$$

где $S_1 = \lambda_1^{-1} \omega^2 m_2 (\lambda_1 \beta \varphi_2 - 1) + i\eta_\Pi \lambda_1^{-1} \omega^2 m_2 \varphi_2 \lambda_1 + k$;

$$S_2 = \omega^2 m_2 (\varphi_2 - 1) + i\eta_\Pi \omega^2 m_2 \varphi_2 + k$$

$$\varphi_2 = (C_{\Pi 2} c^{-1} \sin \theta)^4; \quad \beta = D_1 D_2^{-1}; \quad \lambda_1 = m_1 m_1^{-1};$$

$C_{\Pi 2} = (m_1^{-1} \omega^2 D_2)^{\frac{1}{4}}$ – фазовая скорость изгибной волны во второй пластине.

Граничные условия для наружных поверхностей пластин:

$$\begin{aligned} \frac{dW_1}{dt} &= [(P_1 - P_2) t_0^{-1} \cos \theta]_{z=-\frac{h_1}{2}}; \\ \frac{dW_2}{dt} &= [P_3 z_0^{-1} \cos \theta]_{z=\frac{h_1}{2}+2\delta+h_2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Тогда из соотношения (3) с учетом (2) определяем значения коэффициентов прохождения A и отражения B звука -

$$\begin{aligned} A &= P_{30} P_{10}^{-1} = 2k\gamma \times [1 + \gamma(S_1 + S_2) + \gamma^2 S_1 S_2 - \gamma^2 k^2]^{-1}; \\ A &= P_{30} P_{10}^{-1} = \\ &= 2k\gamma \times [1 + \gamma(S_1 + S_2) + \gamma^2 S_1 S_2 - \gamma^2 k^2]^{-1}; \\ B &= P_{20} P_{10}^{-1} = \\ &= [-1 + \gamma(S_1 + S_2) + \gamma^2 S_1 S_2 - \gamma^2 k^2] \times \\ &\times [1 + \gamma(S_1 + S_2) + \gamma^2 S_1 S_2 - \gamma^2 k^2]^{-1}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $\gamma = (i\omega z_0)^{-1} \cos \theta$.

При $k(\omega^2 z m_1)^{-1} \ll 1$ и $k(\omega^2 m_2)^{-1} \ll 1$, что начиная со средних частот практически всегда имеет место,

$$A \approx 2k(\gamma S_1 S_2)^{-1};$$

$$B \approx 1 - 2(\gamma^2 S_1 S_2)^{-1}.$$

Из формулы (2) с учетом (4) изгибные колебания наружной поверхности второй пластины можно в окончательном виде записать следующим образом:

$$\begin{aligned} W_2 &= k P_{10} (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \times \\ &\times \left\{ 1 + B \exp i \left[2k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right] + \right. \\ &\times \left. \left[+ \frac{S_1}{k} A \exp i \left[k_0 (h_1 + h_2 + 2\delta) \cos \theta \right] \right] \right\} \times \\ &\times \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right]. \end{aligned} \quad (5)$$

Обратимся теперь к более общему случаю – когда колебательное движение передается от первой пластины ко второй как через упругие связи, так и звуковой волной, распространяющейся в воздушной прослойке между упругим материалом. В результате приходим к механической модели прохождения звука, представленной на рис (3).

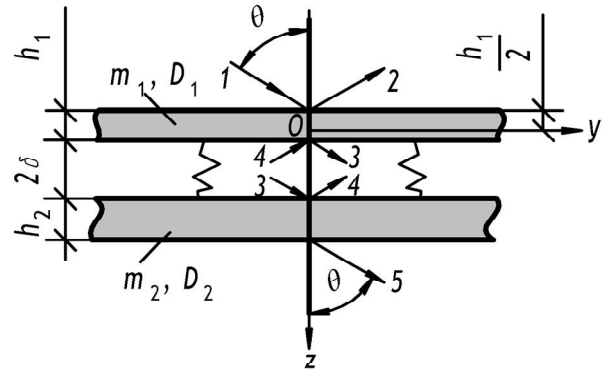


Рис. 3. Механическая модель прохождения звука через плоско - параллельную пластину с учетом звуковой волны, распространяющейся в упругой прослойке

В этом случае внешнее возмущение определяется выражениями

$$q_1 = (P_1 + P_2) \Big|_{z=-\frac{h_1}{2}} - (P_3 + P_4) \Big|_{z=\frac{h_1}{2}};$$

$$q_2 = (P_3 + P_4) \Big|_{z=\frac{h_1}{2}+2\delta} - P_5 \Big|_{z=\frac{h_1}{2}+h_2+2\delta},$$

а давления в падающей, отраженной и прошедшей волнах – формулами:

$$P_1 = P_{10} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right];$$

$$P_2 = P_{20} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta + k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right];$$

$$P_3 = P_{30} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z - \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right];$$

$$P_4 = P_{40} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta + k_0 \left(z - \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right];$$

$$\begin{aligned} P_5 &= P_{50} \exp i \times \\ &\times \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z - \frac{h_1}{2} - h_2 - 2\delta \right) \cos \theta \right]. \end{aligned}$$

Граничные условия имеют вид

$$\begin{aligned} \left[\frac{\partial W_1}{\partial t} \right]_{z=-\frac{h_1}{2}} &= (P_1 - P_2) z_0^{-1} \cos \theta; \\ \left[\frac{\partial W_1}{\partial t} \right]_{z=\frac{h_1}{2}} &= (P_3 - P_4) z_0^{-1} \cos \theta; \\ \left[\frac{\partial W_2}{\partial t} \right]_{z=\frac{h_1}{2}+2\delta} &= (P_3 - P_4) z_0^{-1} \cos \theta; \\ \left[\frac{\partial W_2}{\partial t} \right]_{z=\frac{h_1}{2}+h_2+2\delta} &= P_5 z_0^{-1} \cos \theta. \end{aligned} \quad (6)$$

С учетом сказанного, решение уравнений (1) при заданной нагрузке q_i определяется выражениями:

$$\begin{aligned} W_1 &= (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \times \\ &\times \{ S_2 [(P_1 + P_2) - (P_3 + P_4)] - k [(P_3 + P_4) - P_5] \}; \\ W_2 &= (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \times \\ &\times \{ k [(P_1 + P_2) - (P_3 + P_4)] - S_1 [(P_3 + P_4) - P_5] \}. \end{aligned} \quad (7)$$

Из соотношения (6), с учетом (7), определяем коэффициенты прохождения A_i и отражения B_i звука:

$$\begin{aligned} B_2 &= P_{20} P_{10}^{-1} = [2 + \gamma(S_1 - S_2)]^{-1} (S_1 - S_2) \gamma; \\ A_3 &= P_{30} P_{10}^{-1} = k(k + S_1)^{-1} [2 + \gamma(S_1 - S_2)]^{-1} \times \\ &\times [1 + \gamma(S_1 S_2 - k^2) + \gamma(S_1 - S_2)]; \\ B_4 &= P_{40} P_{10}^{-1} = (k + S_1)^{-1} [2 + \gamma(S_1 - S_2)]^{-1} \times \\ &\times \{ k[-1 + \gamma(S_1 S_2 - k^2) + \gamma(S_1 - S_2)] - 2S_1 \}; \\ A_5 &= P_{50} P_{10}^{-1} = 2[2 + \gamma(S_1 - S_2)]^{-1}. \end{aligned} \quad (8)$$

Численный анализ на ПК позволяет решать некоторые задачи оптимизации.

В плане поставленной задачи наибольший интерес представляет изучение характера изгибного движения наружной поверхности второй пластины.

С учетом (8), закон изгибных колебаний можно представить так:

$$\begin{aligned} W_2 &= P_{10} (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \exp i \times \\ &\times \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right] \times \\ &\times \left\{ k + [(k + S_1) B_4 + k B_2] \exp i (2k_0 z \cos \theta) + \right. \\ &+ [(k + S_1) A_3 + k B_2] \times \exp i (k_0 h_1 \cos \theta) - \\ &\left. - S_1 A_5 \exp i [k_0 (h_1 + h_2 + 2\delta) \cos \theta] \right\} = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &= P_{10} (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \times \\ &\times \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right] \times \\ &\times \{ k + (\rho_4 \exp i \varphi_4 + k \rho_2 \exp i \varphi_2) \times \\ &\times \exp i (2k_0 z \cos \theta) + (\rho_3 \exp i \varphi_3 + \\ &+ k \rho_2 \exp i \varphi_2) \exp i (k_0 h_1 \cos \theta) - S_1 \rho_5 \exp i \times \\ &\times [\varphi_5 + k_0 (h_1 + h_2 + 2\delta \cos \theta)] \}, \end{aligned} \quad (9)$$

где $B_2 = \rho_2 \exp i \varphi_2$; $A_3 = \rho_3 \exp i \varphi_3$;

$B_4 = \rho_4 \exp i \varphi_4$; $A_5 = \rho_5 \exp i \varphi_5$;

$\rho_2 = \rho_0 (S_1 - S_2) \cos \theta$;

$\rho_3 = \rho_0 (k + S_1)^{-1} \times$

$\times \left\{ k^2 \omega^2 z_0^2 + [k(S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)]^2 \cos^2 \theta \right\}^{\frac{1}{2}}$;

$\rho_4 = \rho_0 (k + S_1)^{-1} \left\{ 4\omega^2 z_0^2 + (S_1 - S_2)^2 \cos^2 \theta \right\}^{\frac{1}{2}}$;

$\varphi_2 = -\arctg 2\omega z_0 [(S_1 - S_2) \cos \theta]^{-1}$;

$\varphi_3 = \arctg \times$

$\times \left\{ k\omega z_0 (S_1 - S_2) - 2\omega z_0 [k(S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)] \right\} \times$

$\times \left\{ 2k\omega^2 z_0^2 + (S_1 - S_2) \times \right.$

$\left. \times [k(S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)] \cos \theta \right\}^{-1}$;

$\varphi_4 = \arctg \{ \omega z_0 (S_1 - S_2) [k(k + 1) - 2S_1] \cos \theta -$

$2\omega k z_0 [(S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)] \cos \theta \} \times$

$\times \{ k(S_1 - S_2) \times [(S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)] \cos^2 \theta +$

$+ 2\omega^2 z_0^2 [k(k + 1) - 2S_1] \}^{-1}$;

$\varphi_5 = \frac{\pi}{2} - \varphi_2$.

Проведем численный анализ форм изгибных колебаний второй пластины при акустическом воздействии.

Для конкретности положим:

$\delta = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$,

$D_1 = D_2 = 1 \text{ Н} \cdot \text{м}$;

$h_1 = h_2 = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$,

$m_2 m_1^{-1} = 0,8$.

Координата y изменяется в пределах $0 \dots 16$ с шагом $0,1$, значение угла θ - в пределах $0 \dots 7,5$ $\pi/16$ рад с шагом $0,196$, угловая частота звуковой волны - в пределах $0 \dots 70000 \text{ с}^{-1}$.

Откладывая по оси ординат величину длины изгибной волны λ , а по оси частот - ω (круговую частоту падающей волны), построим график изменения длины изгибной волны $\theta = 0,98$ рад (56,25 град) (рис. 4). Он представляет собой симметричную относительно оси ординат кривую с характерными четырьмя «пиками», в промежутках между которыми длина волны убывает к середине участка, достигая 0,1 м (кривые 1). На частотах ω_c , равных $8,2 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$, $16,4 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$, $33,2 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$, $41,6 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$, $58,2 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$ и $66,6 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$ в спектре наблюдается суперпозиция двух форм колебаний различной протяженности и амплитуды (кривые 2). Пунктирной линией изображены длины модулирующих волн (биения) при прохождении резонансных областей ω_b , равных $12,4 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$, $37,6 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$ и $62,4 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$. С увеличением угла θ , характер кривой «1» не меняется, она лишь сжимается по оси частот. На частотах ω_ϕ фаза колебаний меняется на π рад.

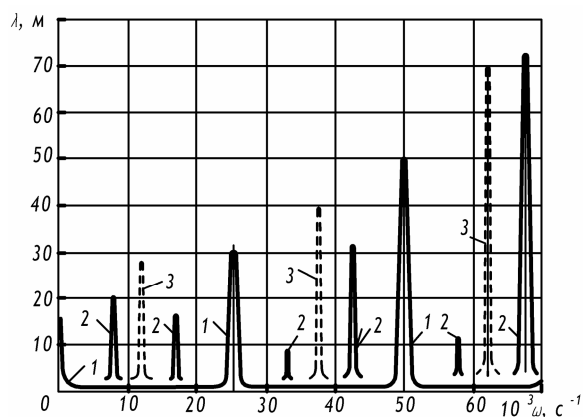


Рис. 4. Изменения длины изгибной волны плоско-параллельной пластины при акустическом воздействии

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Проведенное изучение упругого взаимодействия неограниченной по протяженности плоско-параллельной пластины с акустическим излучением дает основания для следующих выводов.

Колебательный процесс плоско-параллельной пластины с упругой прослойкой в акустическом поле состоит из нелинейных колебаний достаточно сложной структуры. Численный анализ позволяет установить наличие зон частотного резонанса и условий появления биений. Построенная математическая модель возмущенного движения даст возможность оценить степень влияния угла падения плоской звуковой волны на амплитуду колебаний.

В дальнейшем, представляет интерес более глубокое изучение влияния упругой прослойки, в том числе на резонансные свойства.

Рассмотренная модель явления раскрывает широкие возможности изучения влияния рассеяния энергии звукового излучения как в прослойке, так и в пластинах.

Не лишним, для полноты исследований, является представление звукового поля как диффузного, более четче характеризующего реальные условия эксплуатации.

Механические модели упругого взаимодействия акустического излучения с плоской преградой, изучаемые с позиций обратной задачи динамики, позволяют одновременно рассматривать вопросы анализа и синтеза - полиагрегатных конструкций как с позиций звукоизоляции, так и с позиций рассеяния энергии - при колебаниях механических систем.

Области пространственно-частотных резонансов пластин при акустическом воздействии определяются резонансом по частоте

$$(\omega = \omega_{mn})$$

с одновременным точным совпадением пространственного распределения давления в падающей звуковой волне вдоль пластины с одной из форм ее собственных колебаний

$$\left(C_n = \frac{c}{\sin \theta} \right)$$

и соответствует области волнового совпадения с граничной частотой, приблизительно равной граничной частоте волнового совпадения

$$f_{гр mn} \approx f_{гр} = \frac{c^2}{\pi^2} \left(\frac{\mu}{D} \right)^{1/2}$$

и не зависящей от ее геометрических размеров.

Величина прогиба плоской преграды под действием звуковой волны давления в условиях пространственно-частотного резонанса в 10^7 раз больше, чем при частотном резонансе, причем максимальные значения наблюдаются на первой форме, а числе локальных экстремумов равно произведению полуволн изгиба по двум ортогональным направлениям. Неполный пространственно-частотный резонанс занимает промежуточное положение по своему влиянию на пластину.

Литература

1. Выносливость авиационных конструкций при акустических нагрузках: сб. научн. тр / ЦАГИ; гл. ред. Л. П. Лепоринская. — М., 1967. — № 218. — С. 312.
2. Гладкий В.Ф. Динамика конструкции летательного аппарата: монография / В.Ф. Гладкий. — М.: Наука, 1969. — 496 с.

3. Белый Н.Г. Об акустическом нагружении фюзеляжа самолета ИЛ-18 и выносливости элементов его обшивки / Н. Г. Белый, А.В. Пачандо // Прочность и долговечность авиационных конструкций // Сб. научн. тр. КИИГА. – К., 1965. – Вып. 11. – С. 4-57.
4. Случайные колебания / Под общ. ред. С. Крендела. – М.: Мир, 1967. – 356 с.
5. London A. Transmission of Reverberant Sound through Double Walls / A. London // Journal of Acoustic Society of America. – 1950. – Vol. 22. – P. 270-279.
6. Заборов В.И. Теория звукоизоляции слоистых ограждений от воздушного шума / В.И. Заборов // Изв. Академии строительства и архитектуры СССР. – № 2. – С. 37-41
7. Дидковский В.С. Проектирование ограждающих конструкций с оптимальными звуко- и виброизоляционными свойствами / В.С. Дидковский, В.В. Карачун, В.И. Заборов. – К.: Будивельник, 1991. – 120 с.
8. Ковалец О.Я. Влияние дифракционных явлений на погрешность системы коррекции гирогоризонта / О.Я. Ковалец // Вісник НТУУ «КПІ»: Серія Приладобудування. – 2009. – Вип. 38. – С. 10-16.
9. Мельник В.Н. Усилия и моменты на краях выпуклой оболочки / В.Н. Мельник, В.В. Карачун // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 8 (65). – С. 7-11.
10. Особенности циклического нагружения оболочек / В.Н. Мельник // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 8 (44). – С.56-59.

Поступила в редакцию 12.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Карачун, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина.

ПЛОСКО-ПАРАЛЕЛЬНА ПЛАСТИНА В АКУСТИЧНОМУ СЕРЕДОВИЩІ

Р.М. Панченко, Л.І. Ружинська

Переважає більшість механічних конструкцій являє собою пластини – ізотропні, анізотропні, плоско-паралельні, пористі і таке інше, які входять як окремі елементи, так і в сукупності з викривленими пластинами чи оболонками. Будується модель плоско-паралельної пластини з напруженим прошарком та з'ясовується закономірність її руху під дією акустичної хвилі. Розглядається найбільш інтересний випадок – дія антисиметричної складової, як такої, що призводить до характерного розгойдування конструкції в цілому. Здійснюється аналіз впливу фізико-механічних властивостей на динаміку пластини.

Ключові слова: плоско-паралельна пластина, антисиметрична хвиля, пружні в'язі.

THE FLAT-PARALLEL PLATE IN ACOUSTIC MEDIUM

R.N. Panchenko, L.I. Ruzhinska

The vast majority of mechanical constructions are plates - isotropic, anisotropic, plane-parallel, porous, etc., which can be included both separate items and in combination with curved plates or shells. We construct a model of plane-parallel plate with a strained layer and the regularity of its movement under the influence of acoustic waves is being found out. We consider the most interesting case - antisymmetric component action, as such, which leads to the characteristic construction bouncing in general. It is made the analysis of the impact of physical and mechanical properties of the dynamics of the plate.

Key words: plane-parallel plate, antisymmetric wave, spring linkage.

Панченко Роман Николаевич – аспирант Национального технического университета Украины «КПИ», Киев, Украина, e-mail: karachun1@gala.net.

Ружинская Людмила Ивановна – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры биотехники и инженерии Национального технического университета Украины «КПИ», Киев, Украина, e-mail: karachun1@gala.net.

УДК 629.7.054

В.В. КАРАЧУН, В.Н. МЕЛЬНИК

Национальный технический университет Украины “КПИ”, Киев, Украина

ВОЛНОВОЕ СОВПАДЕНИЕ И ОСОБЕННОСТИ ЕГО ПРОЯВЛЕНИЯ

Упругое взаимодействие пластин конечных размеров с акустическим излучением приводит к появлению особенностей их динамического состояния. Осмысление этого явления и аналитическое описание механизма воздействия звуковых волн создает условия для учета этих особенностей в натурных условиях. С помощью двойного тригонометрического ряда авторами раскрываются причины возникновения волнового совпадения, а также более общего явления – пространственно - частотного резонанса. Описывается степень влияния физико-механических свойств пластины и рассеяния звуковой энергии при изгибном движении пластины. Создана необходимая теоретическая база для анализа причин возникновения особенностей резонансного типа в плоских элементах, которая позволяет в дальнейшем выбрать пути борьбы с этим проявлением.

Ключевые слова: волновое совпадение, пространственно-частотный резонанс, неполный пространственно-частотный резонанс

Введение

Постановка проблемы и ее связь с научно-техническими задачами. Имитационное моделирование процесса акустического воздействия на механические системы привело к упрощениям, в результате которых теоретические и стендовые исследования стали приводить к не согласующимся выводам, прежде всего касающихся возникновения локальных особенностей. Это явилось побудительной причиной обеспечения более полного соответствия имитационного моделирования имеющимся реалиям эксплуатационных условий.

Вынужденные изгибные колебания плоских тел конечных размеров можно выявить с помощью метода, изложенного в работе [1]. Суть его состоит в представлении волнового воздействия и прогиба пластины двойным рядом по нормальным функциям в прямоугольной области. Этот метод имеет наиболее простую математическую интерпретацию, но, вместе с тем, позволяет достаточно глубоко исследовать динамику тел ограниченных размеров.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Изучение динамических свойств систем с распределенными параметрами при акустическом нагружении проводилось, как правило, в рамках задач звукоизоляции и дифракции волн на ограждающих конструкциях. К примеру, вопросы изоляции однослойных и многослойных плоских элементов изучались в работах [2, 3], влияние щелей и отверстий, в частности, – в работе [4]. Вопросы расчета устойчивости и прочности при колебаниях пластин различных геометрических форм решались в работах [5, 6], отражение звука тонкими пластина-

ми – в монографии [7], дифракция звуковых волн на щелях бесконечного экрана конечной толщины – в книге [8], возникновению локальных особенностей в призмах посвящена работа [9].

Постановка задачи данного исследования. Поставим задачу построения такой расчетной модели пластины, которая бы давала возможность разносторонне оценить степень риска появления особенностей резонансного типа в пластине при акустическом нагружении. Описать аналитически и пояснить явление волнового совпадения и других, родственных ему проявлений резонансного типа.

Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

Анализ влияния размеров пластин изучим на примере двумерной задачи. Пусть пластина a , ширина b , толщина 2δ постоянна по всей площади и значительно меньше других геометрических размеров, т.е. имеют место равенства: $2\delta \leq a$, $2\delta \ll b$.

Материал пластины считаем абсолютно упругим, однородным и изотропным по всей площади. Длину генерируемой изгибной волны предполагаем превышающей шестикратную ее толщину, что позволит, как известно, воспользоваться уравнениями движения тонких пластин. Акустическое поле приемом диффузным.

С учетом малости прогибов W_i пластины при акустическом нагружении, по сравнению с ее толщиной, боковые грани элемента площади длины d_y и ширины d_x , выделенного на расстоянии z от средин-

ной плоскости xOy , можно предполагать параллельными плоскостям xOz и yOz и перпендикулярными срединной плоскости пластины во все время движения.

Какой бы функцией координат x и y ни был прогиб W пластины, его всегда можно представить в прямоугольной области двойным рядом по нормальным функциям, т.е.

$$W(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}, \quad (1)$$

где $m = 1, 2, \dots$, $n = 1, 2, \dots$ - числа полуволи изгиба соответственно вдоль осей x и y ; $W(x, y)$ - смещение точки пластины с координатами (x, y) в направлении оси z ; $W_{mn} = W_{mn}(t)$.

Легко видеть, что каждый член ряда (1) удовлетворяет граничным условиям вида:

$$\begin{aligned} [W]_{x=0} &= \left[\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \right]_{x=0} = 0; \\ [W]_{x=a} &= \left[\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \right]_{x=a} = 0; \\ [W]_{y=0} &= \left[\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right]_{y=0} = 0; \\ [W]_{y=b} &= \left[\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right]_{y=b} = 0. \end{aligned} \quad (2)$$

Принимая во внимание (1), можно вычислить максимальную потенциальную энергию Π_0 , накопленную при изгибной деформации пластины. Для этого достаточно определить максимальное значение потенциальной энергии $d\Pi_0$ элементарного участка пластины, а затем полученное выражение проинтегрировать по двум измерениям –

$$\begin{aligned} \Pi_0 &= \frac{D}{2} \int_0^a \int_0^b \left[\left(\frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} \right)^2 + \left(\frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} \right)^2 + \right. \\ &\quad \left. + 2\delta \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} \times \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} + \right. \\ &\quad \left. + 2(1-\sigma) \left(\frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x \partial y} \right) \right] dx dy, \end{aligned} \quad (3)$$

где $D = E(2\delta)^3 [12(1-\sigma)]^{-1}$ – цилиндрическая жесткость пластины, E – модуль упругости; σ – коэффициент Пуассона.

Величину максимальной кинетической энергии T_0 поперечных колебаний пластины можно определить по формуле

$$T_0 = 2^{-1} \omega^2 \mu \int_0^a \int_0^b W^2(x, y) dx dy, \quad (4)$$

где μ – масса единицы площади пластины; ω – круговая частота.

Применив теперь общее уравнение динамики

$$\delta W = \delta W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}, \quad (5)$$

получим дифференциальные уравнения движения пластины в главных координатах при свободных колебаниях:

$$\mu \ddot{W}_{mn} + D\pi^4 \left[\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right]^2 W_{mn} = 0, \quad (6)$$

где $\pi^2 \left(\frac{D}{\mu} \right)^{\frac{1}{2}} \left[\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right] = \omega_{mn}$ – собственная частота колебаний, а также при вынужденных колебаниях:

$$\mu \ddot{W}_{mn} + D\pi^4 \left[\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right]^2 W_{mn} = Q_{m_1 n_1}, \quad (7)$$

где $Q_{m_1 n_1}$ имеет тот физический смысл, чтобы произведение $Q_{m_1 n_1} \delta W_{mn}$ представляло собой виртуальную работу, например, падающей звуковой волны давления $P(x, y)$, представленной также в виде (1):

$$P(x, y) = \sum_{m_1=0}^{\infty} \sum_{n_1=0}^{\infty} P_{m_1 n_1} \sin \frac{m_1 \pi x}{a} \sin \frac{n_1 \pi y}{b}, \quad (8)$$

где m_1, n_1 – числа полуволи давления, приходящихся на длину и ширину пластины соответственно; $P_{m_1 n_1}$ – амплитуда звукового давления соответствующей формы.

Таким образом, если на пластину падает звуковая волна $P_1(x, y, z, t)$, то виртуальная работа δA определится формулой –

$$\delta A = \int_0^a \int_0^b P_1(x, y, z, t) \delta W_{mn} \sin \frac{m_1 \pi x}{a} \sin \frac{n_1 \pi y}{b} dx dy. \quad (9)$$

Пусть для конкретности

$$\begin{aligned} P_1(x, y, t) &= \\ &= P_{10} \exp i \left\{ \omega t - k [x \sin \theta - (y - \delta) \cos \theta] + \frac{\pi}{2} \right\}, \end{aligned} \quad (10)$$

где P_{10} – амплитуда давления; k – волновое число; θ – угол падения волны.

Тогда

$$\delta A = \int_0^a \int_0^b P_1(x, y, t) \sin \frac{m_1 \pi x}{a} \sin \frac{n_1 \pi y}{b} dx dy \delta W_{mn};$$

$$Q_{m_1 n_1} = \int_0^a \int_0^b P_1(x, y, t) \sin \frac{m_1 \pi x}{a} \sin \frac{n_1 \pi y}{b} dx dy =$$

$$= P_{10} \exp i \left(\omega t - k \delta \cos \theta + \frac{\pi}{2} \right) \exp i \times$$

$$\times \left[k(b \cos \theta - a \sin \theta) \right] \times$$

$$\times \left[S_1 m_1 \pi a^{-1} \exp i(k a \sin \theta) - \right.$$

$$\left. S_2 n_1 \pi b^{-1} \exp i(k b \cos \theta) - S_1 S_2 \right] \times$$

$$\times \left[(k \cos \theta)^2 + \left(\frac{1}{n_1 \pi b} \right)^2 \right] \left[(k \sin \theta)^2 + \left(\frac{1}{m_1 \pi a} \right)^2 \right],$$

где $S_1 = k \cos \theta \sin n_1 \pi - n_1 \pi b^{-1} \cos n_1 \pi;$
 $S_2 = k \sin \theta \sin m_1 \pi + m_1 \pi a^{-1} \cos m_1 \pi.$

Если $0 < m_1 \ll 1, 0 < n_1 \ll 1$, что соответствует случаю равномерно распределенной нагрузки, то формула (11) преобразуется к виду –

$$Q_{m_1 n_1} = P_{10} a b (m_1 n_1)^{-1} \times$$

$$\times (1 - \cos m_1 \pi)(1 - \cos n_1 \pi). \quad (12)$$

Очевидно, что для четных значений m_1 и n_1 $Q_{m_1 n_1}$, а для нечетных

$$Q_{m_1 n_1} = 4 P_{10} a b (m_1 n_1 \pi^2)^{-1}. \quad (13)$$

Если же, например, в геометрическом центре пластины приложена сосредоточенная гармонически изменяющаяся во времени сила $P_1(t)$ вида $P_1(t) = P_{10} \cos \omega t$, то выражение (11) изменится

$$Q_{m_1 n_1} = P_{10} \cos \omega t \sin \frac{m_1 \pi}{2} \sin \frac{n_1 \pi}{2}. \quad (14)$$

Вычислив теперь максимальную работу A_0 , выполняемую падающей звуковой волной

$$A_0 = \int_0^a \int_0^b P(x, y) W(x, y) dx dy, \quad (15)$$

можно установить закон изгибных колебаний пластины из условия экстремальных свойств ее при прогибе

$$\frac{\partial}{\partial W_{mn}} (T_0 - \Pi_0 + A_0) = 0$$

(здесь не учтены потери энергии в материале пластины за счет внутреннего трения).

В том случае, когда возникает необходимость учета диссипации энергии, обусловленной внутренним трением, достаточно учесть в формуле (16) работу R_0 этих сил

$$R_0 = \frac{\gamma}{2} \int_0^a \int_0^b W^2(x, y) dx dy =$$

$$= \frac{\mu}{8} \omega_{mn}^2 \eta a b \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}^2, \quad (17)$$

где $\gamma = \mu \eta \omega_{mn}^2$ – коэффициент внутреннего трения, η – коэффициент потерь.

Условие (16) экстремальности в этом случае преобразуется к виду

$$\frac{\partial}{\partial W_{mn}} (T_0 - \Pi_0 + A_0 - R_0) = 0. \quad (18)$$

Пространственно-частотный резонанс. Пусть $m_1 = m$ и $n_1 = n$, что соответствует совпадению числа полуволн акустического давления и генерируемой в пластине вибрации по двум направлениям – вдоль оси x ($m_1 = m$) и вдоль y ($n_1 = n$).

Тогда после подстановки (1) и (10) в (3), (4), (13) имеем:

$$\Pi_0 = D a b \pi^4 \cdot 8^{-1} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2 W_{mn};$$

$$T_0 = \frac{1}{8} \omega^2 \mu a b \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}^2;$$

$$A_0 = \frac{a b}{4} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} P_{mn} W_{mn}.$$

Из условия экстремальности (16), с учетом (19), получаем для каждой пары индексов m и n :

$$W_{mn} = P_{mn} \left[\mu (\omega_{mn}^2 - \omega^2) \right]^{-1}, \quad (20)$$

где значения круговой частоты собственных колебаний ω_{mn} определяются приведенной выше формулой.

Подставляя (11) в (7) получаем закон изгибных колебаний пластины на $m n$ -й форме при непрерывном воздействии звукового давления в интервале $[0, t]$, причем изгибное движение включает в себя как вынужденные, так и собственные перемещения:

$$W(x, y, t) = \omega_{mn}^{-1} \int_0^t Q_{mn} \mu^{-1} \sin \omega_{mn} (t - t_1) dt_1 =$$

$$(16) = P_{10} \exp i \left\{ \omega t + k \left[(b - \delta) \cos \theta - a \sin \theta \right] + \frac{\pi}{2} + \text{tg} \varphi(t) \right\} \times$$

$$\times \left\{ \left[S_1 m \pi a^{-1} \exp i(k a \sin \theta) - \right. \right.$$

$$\left. \left. - S_2 n \pi b^{-1} \exp i(k b \cos \theta) - S_1 S_2 \right] + m n \pi^2 (a b)^{-1} \right\} \times$$

$$\times \left\{ \left[\mu (\omega_{mn}^2 - \omega^2) \left[(k \cos \theta)^2 + (n \pi b^{-1})^2 \right] \times \right. \right.$$

$$\left. \left. \times \left[(k \sin \theta)^2 + (m \pi a^{-1})^2 \right] \right] \right\}^{-1}.$$

Окончательно определяем закон изгибных колебаний прямоугольной пластины без учета диссипации энергии в материале:

$$\begin{aligned}
 W(x, y, t) &= \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} W_{mn}(x, y, t) \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} = \\
 &= \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} P_{10} \rho(t) \left\{ \mu (\omega_{mn}^2 - \omega^2) \times \right. \\
 &\quad \times \left[(k \cos \theta)^2 - (n_1 \pi b^{-1})^2 \right] \times \\
 &\quad \times \left[(k \sin \theta)^2 + (m\pi a^{-1})^2 \right] \times \\
 &\quad \times \left[S_1 m\pi a^{-1} \exp i(ka \sin \theta) - S_2 n\pi b^{-1} \times \right. \\
 &\quad \times \exp i \left\{ \omega t + k[(b - \delta) \cos \theta - a \sin \theta] + \frac{\pi}{2} + \operatorname{tg} \varphi(t) \right\} \times \\
 &\quad \times \left[S_1 m\pi a^{-1} \exp i(ka \sin \theta) - S_2 n\pi b^{-1} \times \right. \\
 &\quad \times \exp i(kb \cos \theta) - S_1 S_2 \left. \right] + mn\pi^2 (ab)^{-1} \left. \right\} \times \\
 &\quad \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b},
 \end{aligned} \quad (22)$$

где
$$\rho(t) = \left[\frac{(\cos \omega t - \cos \omega_{mn} t)^2 + (\sin \omega t - \omega \omega_{mn}^{-1} \sin \omega_{mn} t)^2}{2} \right]^{\frac{1}{2}};$$

$$\operatorname{tg} \varphi(t) = (\sin \omega t - \omega \omega_{mn}^{-1} \sin \omega_{mn} t) \times (\cos \omega t - \cos \omega_{mn} t)^{-1}.$$

Для пластин ограниченных размеров изгибные колебания могут быть представлены в виде суперпозиции вынужденных колебаний в пластине неограниченной протяженности и свободных колебаний, возникающих в данной пластине с учетом ее размеров.

Если импеданс на $m n$ -й форме представить в виде

$$\begin{aligned}
 Z_{mn} &= P_{mn} V_{mn}^{-1} = \\
 &= i\omega \mu \left[(C_n c^{-1} \sin \theta)^4 - (\omega_{mn} \omega^{-1})^2 \right],
 \end{aligned} \quad (23)$$

то очевидно, что даже при выполнении условия волнового совпадения $C_n = c \sin^{-1} \theta$, но при отсутствии равенства частот собственных колебаний ω_{mn} пластины конечных размеров и частот вынужденных колебаний ω неограниченной по протяженности пластины, прогибы будут иметь конечную величину. Акустически прозрачной она станет лишь при одновременном выполнении равенств

$$C_n = c \sin^{-1} \theta; \text{ и } \omega_{mn} = \omega. \quad (24)$$

Неполный пространственно-частотный резонанс. В отличие от рассмотренного ранее, изучим

случай, когда $m_1 = m$, а $n_1 \neq n$. Это означает, что при этих условиях точно совпадают узловые линии $m_1 n_1$ -ой и $m n$ -ой форм падающей звуковой волны давления и изгибной волны, но только в направлении оси x (если $m_1 \neq m$, а $n_1 = n$, то совпадение линий узлов будет в направлении оси y).

Если падающая волна давления имеет вид (8), то после подстановки (9), получаем величину прогиба пластины при непрерывном воздействии звукового давления, включая вынужденные и собственные колебания –

$$\begin{aligned}
 W(x, y, t) &= \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} W_{mn}(x, y, t) \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} = \\
 &= P_{10} \rho(t) \left\{ \mu \pi (\omega_{mn}^2 - \omega^2) \times (n_1 - n_1^2) \times \right. \\
 &\quad \times \left[(k \cos \theta)^2 - (n_1 \pi b^{-1})^2 \right] \times \\
 &\quad \times \left[(k \sin \theta)^2 + (m\pi a^{-1})^2 \right] \times \\
 &\quad \times \exp i(kb \cos \theta) - S_1 S_2 \left. \right] + mn\pi^2 (ab)^{-1} \left. \right\} \times \\
 &\quad \exp i \left\{ \omega t + [k(b - \delta) \cos \theta - a \sin \theta] + \frac{\pi}{2} + \operatorname{tg} \varphi(t) \right\} \times \\
 &\quad \times 2n \sin n_1 \pi \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}.
 \end{aligned} \quad (25)$$

Анализ показывает, что при одновременном равенстве $n_1 = n$ и $\omega = \omega_{mn}$ имеет место пространственно-частотный резонанс, приводящий к неограниченному возрастанию амплитуды изгибных колебаний. Если выполняется лишь одно из равенств, то проявляется один из резонансов – пространственный ($n = n_1$) или частотный ($\omega = \omega_{mn}$).

Очевидно, что при $n_1 = \frac{1}{2}$ и далее для последующих нечетных значений $\left(\frac{3}{2}, \frac{5}{2}, \frac{7}{2}\right)$ и т.д. величина прогиба пластины максимальна. При $n_1 = 1, 2, \dots$ изгиб пластины равен нулю.

Кроме отмеченных особенностей, обращают на себя следующие при $x = \frac{a}{m}$ и $y = \frac{b}{n}$ изгиб пластины равен нулю. Эти уравнения определяют линии узлов.

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Проведенные исследования убедительно подтверждают эффективность метода двойных тригонометрических рядов для глубокого изучения возму-

щенного движения пластин под действием акустической волны. со всей очевидностью просматривается механизм упругого взаимодействия и открываются широкие возможности прогнозирования возникновения особенностей резонансного типа – пространственно-частотного резонанса, пространственного и неполного пространственно-частотного резонанса.

Перспективными дальнейшими исследованиями могут быть задачи учета диссипации энергии излучения, условия возникновения антирезонансных проявлений и анизотропность материала.

Литература

1. Тимошенко С.П. Колебания в инженерном деле: пер. с англ. / С.П. Тимошенко, Д.Х. Янг, У. Унвер. – М.: Машиностроение, 1985. – 472 с.
2. Боголепов И.И. Промышленная звукоизоляция / И.И. Боголепов. – Л.: Судостроение, 1986. – 368 с.
3. Заборов В.И. Теория звукоизоляции ограждающих конструкций / В.И. Заборов. – М.: Строй-

издат, 1962. – 116 с.

4. Никольский В.Н. Звукоизоляция крупнопанельных зданий / В.Н. Никольский, В.И. Заборов. – М.: Изд-во литературы по строительству, 1964. – 241 с.

5. Буйвол В.Н. Колебания и устойчивость деформируемых систем в жидкости / В.Н. Буйвол; ин-т механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины. – К.: Наук. думка, 1975. – 187 с.

6. Писаренко Г.С. Колебания кинематически возбуждаемых механических систем с учетом диссипации энергии / Г.С. Писаренко. О.Е. Богинич. – К.: Наук. думка, 1982. – 220 с.

7. Лямшев Л.М. Отражение звука тонкими пластинами и оболочками / Л.М. Лямшев. – М.: Изд-во АН СССР, 1955. – 73 с.

8. Шендеров Е.Л. Дифракция звука на щелях в экране конечной толщины / Е.Л. Шендеров // Акустический журнал. – 1964. – № 10, вып.3 – С. 359-367.

9. Гринченко В.Т. Гармонические колебания и волны в упругих телах: монография / В.Т. Гринченко, В.В. Мелешко. – К: Наук. думка. 1981. – 283 с.

Поступила в редакцию 12.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Рыжков, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев.

ХВИЛЬОВЕ СПІВПАДАННЯ ТА ОСОБЛИВОСТІ ЙОГО ПРОЯВУ

В.В. Карачун, В.М. Мельник

Пружна взаємодія пластин скінчених розмірів з акустичним випромінюванням призводить до появи особливостей їх динамічного стану. Урозуміння цього явища і аналітичний опис механізму впливу звукових хвиль створює умови для врахування цих особливостей за натурних умов. За допомогою подвійного тригонометричного ряду авторами з'ясовуються причини виникнення хвильового співпадання, а також більш узагальненого явища – просторово-частотного резонансу. Встановлюється ступінь впливу фізико-механічних властивостей пластини та розсіювання звукової енергії при згинному русі пластини. Створене необхідне теоретичне підґрунтя для аналізу причин виникнення особливостей резонансного типу в плоских елементах, яке дозволить в подальшому обрати шляхи боротьби з цим проявом.

Ключові слова: хвильове співпадання, просторово-частотний резонанс, неповний просторово-частотний резонанс.

THE WAVE COINCIDENCE AND PARTICULARS HIS SHOW

V.V. Karachun, V.N. Mel'nick

Elastic interaction of finite size plates with acoustic radiation leads to the appearance of features of their dynamic state. Realization of this phenomenon and analytical description of the mechanism of sound waves influence creates conditions for the incorporation of these features under natural conditions. Using double trigonometric series authors determined the cause of the wave matches appearance, and more generalized phenomenon of spatial-frequency resonance. The degree of influence of physical and mechanical properties of plate and dispersion of the sound energy under the flexion movement of the plate are determined. The necessary theoretical foundation for analyzing the causes of the resonance type features in planar elements, which will let to choose ways of this occasion control was created.

Key words: wave matching, spatial-frequency resonance, incomplete spatial-frequency resonance.

Карачун Владимир Владимирович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой биотехники и инженерии Национального технического университета Украины «КПИ», Киев, Украина, e-mail: karachun1@gala.net.

Мельник Виктория Николаевна – д-р техн. наук, доцент, доцент кафедры биотехники и инженерии Национального технического университета Украины «КПИ», Киев, Украина, e-mail: karachun1@gala.net.

УДК 629.7.054

О.Я. КОВАЛЕЦ

Национальный технический университет Украины “КПИ”, Киев, Украина

ДИФРАКЦИОННЫЕ ЯВЛЕНИЯ НА ПЛОСКО-ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ ПЛАСТИНЕ

Многие фрагменты конструкции авиационных двигателей могут рассматриваться как плоско-параллельные пластины разделенные упругой связью. В работе изучается упруго-параллельное состояние таких пластин в предположении трансляции энергии падающей волны ко второй пластине не только через дискретно-непрерывную упругую связь, но и через воздушную прослойку. Строится расчетная модель явления и анализируется динамическое состояние поверхности, влияние массового соотношения лицевой и теневой пластины, а также угла падения плоской монохроматической волны на закономерность изгибного движения. Построенная аналитическая структура создает условия для решения задач оптимизации.

Ключевые слова: падающая, отраженная и прошедшая волны, воздушная прослойка, упругий материал, биения, суперпозиция колебаний.

Введение

Постановка проблемы и ее связь с научно-техническими задачами. Взаимодействие акустической волны с плоско-параллельной пластиной рассмотрим на механической модели в виде двух акустически однородных пластин, поверхности которых параллельны между собой, а промежуток между ними заполнен, например, дискретно-непрерывной средой. К такой расчетной модели могут быть сведены многие задачи, в том числе задачи звукоизоляции.

С целью упрощения, будем пренебрегать продольными связями, т.е. связями сдвига, а все внимание сосредоточим только на поперечных связях. Считаем, что они соединяют пластины и, одновременно, препятствуют изменению расстояния между ними, подчиняясь закону Гука. Таким образом, решается линейно-упругая задача. Впервые в такой постановке был выполнен расчет составного стержня А.Р. Ржаницыным [1], а в дальнейшем В.И. Заборовым выполнен расчет составной арки [2].

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Изучение динамики пластин и оболочек имеет достаточно длительную историю и затрагивает множество вопросов различных отраслей [3, 4]. Своеобразие момента состоит в том, что построение расчетных моделей для каждого типа конструкций, по сути дела, надо начинать с нуля. Особенно остро это касается вопросов дифракции звуковых волн на преграде [5, 6], либо в механических системах с носителями кинетического момента.

В работе решается задача количественной и качественной оценки изгибного движения наиболее сложной – плоско-параллельной модификации пла-

стины с многофазным промежуточным слоем. построенные расчетные модели позволяют также очертить условия резонансных проявлений в акустических средах.

Постановка задачи данного исследования. Широкое использование плоских элементов в конструкциях авиационных двигателей в сочетании с наиболее сложными многослойными элементами явилось побудительной причиной глубокого и всестороннего изучения свойств таких конструкций, в частности, находящихся в реверберационном замкнутом пространстве.

Решение таких задач предусматривает анализ многих факторов, в том числе, массогабаритного распределения напряженно-деформированного состояния, изгибного движения и др.

Предлагаемые результаты есть одна из граней рассматриваемой многоплановой проблемы.

Изложение основного материала с обоснованием полученных результатов. Обратимся к наиболее общему случаю – когда *колебательное движение передается от первой пластины ко второй как через упругие связи, так и звуковой волной, распространяющейся в воздушной прослойке между упругим материалом.* В результате приходим к механической модели прохождения звука, представленной на рис. 1. Дифференциальные уравнения движения имеют вид:

$$\nabla^4 \frac{\partial^4 W_1}{\partial t^4} \left[(D_1 m_1^{-1} + D_2 m_2^{-1}) \nabla^8 + k (m_1^{-1} + m_2^{-1}) \nabla^4 \right] \times \\ \times \frac{\partial^2 W_1}{\partial t^2} + k (m_1 m_2)^{-1} (D_1 + D_2) \times \\ \times \nabla^8 W_1 + D_2 (m_1 m_2)^{-1} \nabla^{12} W_1 = (m_1 m_2)^{-1} \times$$

$$\begin{aligned} & \times \left(D_2 \nabla^8 q_1 + m_2 \nabla^4 \frac{\partial^2 q_1}{\partial t^2} + k \nabla^4 q_1 + k \nabla^4 q_2 \right); \quad (1) \\ & \nabla^4 \frac{\partial^4 W_2}{\partial t^4} \left[\left(D_1 m_1^{-1} + D_2 m_2^{-1} \right) \nabla^8 + k \left(m_1^{-1} + m_2^{-1} \right) \nabla^4 \right] \times \\ & \times \frac{\partial^2 W_2}{\partial t^2} + k \left(m_1 m_2 \right)^{-1} (D_1 + D_2) \nabla^8 W_2 + \\ & + D_1 D_2 \left(m_1 m_2 \right)^{-1} \nabla^{12} W_2 = \left(m_1 m_2 \right)^{-1} \times \\ & \times \left(D_1 \nabla^8 q_2 + m_1 \nabla^4 \frac{\partial^2 q_2}{\partial t^2} + k \nabla^4 q_2 + k \nabla^4 q_1 \right), \end{aligned}$$

В этом случае внешние возмущения пластины представляются выражениями:

$$q_1 = (P_1 + P_2) \Big|_{z=-\frac{h_1}{2}} - (P_3 + P_4) \Big|_{z=\frac{h_1}{2}};$$

$$q_2 = (P_3 + P_4) \Big|_{z=\frac{h_1}{2}+2\delta} - P_5 \Big|_{z=\frac{h_1}{2}+2\delta+h_2}.$$

а давление в падающей, отраженной и прошедшей волнах – формулами:

$$\begin{aligned} P_1 &= P_{10} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right]; \\ P_2 &= P_{20} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta + k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right]; \\ P_3 &= P_{30} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z - \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right]; \quad (2) \\ P_4 &= P_{40} \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta + k_0 \left(z - \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right]; \\ P_5 &= P_{50} \times \\ & \times \exp i \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z - \frac{h_1}{2} - 2\delta - h_2 \right) \cos \theta \right]. \end{aligned}$$

Граничные условия имеют вид –

$$\begin{aligned} \left[\frac{\partial W_1}{\partial t} \right]_{z=-\frac{h_1}{2}} &= (P_1 - P_2) z_0^{-1} \cos \theta; \\ \left[\frac{\partial W_1}{\partial t} \right]_{z=\frac{h_1}{2}} &= (P_3 - P_4) z_0^{-1} \cos \theta; \\ \left[\frac{\partial W_2}{\partial t} \right]_{z=\frac{h_1}{2}+2\delta} &= (P_3 - P_4) z_0^{-1} \cos \theta; \\ \left[\frac{\partial W_2}{\partial t} \right]_{z=\frac{h_1}{2}+2\delta+h_2} &= P_5 z_0^{-1} \cos \theta. \end{aligned} \quad (3)$$

С учетом сказанного, решение уравнений (1) при принятой нагрузке q_i определяется выражениями:

$$\begin{aligned} W_1 &= (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \times \\ & \times \{ S_2 [(P_1 + P_2) - (P_3 + P_4)] - k [(P_3 + P_4) - P_5] \}; \\ W_2 &= (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \times \\ & \times \{ k [(P_1 + P_2) - (P_3 + P_4)] - S_1 [(P_3 - P_4) - P_5] \}. \end{aligned} \quad (4)$$

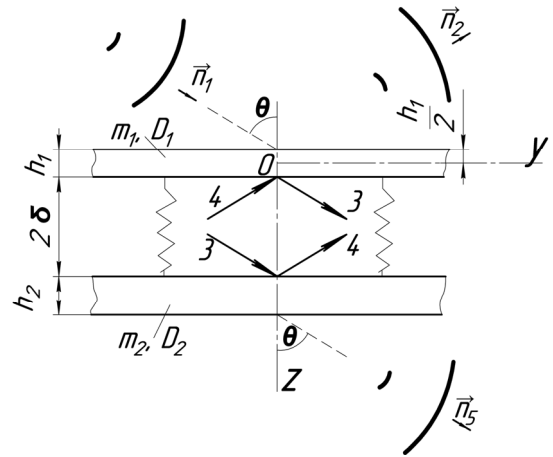


Рис. 1. Механическая модель прохождения акустического излучения

В плане изучаемых задач, наибольший интерес для практики представляет характер изгибного движения наружной поверхности второй пластины. Закон изгибных колебаний можно представить так –

$$\begin{aligned} W_2 &= P_{10} (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \exp i \times \\ & \times \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right] \times \\ & \times \{ k + [(k + S_1) B_4 + k B_2] \times \\ & \times \exp i (2k_0 z \cos \theta) + [(k + S_1) A_3 + k B_2] \times \exp i \times \\ & \times (k_0 h_1 \cos \theta) - S_1 A_5 \exp i \times [k_0 (h_1 + h_2 + 2\delta) \cos \theta] \} = \\ & = P_{10} (S_1 S_2 - k^2)^{-1} \exp i \times \\ & \times \left[\omega t - k_0 y \sin \theta - k_0 \left(z + \frac{h_1}{2} \right) \cos \theta \right] \times \quad (5) \\ & \times \{ k + (\rho_4 \exp i \varphi_4 + k \rho_2 \exp i \varphi_2) \exp i (2k_0 z \cos \theta) + \\ & + (\rho_3 \exp i \varphi_3 + k \rho_2 \exp i \varphi_2) \exp i (k_0 h_1 \cos \theta) - \\ & - S_1 \rho_5 \exp i [\varphi_5 + k_0 (h_1 + h_2 + 2\delta \cos \theta)] \}, \end{aligned}$$

где

$$A_3 = \rho_3 \exp i \varphi_3; \quad B_4 = \exp i \varphi_4; \quad A_5 = \rho_5 \exp i \varphi_5;$$

$$\rho_2 = \rho_0 (S_1 - S_2) \cos \theta; \quad B_2 = \rho_2 \exp i \varphi_2;$$

$$\begin{aligned} \rho_3 &= \rho_0 (k + S_1)^{-1} \{ k^2 \omega^2 z_0^2 + \\ & + [k (S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)]^2 \cos^2 \theta \}^{\frac{1}{2}}; \end{aligned}$$

$$\rho_4 = \rho_0 (k + S_1)^{-1} \{ 4 \omega^2 z_0^2 + (S_1 - S_2)^2 \cos^2 \theta \}^{\frac{1}{2}};$$

$$\varphi_2 = -\arctg 2 \omega z_0 [(S_1 - S_2) \cos \theta]^{-1};$$

$$\varphi_3 = \arctg \{ k \omega z_0 (S_1 - S_2) - 2 \omega z_0 \times$$

$$\begin{aligned} & \times [k (S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)] \{ 2 k \omega^2 z_0^2 + (S_1 - S_2) \times \\ & \times [k (S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)] \cos \theta \}^{-1}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \varphi_4 = & \arctg\{\omega z_0 (S_1 - S_2) [k(k+1) - 2S_1] \cos \theta - \\ & - 2\omega k z_0 [(S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)] \cos \theta\} \times \\ & \times (S_1 - S_2) [(S_1 S_2 - k^2) + (S_1 - S_2)] \cos^2 \theta + \\ & + 2\omega^2 z_0^2 [k(k+1) - 2S_1]^{-1}; \quad \varphi_5 = \frac{\pi}{2} - \varphi_2. \end{aligned}$$

Проведем численный анализ форм изгибных колебаний второй пластины при акустическом воздействии. Для конкретности положим -

$$\delta = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \quad D_1 = D_2 = 1 \text{ Нм};$$

$$h_1 = h_2 = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \quad \frac{m_2}{m_1} = 0,8.$$

Откладывая по оси ординат величину длины изгибной волны λ , а по оси частот - ω (круговую частоту падающей волны), построим диаграмму изменения длины изгибной волны при $\theta = 0,98$ рад (56,25 град) (рис. 2). Он представляет собой симметричную относительно оси ординат кривую с характерными четырьмя «пиками», в промежутках между которыми длина волны убывает к середине участка (кривые 1). На частотах ω_c , равных $8,2 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$, $16,4 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$, $33,2 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$, $41,6 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$, $58,2 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$ и $66,6 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$ в спектре наблюдается суперпозиция двух форм колебаний различной протяженности и амплитуды (кривые 2). Пунктирной линией изображены длины модулирующих волн (биения) при прохождении резонансных областей ω_b , равных $12,4 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$, $37,6 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$ и $62,4 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$. С увеличением угла θ характер кривой «1» не меняется, она лишь сжимается по оси частот. На частотах ω_ϕ происходит инвертирование (от лат. *invert*) фазы колебаний на π рад.

На рис. 3 для примера приведен график изменения амплитуды изгибной волны второй пластины при угле $\theta = 1,374$ рад (78,75 град), как наиболее характерный - имеющий и всплеск кривой, и точку изгиба с последующим возрастанием, (здесь ω_B^H , ω_B , ω_H - соответственно частота, на которой происходит изгиб графика перед всплеском, всплеск и изгиб графика; a_B^H , a_B , a_H - амплитуда прогибов второй пластины на этих частотах).

Массораспределение в плоско-параллельной пластине оказывает существенное влияние на акусто-динамические свойства преграды. Для конкретности положим - $\delta = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$, $\theta = \frac{\pi}{4} \text{ рад}$,

$$D_1 = D_2 = 1 \cdot 10^{-3} \text{ Нм}, \quad h_1 = h_2 = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}, \quad \frac{m_2}{m_1} < 1.$$

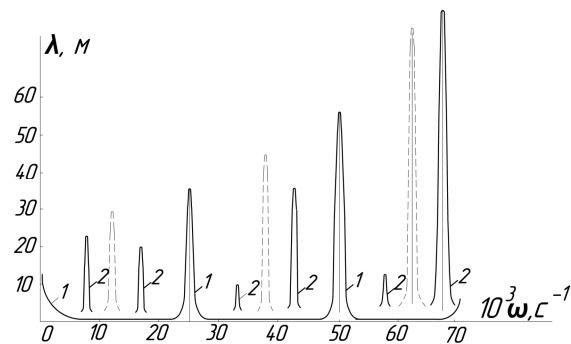


Рис. 2. Изменение длины изгибной волны плоско-параллельной пластины при акустическом воздействии

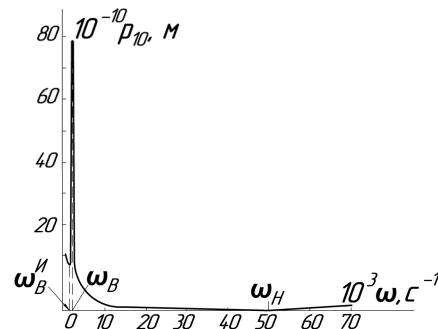


Рис. 3. Значения амплитуды изгибной волны плоско-параллельной пластины при $\theta = 1,374$ рад (78,75 град)

Изменение изгибной волны при вариации частоты ω следующее. Длина λ сохраняет ту же зависимость, что и на рис. 2, амплитуда - только при $0,2 \leq m_2 / m_1 \leq 0,8$. Дальнейшее уменьшение массы второй пластины приводит к нарушению экспоненциального характера графика - начиная с частоты ω_H амплитуда увеличивается до a_H и, затем, остается практически постоянной до частоты ω_{B2} , где наблюдается второй всплеск на графике.

Дальнейшее уменьшение соотношения масс m_2 / m_1 приводит к смещению вправо по оси частот второго всплеска и одновременному увеличению абсолютных значений прогибов пластины (рис.4). Таким образом, при прочих равных условиях, более легкие пластины обладают повышенной способностью к самовозбуждению.

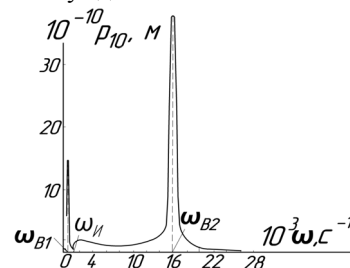


Рис. 4. Амплитуда изгибной волны плоско-параллельной пластины при $\theta = \pi / 4$ рад и $m_2 / m_1 = 0,02$

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Проведенные исследования дают возможность глубже понять природу упругого взаимодействия пластины с акустическим излучением. Численно установить величину ее прогибов в зоне акустической тени, и не только.

Построенная расчетная модель и аналитическое описание явления служат научным фундаментом для дальнейших исследований.

Перспективными, с точки зрения приложений, следует признать:

- условия возникновения локальных особенностей резонансного типа,
- степень влияния продольных деформаций,
- выбор для различного класса задач промежуточного слоя с регулируемыми свойствами и т.п.

Литература

1. Ржаницын А.Р. Теория составных стержней строительных конструкций: / А.Р. Ржаницын. – М.: АС и А СССР, 1948. – 143 с.
2. Заборов В.Н. Прочность и устойчивость составных арок: монография / В.Н. Заборов. – М.: Стройиздат, 1962. – 165 с.
3. Кубенко В.Д. Нестационарное взаимодействие элементов конструкции со средой: монография / В.Д. Кубенко. – К.: Наук. думка, 1979. – 134 с.
4. О перемещении абсолютно твердого тела под действием акустической волны давления / В.В. Новожилов // Прикл. матем и мех. – 1959. – Т. XXIII, вып.4. – С. 794-797.
5. Шендеров Я.Л. Волновые задачи гидроакустики: монография / Я.Л. Шендеров. – Л.: Судостроение, 1972. – 352 с.
6. Галиев Ш.У. Динамика гидроупругопластических систем / Ш.У. Галиев. – К.: Наук. думка, 1981. – 276 с.

Поступила в редакцию 16.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, доц. В.Н. Мельник. Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев.

ДИФРАКЦІЙНІ ЯВИЩА НА ПЛОСКО-ПАРАЛЕЛЬНІЙ ПЛАСТИНІ

О.Я. Ковалець

Велика кількість фрагментів конструкції авіаційних двигунів може розглядатися як плоско-паралельні пластини, що розділені пружною в'яззю. В роботі вивчається пружно-напружений стан саме таких пластин за припущення трансляції енергії падаючої хвилі до другої пластини не тільки крізь дискретно-неперервну пружну в'язь, але і крізь повітряний прошарок. Будеться розрахункова модель явища і аналізується динамічний стан поверхні, вплив масового співвідношення лицьової і тінювої пластин, а також кута падіння плоскої монохроматичної хвилі на закономірність згинного руху. Побудована аналітична структура створює умови для вирішення задач оптимізації.

Ключові слова: падаюча, відбита та пройдешня хвилі, повітряний прошарок, пружний матеріал, биття, суперпозиція коливань.

DIFFRACTION PHENOMENA ON A TRIVIAL-PARALLEL PLATE

O.Ya. Kovalets

Many fragments of construction of aviation engines can be observed as trivial-parallel plates part resilient connection. The elastic stress of such plates is in-process studied of supposition of translation of energy of falling wave to the second plate not only through discretely-continuous resilient connection but also through an air layer. The design model of the phenomenon is built and the dynamic state of surface, influence of mass correlation of facial and shadow plate, is analyzed, and also angle of incidence of flat monochromatic wave on conformity to the law of flexural motion. The constructed analytical structure creates terms for the decision of tasks of optimization.

Key words: falling, reflected and passing waves, air layer, resilient material, beatings, superposition of vibrations.

Ковалець Ольга Яковлевна – аспірантка кафедри біотехніки і інженерії Національного технічного університету України «КПІ», Київ, Україна, e-mail: karachun1@gala.net.

УДК 629.015: 533.6.013.43

Б.М. ШИФРИН*Государственная летная академия Украины, Украина*

О КРИТЕРИЯХ ШИММИ БУКСИРУЕМОГО КОЛЕСА

Рассмотрен вопрос о критериях начала шимми в случае буксировки колеса с помощью абсолютно твердой тяжелой вилки. Во главу угла поставлена задача сопоставления критериев, полученных на основе двух разных моделей взаимодействия шины с опорной поверхностью. Упомянутыми моделями являются модели М.В. Келдыша (1945 г.) и Тхота-Краускопфа-Ловенберга (2008 г.). Задача вызвана тем, что непосредственное сопоставление зон устойчивости по М.В. Келдышу и по Т-К-Л выявило их заметные расхождения. Как частный случай, описываемый моделью М.В. Келдыша, выделен режим установившегося увода, на рассмотрении которого автор не останавливался. Приведены формулы для нахождения констант шины М.В. Келдыша по заданным константам шины Т-К-Л. Замечено, что критерии сближаются, если в модели М.В. Келдыша пренебречь моментом сил трения на шине. В целом работа направлена на изучение механизма шимми самолетного или автомобильного колеса.

Ключевые слова: шимми, шина, установившийся увод, поперечная сила, восстанавливающий момент, критерий устойчивости.

Введение

Несмотря на то, что автомобили, мотоциклы, самолеты являются объектами частого применения, от исправности и безотказности которых зависят жизни людей, многие вопросы математического моделирования их движения (в частности, вопросы, связанные с изучением колебаний шимми) нуждаются в уточнениях. Представляется, что основными трудностями при изучении шимми являются:

- многообразие механических явлений, проявляющихся в ходе качения по неровной опорной поверхности колес с деформируемой периферией;
- отсутствие удобного и надежного алгоритма нахождения сил и моментов трения на шине.

В настоящее время активно продолжают теоретико-экспериментальные исследования взаимодействия шины с опорной поверхностью [1 – 3], а также исследования по изучению шимми [4 – 7]. Хотя с момента написания М.В. Келдышем монографии [8] о шимми самолетного колеса прошло 65 лет, предложенная им модель качения шины при отсутствии скольжения является наиболее простой и в тоже время адекватной моделью [9,10].

В работах, посвященных изучению шимми колес шасси, наметились [4 – 7]:

- возврат к упрощенной расчетной схеме М.В. Келдыша буксировки колеса с помощью вилки [4 – 7];
- тенденция серьезного усложнения механико-математической модели катящейся шины [5, 6];
- обращение к альтернативной (твердотельной) версии механизма шимми [7].

Зарубежные исследователи редко используют модель шины [8]. Отчасти это может быть связано с тем, что в уравнениях М.В. Келдыша присутствуют параметры, определение которых через «основные» параметры (т.е. параметры, используемые в современных зарубежных моделях шины [3,11]) представляет собой отдельную задачу.

В публикуемой работе:

- приведены соотношения, связывающие некоторые параметры модели шины М.В. Келдыша, с «основными»;
- для буксируемого колеса сопоставлены критерии начала шимми М.В. Келдыша (1945), Г. Степана (1998) и Тхота-Краускопфа-Ловенберга (Т-К-Л) (2008) и показано, при каком условии они сближаются.

1. Модели движения и постановка задачи

Угол между проекцией на опорную плоскость вектора скорости центра масс колеса и плоскостью диска колеса называют углом увода U , а увод при отсутствии продольного скольжения – *чистым уводом*.

В условиях чистого увода вблизи нулевого угла увода справедливы линейные зависимости:

$$\begin{cases} F = C_F U; \\ M = C_M U, \end{cases} \quad (1)$$

где C_F, C_M – постоянные шины, именуемые коэффициентом поперечной силы (или коэффициентом увода) и коэффициентом восстанавливающего момента, соответственно.

1.1. Модель М.В. Келдыша [8]

Запишем уравнения движения буксируемого колеса при отсутствии демпфера (рис. 1а) в виде:

$$\left. \begin{aligned} \tilde{F} &= k_F \Delta, \\ \tilde{M} &= k_M \phi, \\ \dot{\Delta} + L\dot{\phi} &= -V(\phi + \phi_0), \\ \dot{\phi} + \dot{\phi} &= V(\alpha\Delta - \beta\phi), \\ J\ddot{\phi} &= \tilde{F}L + \tilde{M}, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где $\tilde{F}, \tilde{M}$ – поперечная сила трения и восстанавливающий момент сил трения на шине; k_F – коэффициент силы или боковая статическая жесткость шины; Δ, ϕ – линейная и угловая деформации шины, соответственно; k_M – коэффициент момента или пяточная статическая жесткость шины; $\bar{V} = \text{const}$ – скорость буксировки; α, β – кинематические коэффициенты шины (константы шины М.В. Келдыша); J – момент инерции относительно оси ориентирования (вертикальная ось); точками обозначено дифференцирование по размерному времени.

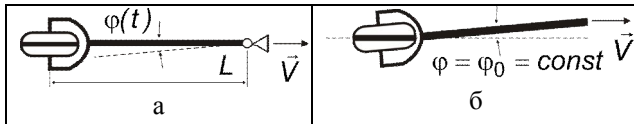


Рис. 1. Буксируемое колесо

В этих уравнениях функции времени, а остальные величины – постоянные. (Черная линия на колесе изображает пятно контакта колеса с опорной плоскостью.)

Характеристическим уравнением системы (2) является полином *четвертой* степени.

Будем различать поперечную силу трения и восстанавливающий момент при неустановившемся движении ($\tilde{F}, \tilde{M}$) и при установившемся – (F, M).

Как выяснено в [8], качение колеса (рис. 1а) устойчиво в одном из двух случаев:

$$0 < L < \beta / \alpha = L_*, V^2 < V_*^2 = k_M L / (\beta J); \quad (3)$$

$$L > L_*, V^2 > V_*^2. \quad (4)$$

1.2. Модель Тхота-Краускопфа-Ловенберга [4]

Для схемы рис. 1, а приведем уравнения движения [4]:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\Delta}_f + (V / \lambda) \Delta_f &= V\phi + (L - 2h)\dot{\phi}; \\ \tilde{F} &= C_F \tilde{U}, \tilde{M} = C_M \tilde{U}; \\ \tilde{U} &= \Delta_f / \lambda; \\ J\ddot{\phi} &= \tilde{F}L + \tilde{M}, \end{aligned} \right. \quad (5)$$

где Δ_f – поперечная деформация шины, определенная в носовой (в переводе с английского “fore” – нос) точке зоны контакта шины с опорной поверхностью; $\lambda, 2h$ – длина релаксации шины и длина пятна контакта соответственно.

Величины $\Delta_f, \tilde{F}, \tilde{M}, \tilde{U}$ – функции времени, величины V, λ, C_F, C_M – постоянные. Качение колеса (рис. 1, а) устойчиво, если [4]:

$$L / \lambda > 1 + h / \lambda. \quad (6)$$

Характеристическое уравнение системы (5) представляет собой полином *третьей* степени. Критерий устойчивости (6) получен также Г. Степаном в работе [5]. (Как видим критерий (6) не включает параметр скорости буксировки. Используя параметры Вышнеградского, можно показать, что параметр скорости буксировки влияет на форму кривой переходного процесса в зоне устойчивости.)

Своей целью считаем:

- получение соотношений, связывающих величины $\beta / \alpha, k_M$ и «основные» параметры шины, которыми следует считать k_F, C_F, C_M, λ [3, 11];
- сопоставление зон устойчивости, полученных на основе критериев (3), (4) или (6).

2. Решение задачи

Руководствуясь уравнениями (2), выделим режим установившегося увода:

$$\Delta = \text{const} = \Delta_0, \phi = \text{const} = \phi_0, \dot{\phi} = \text{const} = \dot{\phi}_0, \quad (7)$$

$$\tilde{F} \rightarrow F, \tilde{M} \rightarrow M.$$

При совместном рассмотрении двух последних уравнений системы (2) получим:

$$\frac{d^2(\phi + \phi_0)}{ds^2} + \beta \frac{d(\phi + \phi_0)}{ds} + \alpha(\phi + \phi_0) = (\beta - \alpha L) \frac{d\phi}{ds}. \quad (8)$$

Приняв во внимание (7) и (8), заключим, при установившемся движении колеса без скольжения с углом вилки ϕ_0 (рис. 1б) нижняя часть шины оказывается повернутой относительно диска колеса на угол $\phi_0 = -\phi_0$ и, следовательно, она (нижняя часть) ориентируется вдоль вектора скорости буксировки $\bar{V}$. Таким образом, в данной ситуации:

$$U = \phi_0. \quad (9)$$

(на рис. 1, б показана схема качения колеса в режиме *установившегося* увода).

Условие (9) допускает использование результатов хорошо проработанной теории установившегося увода [1 – 3] для количественного определения параметров модели М.В. Келдыша.

Из (2) для случая (7) с учетом (9) без труда найдем:

и

$$\Delta_0 = (\beta / \alpha) \varphi_0$$

$$\left. \begin{aligned} F &= k_F (\beta / \alpha) U, \\ M &= k_M U \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

Сопоставив (1) и (12), (7), получим зависимости:

$$k_F (\beta / \alpha) = C_F, k_M = C_M. \quad (11)$$

Примечательно, что первая из формул (11) получена на основе экспериментальных исследований Я.М. Певзнером [12]. Сопоставив эту формулу с соотношениями [1, 11], увидим, что

$$\alpha / \beta = \lambda. \quad (12)$$

Вторая из формул (11) показывает, что параметр, введенный М.В. Келдышем как пяточная жесткость шины, совпадает с одним из «основных» параметров шины – коэффициентом восстанавливающего момента.

Перезапишем критерий М.В. Келдыша, учтя (11) и (12):

$$\left. \begin{aligned} 0 < L / \lambda < 1, V / V_0 < \sqrt{L / \lambda}; \\ L / \lambda > 1, V / V_0 > \sqrt{L / \lambda} \end{aligned} \right\}, \quad (13)$$

где $V_0 = \text{const} = \sqrt{(C_M L) / (\beta J)}$.

Исходя из расчетных данных [4], положим

$$h / \lambda = 1 / 3$$

и на рис. 2 представим зоны устойчивости [4] и [8].

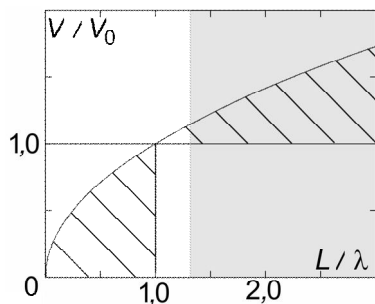


Рис. 2. Зоны устойчивости

Зоны устойчивости по М.В. Келдышу заштрихованы, а зона устойчивости по модели Т-К-Л выделена тоном.

Выясним причины расхождения результатов [8] и [4,5]. Для этого в условиях устойчивости [8] положим $k_M = 0$, т.е. пренебрежем влиянием восстанавливающего момента. Теперь вместо (13) получим, что качение колеса устойчиво при выполнении неравенства:

$$L / \lambda > 1.$$

Это условие лишь немногим отличается от условия (6).

3. Анализ полученных результатов

Как частный случай движения буксируемого колеса М.В. Келдыша [8], выделен установившийся увод, на рассмотрении которого автор не останавливался.

Рассмотрен вопрос нахождения постоянных шины, входящих в зависимости М.В. Келдыша. Сопоставив зависимости установившегося увода [1 – 3] с зависимостями установившегося увода [8], получены формулы для отношения β / α и пяточной жесткости шины. Первая из этих формул ранее была найдена на основе замеров, что говорит об адекватности моделей увода [8, 1 – 3]; вторая – дает основание не различать пяточную жесткость шины и коэффициент восстанавливающего момента.

Сравнение зон устойчивости буксируемого колеса, построенных по критериям М.В. Келдыша и Т-К-Л, выявило их заметное различие. Однако если в модели М.В. Келдыша пренебречь восстанавливающим моментом, то зоны устойчивости существенно сближаются. Пренебрежение восстанавливающим моментом не оправдано при «малых» длинах выноса. Отсюда можно заключить, что математическая модель М.В. Келдыша является более полной, чем модель Т-К-Л. Этого следовало ожидать, поскольку порядок характеристического полинома модели М.В. Келдыша выше порядка полинома модели Т-К-Л.

Литература

1. Pacejka H.B. Tyre and vehicle dynamics / H.B. Pacejka. – Butterworth-Heinemann, 2006. – 642 p.
2. Gim G. An analytic model of pneumatic tires for vehicle dynamic simulations. Part 1: Pure slips / G. Gim, P.E. Nikravesh // Int. J. of Vehicle Design. – 1990. – V. 11, № 6. – P. 589-618.
3. Pacejka H.B. Shear force development by pneumatic tires in steady-state conditions. A review of modeling aspects / H.B. Pacejka, R.S. Sharp // Vehicle system dynamics. – 1991. – V. 20, № 3-4. – P. 121-176.
4. Shimmy in a nonlinear model of an aircraft nose landing gear with non-zero rake angle / P. Thota, B. Krauskopf, M. Lowenberg // Proceedings of European Nonlinear Oscillations Conference (ENOC-2008), Saint Petersburg, Russia, 30 June-4 July 2008. – 5 p.
5. Stepan G. Delay, nonlinear oscillations and shimmy wheels / G. Stepan // Applications of nonlinear and chaotic dynamics in mechanics. – 1998. – P. 373-386.
6. Delay effects in shimmy dynamics of wheels with stretched string-like tyres / D. Takac, G. Orosz, G. Stepan // European journal of mechanics A/Solid. – 2009. – № 28. – P. 516-525.
7. Журавлев В.Ф. О механизме явления шимми / В.Ф. Журавлев, Д.М. Климов // Доклады РАН. – 2009. – Т. 429, № 6. – С. 761-764.

8. Келдыш М.В. Шимми переднего колеса трехколесного шасси / М.В. Келдыш // Труды ЦАГИ. – 1945. – № 564. – 37 с.

9. Шифрин Б.М. О модели шины М.В. Келдыша / Б.М. Шифрин // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2009. – № 5/6 (41). – С. 34-37.

10. Шифрин Б.М. Сопоставление моделей трения на шине при ее колебаниях / Б.М. Шифрин // Конструювання, виробництво та експлуатація сільськогосподарських машин: зб. наук. пр.; М-во

освіти і науки України, Кіровоградський нац. техн. ун-т., 2010. – Вып. 40, ч. 2. – С. 139-150.

11. Loeb J.S. Lateral stiffness, cornering stiffness and relaxation length of the pneumatic tire / J.S. Loeb, D.A. Guenther, Hung-Hsu F. Chen, J.R. Ellis // SAE Technical Paper Series. – 1990. – № 900129. – 9 p.

12. Певзнер Я.М. О качении автомобильных шин при быстро меняющихся режимах увода / Я.М. Певзнер // Автомобильная промышленность. – 1968. – № 6. – С. 15-19.

Поступила в редакцию 30.04.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, вед. научный сотрудник Н.П. Плахтиенко, Институт механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев.

ПРО КРИТЕРІЙ ШИМІ БУКСИРУВАНОГО КОЛЕСА

Б.М. Шифрин

Розглянуто питання про критерії початку шимі у разі колеса, що буксирують за допомогою абсолютно твердої важкої вилки. У главу кута поставлено завдання зіставлення критеріїв, які отримані на основі двох різних моделей взаємодії шини з опорною поверхнею. Згаданими моделями є моделі М.В. Келдиша (1945 р.) і Тхота-Краускопфа-Ловенберга (2008 р.). Завдання викликане тим, що безпосереднє зіставлення зон стійкості по М.В. Келдишу і по Т-К-Л виявило їх помітні розбіжності. Як окремий випадок, що описується моделлю М.В. Келдиша, виділений режим сталого відведення, на розгляді якого автор не зупинявся. Приведені формули для знаходження констант шини М.В. Келдиша по заданих константах шини Т-К-Л. Відмічено, що критерії зближуються, якщо в моделі М.В. Келдиша нехтувати моментом сил тертя на шині. В цілому робота спрямована направлена на вивчення механізму шимі літакового або автомобільного колеса.

Ключові слова: шимі, шина, стале відведення, поперечна сила, поновлюючий момент, критерій стійкості.

ABOUT CRITERIA OF SHIMMY OF THE TOWED WHEEL

B.M. Shifrin

A question is considered about the criteria of beginning of shimmy in the case of towing of wheel by absolute hard heavy fork. Basic attention is spared comparison of criteria, receive on the basis of two different models of co-operation of tire with an underlayment. The mentioned models are models of M.V. Keldysh (1945) and Thota-Krauskopf-Lowenberg (2008). A task is caused that direct comparison of areas of stability on M.V. Keldysh and on T-K-L exposed their noticeable divergences. As the special case, described the model of M.V. Keldysh, the mode of the set withdrawal is selected, on consideration of which an author did not decide. Formulas are resulted for finding of constants of tire of M.V. Keldysh on the set constants of tire of T-K-L. It is noticed that criteria are drawn together, if in the model of M.V. Keldysh to ignore the moment of forces of friction on a tire. On the whole in all work is directed on the study of mechanism shimmy of airplane or motor-car wheel.

Key words: shimmy, tire, set withdrawal, lateral force, self-aligning torque, criterion of stability.

Шифрин Борис Меерович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Общетехнические дисциплины и авиационная химия», Государственная летная академия Украины, Кировоград, Украина, B_Shifrin@mail.ru.

УДК 621.452.3.03:621.822.6

В.Н. ДОЦЕНКО, Ю.В. КОВЕЗА, С.В. НИКИТИН

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

ОЦЕНКА ПОТЕРЬ МОЩНОСТИ В ПОДШИПНИКАХ КАЧЕНИЯ СО СТАЛЬНЫМИ И КЕРАМИЧЕСКИМИ ШАРИКАМИ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ СМАЗЫВАНИЯ

Представлены результаты экспериментального исследования параметров работоспособности подшипников с керамическими и стальными шариками. Для экспериментов использована установка, позволяющая исследовать подшипники при разных уровнях расхода смазки и нагрузок. Проанализировано изменение момента сопротивления вращению и приведенного коэффициента трения в подшипниках в зависимости от частоты вращения вала при смазывании маслом и воздушно-масляной смесью. Установлено, что гибридные подшипники ведут себя качественно и количественно примерно так же, как и стальные. Гидравлические потери в среднем в 2-3 раза превышают потери, связанные с трением тел качения об окружающие их детали.

Ключевые слова: подшипник качения, керамические шарики, экспериментальные исследования, момент сопротивления, приведенный коэффициент трения, воздушно-масляная смесь, гидравлические потери.

Введение

Потребность промышленности в надёжных опорных узлах объясняет пристальный интерес исследователей к подшипникам с керамическими телами качения. Малая плотность и высокий модуль упругости при высокой жаропрочности керамики дают положительный эффект с точки зрения характеристик подшипников, работающих в турбинных опорных узлах в условиях интенсивного внешнего теплообмена, значительного внутреннего тепловыделения и высоких частотах вращения [1, 2].

Строгое математическое описание процессов в опорах газотурбинных агрегатов весьма затруднено сложностью взаимодействия элементов как внутри подшипника, так и с окружающими его деталями. Поэтому в настоящее время исследователей интересует не только сам факт возможности работы «керамических» подшипников (КП), но и возможность их эксплуатации в конкретных условиях наравне или вместо обычных «стальных», а также создание на основании этих опытов обобщенной методики расчёта гибридных подшипников.

В связи с этим проверяют работоспособность КП на натурных или моделирующих установках при тех же условиях, в которых работают стальные.

Результаты исследований

При проведении сравнительных испытаний гибридных и обычных серийных авиационных подшипников нами были исследованы:

- потери на трение путём замера момента сопротивления;

- рациональные условия смазывания, обеспечивающие минимальные потери на трение и эффективное охлаждение исследуемых подшипников;

- уровень тепловыделения в подшипниках путём измерения температуры наружных колец подшипников.

Результаты испытаний позволят разработать рекомендации по применению гибридных подшипников и уточнять предлагаемые другими исследователями методики.

Все эти задачи решались посредством сравнительных испытаний подшипников на установке, описанной в [3], при следующих параметрах:

- тип подшипников: радиально-упорные шариковые с углом контакта 26° ;
- материалы обоймы – сталь ЭИ347-Ш; шариков: нитрид кремния и сталь ЭИ347-Ш;
- диаметр шариков 7,938 мм.
- диаметр отверстия под вал $d_v = 38,5$ мм.
- осевая нагрузка P : 0, 1000 и 2000 Н;
- радиальная нагрузка отсутствовала;
- смазывание: струей масла с расходом 8,5 г/с, 15 г/с, 25 г/с; воздушно-масляной смесью с расходом воздуха 0,20 г/с и масла – 0,023 г/с, 0,046 г/с, 0,077 г/с;
- частота вращения вала n : 0...32000 мин⁻¹.

В испытаниях измеряли: момент сопротивления на паре подшипников, температуру наружного кольца, температуру смазывающей среды на входе и выходе из блока подшипников, а также частоту вращения вала.

Подшипник со стальными шариками наработал в целом 300 минут, с керамическими шариками –

220 минут. После испытаний на деталях подшипников следов повреждения не обнаружено.

Некоторые результаты испытаний приведены на рис. 1 – 6. Первые четыре показывают зависи-

мость от частоты вращения вала момента сопротивления при различных способах смазки, осевых нагрузках и материалах тел качения, два последних – приведенного коэффициента трения.

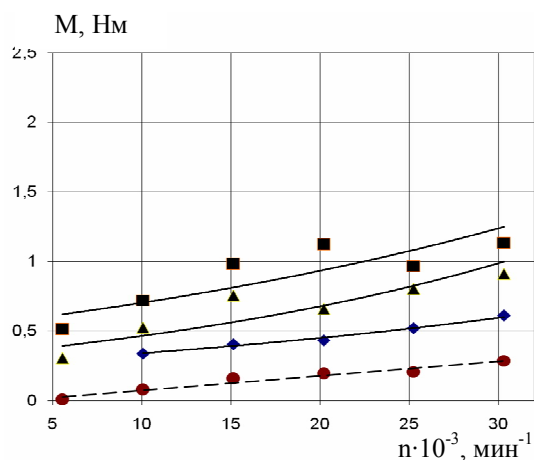


Рис. 1. Зависимость момента сопротивления M от частоты вращения вала n в подшипнике со стальными шариками без осевой нагрузки: расход масла $\blacksquare$ – 8,53 г/с; $\blacktriangle$ – 15,6 г/с; $\blacksquare$ – 24,4 г/с; $\bullet$ – 0,032 г/с

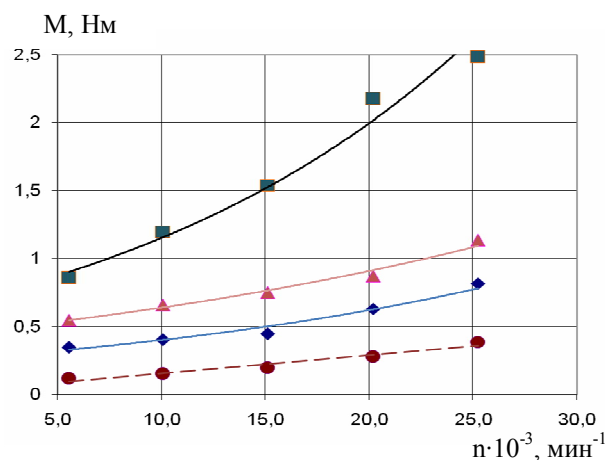


Рис. 2. Зависимость момента сопротивления M от частоты вращения вала n в подшипнике со стальными шариками при осевой нагрузке 2000 Н: расход масла $\blacklozenge$ – 9,53 г/с; $\blacktriangle$ – 11,6 г/с; $\blacksquare$ – 20,7 г/с; $\bullet$ – 0,08 г/с

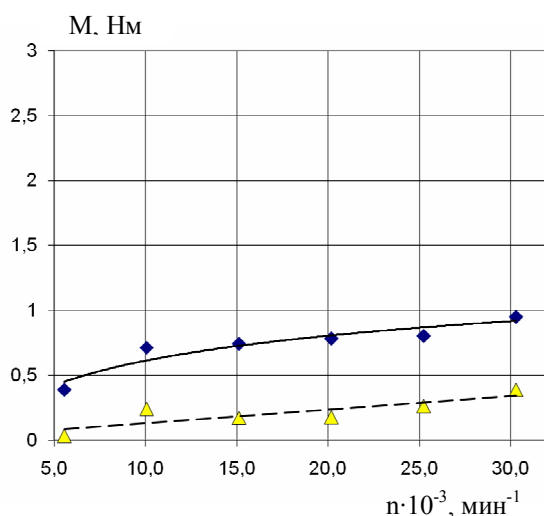


Рис. 3. Зависимость момента сопротивления M от частоты вращения вала n в подшипнике с керамическими шариками без осевой нагрузки: $\blacklozenge$ – масло; $\blacktriangle$ – воздушно-масляная смесь

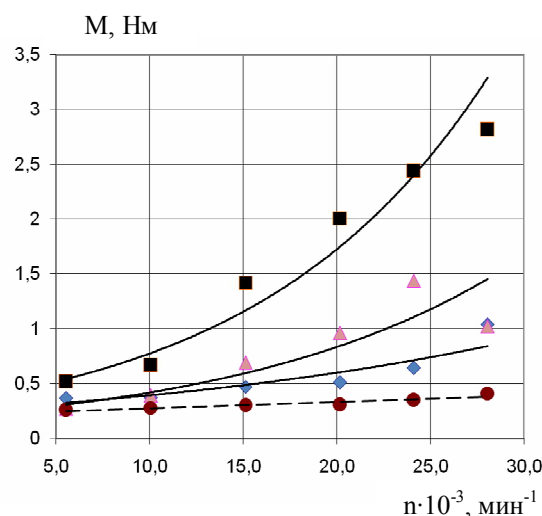


Рис. 4. Зависимость момента сопротивления M от частоты вращения вала n в подшипнике с керамическими шариками при осевой нагрузке 2000 Н: расход масла $\blacklozenge$ – 10,1 г/с; $\blacktriangle$ – 12,2 г/с; $\blacksquare$ – 20,7 г/с; $\bullet$ – 0,08 г/с

По рисункам 1 – 4 можно заметить ряд зависимостей, характерных и для стальных, и для керамических подшипников:

1. При смазке маслом (рис. 1 – 4, сплошные линии) момент сопротивления значительно (в 2-3 раза) больше, чем при смазке масляно-воздушной смесью (см. рис. 1-4, пунктирные линии), и разница эта тем больше, чем больше расход масла через подшипник.

Ранее было показано [4], что при смазке мас-

лом потери включают в себя две основные составляющие, обусловленные:

– контактом между деталями подшипника (сепаратором, шариками, обоймами), в том числе трением качения и трением в уплотнениях;

– гидравлическими потерями, связанными с перемешиванием жидкости шариками и сопротивлением её движению в каналах подшипника.

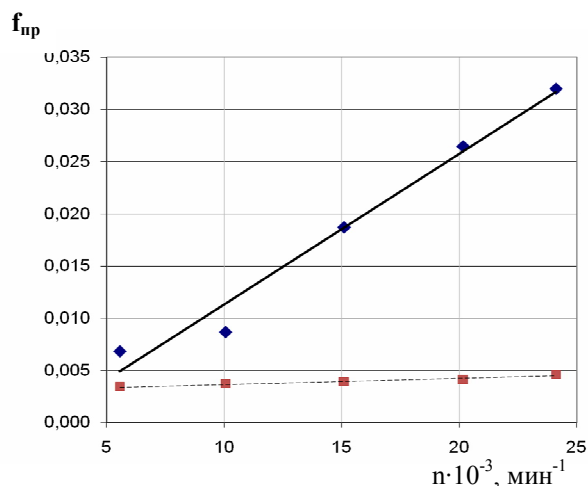


Рис. 5. Зависимость приведенного коэффициента трения $f_{\text{пр}}$ от частоты вращения вала n в подшипнике с керамическими шариками:
♦ — масло; ■ — воздушно-масляная смесь

Полученные результаты подтверждают вывод о значительно большем вкладе в потери в опорах гидравлической составляющей (до 80 % от всех потерь). У обоих подшипников она почти полностью совпадает качественно и количественно, поскольку не зависит от материала тела качения и обусловлена, по всей видимости, формой и площадью канала и вязкостью смазочного вещества, которые в проведенных исследованиях поддерживались одинаковыми.

2. При смазывании маслом и увеличении его прокачки сопротивление возрастает неравномерно: при увеличении подачи масла с 9 до 14 г/с (в 1,6 раза) момент увеличился от 0,68 до 2,4 Нм (в 3,5 раза), а при изменении от 14 до 19 г/с (в 1,4 раза) момент возрос с 2,4 до 2,6 Нм (на 8 %). Это можно объяснить резким возрастанием гидравлических потерь в подшипнике по мере заполнения его смазывающей жидкостью, после чего затраты на работу подшипника увеличиваются значительно меньше.

3. При смазывании масляным туманом и при отсутствии осевой силы (пунктирные линии на рис. 1, 3), и под нагрузкой (пунктирные линии на рис. 2, 4) момент сопротивления изменяется гораздо меньше во всем диапазоне исследованных частот вращения и мало зависит от расхода масла. В этом случае потери в подшипнике почти полностью вызваны трением между телами качения и обоймами, между телами качения и сепаратором.

Последний факт хорошо иллюстрируется рисунками 5 и 6, на которых показана зависимость приведенного коэффициента трения

$$f_{\text{пр}} = \frac{2M}{d_{\text{в}} P}$$

от частоты вращения при смазывании маслом (сплошные линии) и масляно-воздушной смесью (пунктирные линии).

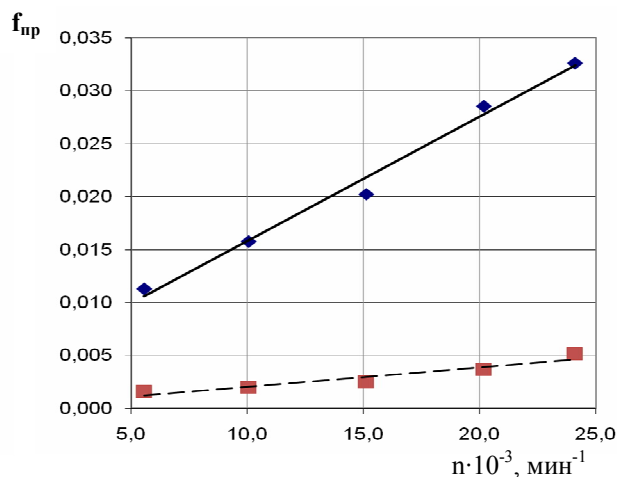


Рис. 6. Зависимость приведенного коэффициента трения $f_{\text{пр}}$ от частоты вращения вала n в подшипнике со стальными шариками:
♦ — масло; ■ — воздушно-масляная смесь

Так же как показано в [4], приведенный коэффициент трения практически линейно возрастает по мере возрастания скорости вращения. В проведенных исследованиях диапазоны значений коэффициентов трения для стали и керамики составили 0,003...0,005 и 0,002...0,005 соответственно, что согласуется с результатами проведенных ранее исследований и данными справочной литературы [5].

Можно отметить, что коэффициент трения у КП более стабильный и не превышает аналогичных значений у стального.

Выводы

По результатам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Влияние частоты вращения, величины нагрузки, типа смазки и расхода смазывающего вещества на моменты трения в исследованных подшипниках качественно, а во многом и количественно одинаково для стальных и керамических подшипников.

2. Смазка маслотовоздушной смесью существенно (в 3-5 раз) снижает потери трения в подшипнике.

3. Так же, как и у стальных, у КП гидравлические потери в масле гораздо больше (в 2-3 раза) потерь, вызванных непосредственным контактом тел качения с окружающими их деталями.

4. Значения приведенного коэффициента трения, рассчитанные по параметрам эксперимента, лежат в обычном диапазоне, что говорит об адекватности эксперимента.

5. Диапазон изменения параметров КП (момент трения, приведенный коэффициент трения) меньше, чем у стальных подшипников.

Таким образом, исследования показали, что в целом КП в достаточно широком диапазоне пара-

метров ведут себя аналогично традиционным стальным и могут быть альтернативой им в применении к турбинным агрегатам.

Литература

1. Pinel S.I. *Com-parison Between Oil-Mist and Oil-Jet Lubrication of High-Speed, Small-Bore, Angular-Contact Ball Bearings* / S.I. Pinel, H.R. Signer, E.V. Zaretsky // NASA/TM 210462. – 2001.
2. Зарецкий А.С.. *Керамические подшипники для газотурбинных двигателей* / А.С. Зарецкий //

Современное машиностроение. Сер. А. – 1989. – № 11. – С. 149.

3. Доценко В.Н. *Вопросы исследования керамических и гибридных подшипников качения и их применение в авиационных двигателях* / В.Н. Доценко, С.В. Никитин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – Вып. 55. – С. 138–144.

4. Демидович В.М. *Исследование теплового режима подшипников ГТД* / В.М. Демидович. – М.: Машиностроение, 1978. – 172 с.

5. Перель Л.Я. *Подшипники качения: Расчёт, проектирование и обслуживание опор: Справочник* / Л.Я. Перель. – М.: Машиностроение, 1983. – 543 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, доцент В. А. Меньшиков, Харьковский национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНКА ВІТРАТ МІЦНОСТІ В ПІДШИПНИКАХ КОЧЕННЯ ІЗ СТАЛЕВИМИ ТА КЕРАМІЧНИМИ КУЛЬКАМИ ПРИ РІЗНИХ УМОВАХ ЗМАЩУВАННЯ

В.М. Доценко, Ю.В. Ковеза, С.В. Нікітін

Надані результати експериментального дослідження параметрів праце спроможності підшипників з керамічними й сталевими кульками. Для експериментів використана установка, що дозволяє дослідити підшипники при різноманітних рівнях витрат мастила й навантажень. Проаналізована зміна моменту опору обертанню й наведеного коефіцієнта тертя в підшипниках в залежності від частоти обертання валу при змащуванні їх мастилом і повітряно-масляною сумішшю. Установлено, що гібридні підшипники з керамічними кульками поведуться якісно й кількісно, приблизно так само, як і зі сталевими. Гідравлічні витрати у середньому в 2-3 рази перевищують втрати, пов'язані з тертям тіл кочення про навколишні деталі.

Ключові слова: підшипник кочення, керамічні кульки, експериментальні дослідження, момент опору, наведений коефіцієнт тертя, повітряно-масляна суміш, гідравлічні втрати.

AN ESTIMATION OF POWER LOSSES IN ROLLING BEARING WITH STEEL AND CERAMIC BALLS AT DIFFERENT GREASING CONDITIONS

V.N. Docenko, Y.V. Koveza, S.V. Nikitin

The results of experimental research of bearing capacity parameters with the ceramic and steel balls are presented. For experiments, the special set was created, it allows to investigate bearing at the different levels of expense of lubricant and loading. The change of resistance moment to the rotation and the reduced coefficient over of friction are analyzed in bearing at greasing by oil and air-oil mixture as a function of these parameters from frequency of rotation of billow. It is set that bearing with ceramic balls in all investigational range behave high-quality and in number, approximately similarly, as well as with steel. Hydraulic losses in investigational knots on the average in 2-3 times exceed losses, related to the friction of rolling bodies at the surrounding details of bearing.

Key words: rolling bearing, ceramic balls, experimental researches, moment of resistance, the reduced coefficient over of friction, air-oil mixture, hydraulic losses.

Доценко Владимир Николаевич – д-р техн. наук, профессор кафедры теоретической механики и машиноведения НАКУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: dov1202@ukr.net.

Ковеза Юрий Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедры теоретической механики и машиноведения НАКУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: koveza@ukr.net.

Никитин Сергей Владимирович – ассистент кафедры теоретической механики и машиноведения НАКУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nikitinsrg@rambler.ru.

УДК 631.7.04-197:631:7.019.11

В.О. ПОВГОРОДНИЙ

Институт проблем машиностроения НАН Украины им. А.Н. Подгорного, Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРИАЛОВ
НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ТЕРМОУПРУГОСТИ

Экспериментально – теоретическое исследование термоупругих характеристик материалов приборов, а также элементов турбостроения осуществляется исходя из решения обратной задачи термоупругости. Обратная задача термоупругости решается с использованием уравнения Фредгольма и гарантично-элементный аналог ядра интегрального оператора позволяет заменить эксперимент. В качестве примера рассмотрим неметаллические материалы, используемые для изготовления печатных плат. Результаты расчета можно использовать как неотъемлемую часть проектирования объектов приборостроения и энергетического машиностроения (материалов паровых и газовых турбин), а также расчета их ресурса и выбора системы охлаждения.

Ключевые слова: температура, обратная задача, термоупругость, стеклотекстолит.

Введение

В уравнениях МГЭ, которые на этапе дискретизации записываются для каждого граничного узла пластины и боковой поверхности пластины, неизвестными есть напряжения на поверхности пластины, граничные условия задаются перемещениями узлов на поверхности пластины.

Наиболее трудоемкой частью решения является вычисление коэффициентов подматриц. Коэффициенты этих подматриц исчисляются численным интегрированием решения Миндлина с помощью квадратурных формул Гаусса.

Для решения задачи боковая поверхность пластины дискретизировалась десятью граничными элементами. Проводилась линейная аппроксимация напряжений по длине каждого граничного элемента. Для каждого граничного узла записывалось уравнение (1), что привело к образованию системы линейных алгебраических уравнений пятнадцатого порядка. Для числовой реализации задачи составлена программа на алгоритмическом языке Fortran. В программе корни системы линейных алгебраических уравнений находились по методу единого деления Гаусса. Так решалась прямая задача термоупругости, т.е. задача определения характеристик НДС пластины.

1. Использование метода регуляризации
А.Н. Тихонова для решения обратной
задачи термоупругости

Пусть U , F – гильбертовы пространства; D – замкнутое выпуклое множество априорных ограни-

чений задачи ($D \subseteq U$, $0 \in D$). A , A_h – линейные ограниченные операторы, где A_h – аппроксимирующий оператор, $h \geq 0$ – погрешность аппроксимации, т.е. $\|A - A_h\| \leq h$.

Построим приближенное решение уравнения (4.3), принадлежащее множеству D , по заданному набору данных $\{A_h, f_\delta, \eta\}$, $\eta = (\delta, h)$, где $\delta > 0$ – погрешность задания правой части уравнения (4.3), т.е. $\|f - f_\delta\| \leq \delta$.

Введем сглаживающий функционал [1]

$$M^\alpha[u] = \|A_h u - f_\delta\|^2 + \alpha \|u\|^2 \quad (1)$$

($\alpha > 0$ – параметр регуляризации) и рассмотрим экстремальную задачу о минимизации функционала $M^\alpha[u]$:

$$M^\alpha[u] \rightarrow \min_{u \in D}. \quad (2)$$

Имеет место следующий результат [см.1]. Для любых $\alpha > 0$, $f_\delta \in F$ и линейного ограниченного оператора A_h задача (4.3) разрешима и имеет един-

ственное решение $u_\eta^\alpha \in D$, причем $\|u_\eta^\alpha\| \leq \frac{\|u_\eta\|}{\sqrt{\alpha}}$.

1.1. Выбор параметра регуляризации

Выбор параметра регуляризации осуществляется в соответствии с принципом обобщенной невязки [1], т.е. α находится из уравнения

$$\rho(\alpha) = \|A_h u_\eta^\alpha - f_\delta\|^2 - (\delta + h \|u_\eta^\alpha\|)^2 - \mu^2(f_\delta, A_h) = 0, \quad (3)$$

где

$$\mu(f_\delta, A_h) = \inf_{u \in D} \|A_h u - f_\delta\| - \quad (4)$$

мера несовместности уравнения (4.3) с приближенными данными.

При этом если выполнено условие

$$\|f_\delta\|^2 \geq \delta^2 + \mu^2(f_\delta, A_h), \quad (5)$$

то уравнение (1) имеет один положительный корень, который выбирается в качестве параметра регуляризации в методе А.Н. Тихонова.

Для отыскания корня уравнения (1) можно использовать модификацию метода хорд. Опишем кратко итерационную процедуру нахождения параметра регуляризации.

Пусть $\varepsilon > 0$. Зададим начальное значение параметра регуляризации α_0 и выберем следующее значение α_1 ($\alpha_1 > \alpha_0$, $|\alpha_1 - \alpha_0| > \varepsilon$), полагая $\alpha_1 = \alpha_0 / 2$ и вычислим соответствующие значения функции $\rho(\alpha_0), \rho(\alpha_1)$.

Далее, до тех пор, пока выполняется условие $|\alpha_{n-2} - \alpha_{n-1}| \geq \varepsilon$, строим итерационную последовательность по следующей рекуррентной формуле

$$\alpha_n = \frac{\alpha_{n-2}}{1 - \frac{\alpha_{n-1} - \alpha_{n-2}}{\alpha_{n-1}} \frac{\rho(\alpha_{n-2})}{\rho(\alpha_{n-2}) - \rho(\alpha_{n-1})}}, \quad (6)$$

причем, если

$$\rho(\alpha_{n-2})\rho(\alpha_{n-1}) > 0,$$

то

$$\alpha_{n-2} = \alpha_{n-1}, \quad \alpha_{n-1} = \alpha_n,$$

Если

$$\rho(\alpha_{n-2})\rho(\alpha_{n-1}) < 0,$$

то

$$\begin{cases} \text{если } \rho(\alpha_{n-2})\rho(\alpha_n) < 0, \text{ то } \alpha_{n-1} = \alpha_n, \\ \text{если } \rho(\alpha_{n-1})\rho(\alpha_n) < 0, \text{ то } \alpha_{n-2} = \alpha_n. \end{cases}$$

В качестве подходящего значения параметра регуляризации выбирается $\alpha = \alpha_{n-1}$.

2. Метод регуляризации А.Н.Тихонова для уравнения Фредгольма 1-го рода с гладким ядром

Рассмотрим интегральное уравнение Фредгольма I-ого рода с гладким ядром $K(x, s)$ [1]:

$$Au = \int_a^b K(x, s)u(s)ds = f(x), \quad x \in [c, d]; \quad (7)$$

$$K(x, s) \in C([c, d] \times [a, b]); \\ f(x) \in L_2[c, d].$$

Пусть вместо f нам известно такое ее приближенное значение f_δ , что

$$\|f - f_\delta\|_{L_2} \leq \delta.$$

Предположим, что из априорных соображений известно, что $u(s)$ – кусочно-гладкая, тогда выберем $U = W_2^1[a, b]$. Пусть вместо $K(x, s)$ известна такая функция $K_h(x, s)$, что $\|K - K_h\| \leq h$, тогда

$$\|A - A_h\|_{W_2^1 \rightarrow L_2} \leq h, \quad (8)$$

где A_h – интегральный оператор, соответствующий ядру $K_h(x, s)$.

Используя схему построения регуляризирующего алгоритма А.Н. Тихонова, перейдем от (3) к минимизации стабилизирующего функционала $M^\alpha[u]$.

Строим конечномерную аппроксимацию функционала $M^\alpha[u]$, используя квадратурные формулы, для чего вводим равномерные сетки по x и по s шагами

$$h_s = (b - a) / n, \quad h_x = (d - c) / m; \\ s_j = a + (j - 1)h_s, \quad x_i = c + (i - 1)h_x.$$

Обозначая

$$u(s_j) = u_j, \quad f(x_i) = f_i, \quad k(x_i, s_j) = a_{ij},$$

используем квадратурную формулу прямоугольников для вычисления интегралов и аппроксимируем производную конечной разностью

$$u'(s) = \frac{u_{j+1} - u_j}{h_s}.$$

Таким образом, аппроксимация функционала имеет вид

$$M^\alpha(u_i) = h_x \times \\ \times \sum_{i=1}^m \left(\sum_{j=1}^n h_s a_{ij} u_j - f_i \right)^2 + \alpha h_s \sum_{j=1}^n [u_j^2 + u_{j+1}^2] h_s. \quad (9)$$

Используя необходимое условие минимума функционала

$$\frac{\partial M^\alpha[u_j]}{\partial u_k} = h_x \sum_{j=1}^m \left(h_s \sum_{i=1}^n a_{ji} u_i - f_j \right) 2h_s a_{jk} + \\ + \alpha h_s \left[2u_k + 2 \sum_{j=1}^{n-1} \frac{u_j - u_{j+1}}{h_s^2} (\delta_{j+1k} - \delta_{jk}) \right] = 0$$

приходим к линейной алгебраической системе с симметричной матрицей

$$B^\alpha u = F, \quad (10)$$

где

$$\begin{aligned} B^\alpha &= B + \alpha C, \\ B &= \{b_{ik}\}, \quad b_{ik} = h_x h_s \sum_{j=1}^n a_{ji} a_{jk}, \\ F &= \{f_k\}, \\ M^\alpha[u] &= \|A_h u - f_\delta\|_{L_2}^2 + \alpha \|u\|_{W_2^1}^2 = \\ &= \int_c^d \int_a^b K_h(x, s) u(s) ds - f_\delta(x) \Big)^2 dx + \\ &\quad + \alpha \int_a^b \left[u^2(s) + (u'(s))^2 \right] ds; \\ f_k &= h_x \sum_{j=1}^m f_{jk}, \end{aligned} \quad (11)$$

$$C = E + C_1, \quad (12)$$

$$C_1 = \begin{pmatrix} \frac{1}{h_s^2} & -\frac{1}{h_s^2} & 0 & \dots & 0 \\ -\frac{1}{h_s^2} & \frac{2}{h_s^2} & -\frac{1}{h_s^2} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & -\frac{1}{h_s^2} \\ \dots & \dots & \dots & -\frac{1}{h_s^2} & \frac{1}{h_s^2} \end{pmatrix}$$

Для решения системы линейных уравнений (12) можно использовать различные численные методы. При этом следует учитывать, что матрица системы является симметричной и положительно определенной. Одним из наиболее эффективных методов решения таких систем является метод квадратного корня [1] и вышеупомянутый МГЭ.

В методе квадратного корня симметричная положительно определенная матрица B^α представляется в виде произведения верхней и нижней треугольных матриц

$$B^\alpha = (T^\alpha)^T T^\alpha,$$

где

$$T^\alpha = \begin{pmatrix} t_{11}^\alpha & t_{12}^\alpha & \dots & t_{1n}^\alpha \\ 0 & t_{22}^\alpha & \dots & t_{2n}^\alpha \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & t_{nn}^\alpha \end{pmatrix},$$

причем элементы матрицы T^α находятся по формулам:

$$\begin{aligned} t_{11}^\alpha &= \sqrt{b_{11}^\alpha}, \quad t_{1j}^\alpha = \frac{b_{1j}^\alpha}{t_{11}^\alpha}, \quad (j > 1), \\ t_{ii}^\alpha &= \left(b_{ii}^\alpha - \sum_{k=1}^{i-1} (t_{ki}^\alpha)^2 \right)^{1/2}, \quad (i = 2, \dots, n), \\ t_{ij}^\alpha &= \frac{\left(b_{ij}^\alpha - \sum_{k=1}^{i-1} t_{ki}^\alpha t_{kj}^\alpha \right)}{t_{ii}^\alpha}, \quad (i < j); \quad t_{ij}^\alpha = 0, \quad (i > j), \end{aligned} \quad (13)$$

Таким образом, от системы (10) приходим к решению системы

$$(T^\alpha)^T T^\alpha u_\alpha = F,$$

либо, введя соответствующее обозначение, к решению двух систем с треугольными матрицами

$$\begin{cases} (T^\alpha)^T y = F, \\ T^\alpha u_\alpha = y. \end{cases} \quad (14)$$

Следует заметить, что при выборе параметра регуляризации по принципу обобщенной невязки, решая (1), приходится неоднократно при различных α решать системы (10), при этом правая часть системы F и матрица B не зависят от α . Это позволяет строить специальные экономичные методы многократного решения систем (10).

Пусть для различных $\alpha > 0$ необходимо решить систему (10) или

$$(A_h^* A_h + \alpha C) u^\alpha = A_h^* f, \quad (15)$$

где A_h^* – матрица, транспонированная к A_h ($m \times n$), $u^\alpha \in R^n, f \in R^m$.

Матрица C определяется согласно (12).

При помощи метода квадратного корня матрицу C представим в виде

$$C = S^* S,$$

где S – двухдиагональная матрица.

Сделав замену в (15)

$$y^\alpha = S u^\alpha, \quad (u^\alpha = S^{-1} y^\alpha),$$

получим

$$(A_h^* A_h + \alpha C) S^{-1} y^\alpha = A_h^* f. \quad (16)$$

Умножим это уравнение слева на $(S^{-1})^*$, получим

$$\begin{aligned} (D^* D + \alpha E) y^\alpha &= D_h^* f, \\ D &= A_h S^{-1}. \end{aligned} \quad (17)$$

Представим матрицу D в виде

$$D = QPR,$$

где $Q (m \times m)$, $R (n \times n)$ – ортогональные матрицы, P – правая двухдиагональная матрица [2].

Теперь в уравнении (17) сделаем замену переменных $x^\alpha = Ry^\alpha$, ($y^\alpha = R^{-1}x^\alpha$), в результате получим

$$(R^* P^* Q^* QPR + \alpha E) R^{-1} x^\alpha = D_h^* f$$

или

$$(P^* P + \alpha E) x^\alpha = R D_h^* f = F, \quad (18)$$

Здесь матрица $P^* P$ – трехдиагональная и уравнение (18) без труда решается, например методом прогонки [3].

Исходный неизвестный вектор $u^\alpha = S^{-1} R^{-1} x^\alpha$, однако, часто нет необходимости возвращаться к вектору u^α , поскольку, например, если $h=0$, то необходимо лишь проверить условие

$$\| A_h u^\alpha - f \| = \delta,$$

которое эквивалентно условию

$$\| P x^\alpha - Q^* f \| = \delta.$$

3. Одновременное определение коэффициента теплопроводности и модуля упругости. Задача об определении модуля упругости (Юнга) $E(x)$

Решим обратную задачу термоупругости на примере стеклотекстолита СТЭФ. Рассмотрим случай, когда ρ – постоянная величина. Уравнение колебаний и граничные условия имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} (E(x) \frac{\partial u}{\partial x}) + \rho \omega^2 u &= 0 \\ u(0) &= 0 \\ \frac{\partial u}{\partial x}(l) &= -p^*, \end{aligned} \quad (19)$$

где ρ – плотность;

ω – собственная частота;

u – перемещение.

Найдем $E(x)$ по информации

$$u(l, \omega) = f(\omega), \quad \omega \in [\omega_1, \omega_2]. \quad (20)$$

Предположим, что

$$E(x) = E_0 + E_1(x),$$

причём

$$\max \frac{E_1(x)}{E_0} \ll 1.$$

Введем в рассмотрение волновое число

$$k^2 = \frac{\rho \omega^2}{E_0}$$

и представим

$$\frac{E(x)}{E_0} = 1 + \varepsilon \eta(x) \quad (21)$$

Отметим, что в задаче (21), $E(x)$ – произвольная кусочно-непрерывная функция, однако строить решение прямой задачи (21) с произвольным законом изменения модуля аналитически сложно. Поэтому, метод линеаризации – один из эффективных методов исследования коэффициентной ОЗТМ (21). Подставим представление (21) в исходную задачу и будем отыскивать ее решение в виде

$$u = u_0 + \varepsilon u_1 + O(\varepsilon^2).$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} ((1 + \varepsilon \eta(x)) \frac{\partial}{\partial x} (u_0 + \varepsilon u_1)) + k^2 (u_0 + \varepsilon u_1) &= 0, \\ (u_0 + \varepsilon u_1)|_{x=0} &= 0, \\ \frac{\partial}{\partial x} (u_0 + \varepsilon u_1)|_{x=l} &= -p^*. \end{aligned} \quad (22)$$

Далее выпишем множитель при одинаковых степенях ε , получим следующие краевые задачи:

$$\varepsilon^0: \begin{cases} \frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2} + k^2 u_0 = 0, \\ u_0(0) = 0, \\ \frac{\partial u_0}{\partial x}(l) = -p^*. \end{cases} \quad (23)$$

$$\varepsilon^1: \begin{cases} \frac{\partial^2 u_1}{\partial x^2} + k^2 u_1 + \frac{\partial}{\partial x} (\eta(x) \frac{\partial u_0}{\partial x}) = 0, \\ u_1(0) = 0, \\ \frac{\partial u_1}{\partial x}(l) = -\eta(l) \frac{\partial u_0}{\partial x}(l). \end{cases} \quad (24)$$

Решение задачи (24) имеет вид

$$u_0 = A \sin kx + B \cos kx,$$

причем из граничных условий находим

$$A = -\frac{p^*}{k \cos kl}, B = 0,$$

и тогда

$$u_0 = -\frac{p^*}{k \cos kl} \sin kx. \quad (25)$$

В силу того, что для удовлетворения условию (24), нам требуется лишь значение $u_1(l)$, возможен следующий приём, который может оказаться весьма эффективным и в других, более сложных задачах.

Применим к краевой задаче (4.26) конечное интегральное преобразование Фурье, для чего умножим уравнение на $e^{i\alpha x}$ и проинтегрируем по отрезку $[0, 1]$. Тогда получим следующее равенство

$$\begin{aligned} & \left(-\alpha^2 + k^2 \right) \tilde{u}_1 + u_1'(1) e^{i\alpha l} - \\ & - u_1'(0) - i\alpha \left(u_1(1) e^{i\alpha l} - u_1(0) \right) + \\ & + \int_0^1 e^{i\alpha x} \frac{d}{d\xi} \left(\eta(\xi) u_0'(\xi) \right) d\xi = 0, \end{aligned} \quad (26)$$

где

$$\tilde{u}_1 = \int_0^\ell e^{i\alpha x} u_1(x) dx.$$

Заметим, что для дальнейшего исследования обратной задачи достаточно исключить из рассмотрения $\tilde{u}_1$ трансформанту. Подставляя в (26) значения $\alpha = \pm k$ и учитывая граничные условия в задаче (25), получим линейную алгебраическую систему относительно $u_1(1)$ и $u_1'(0)$, решая которую, находим

$$u_1(1) = p_* \int_0^1 \eta(\xi) \frac{\cos^2 k \xi}{\cos^2 k l} d\xi.$$

Теперь легко сформулировать операторное уравнение относительно $\eta(x)$

$$\int_0^1 \eta(\xi) \cos^2 k \xi d\xi = f_0(k) \cos^2 kl + \frac{\sin 2kl}{2k}, \quad (27)$$

$$f_0(k) = p_*^{-1} f(k), \quad k \in [k_1, k_2],$$

где (27) – интегральное уравнение Фредгольма I-го рода с гладким ядром, следовательно, для его решения необходимо применить один из методов регуляризации, например метод Тихонова.

Результаты расчета для модуля упругости (Юнга) с использованием МГЭ и метода Тихонова для стеклотекстолита СТЭФ и сравнение с экспериментальными данными приведены далее на рис. 1.

Экспериментальная зависимость для стеклотекстолита СТЭФ получена из справочника:

$$E(t) = 2702416 - 1725328t - 34,5t^2,$$

где t – температура, °C.

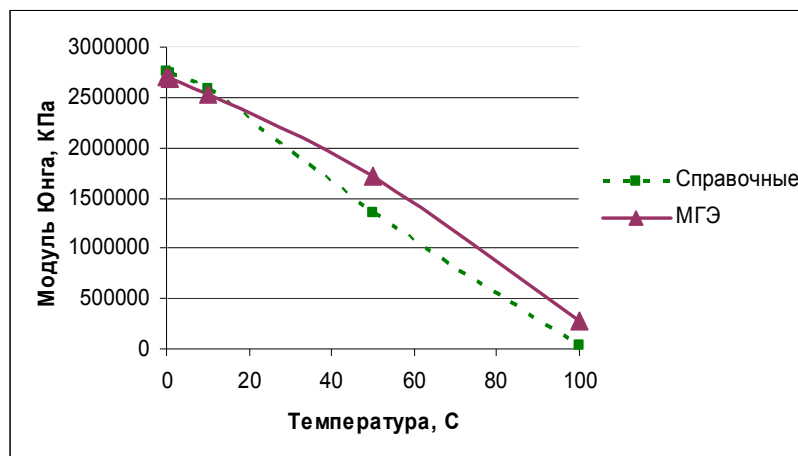


Рис. 1. Сравнение расчетных данных модуля Юнга, полученных с применением метода граничных элементов и экспериментальных для стеклотекстолита СТЭФ

4. Задача об определении коэффициента теплопроводности $\lambda(x)$

Рассмотрим уравнение теплопроводности

$$\lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + q_v = 0, \quad (28)$$

где

$$T(0) = 0,$$

$$\frac{\partial T}{\partial x}(1) = -q_v.$$

Постановка обратной коэффициентной задачи: найти $\lambda(x)$ по информации $T(1, \omega) = f(1, \omega)$, $\omega \in [\omega_1, \omega_2]$.

Далее аналогично предыдущей задаче.

Результаты расчета для коэффициента теплопроводности для стеклотекстолита СТЭФ и сравнение с экспериментальными данными приведены далее на рис. 2. Экспериментальная зависимость для стеклотекстолита СТЭФ получена из справочника:

$$\lambda(t) = 0,3 + 0,00188t + 0,000051t^2,$$

где t – температура, °C.

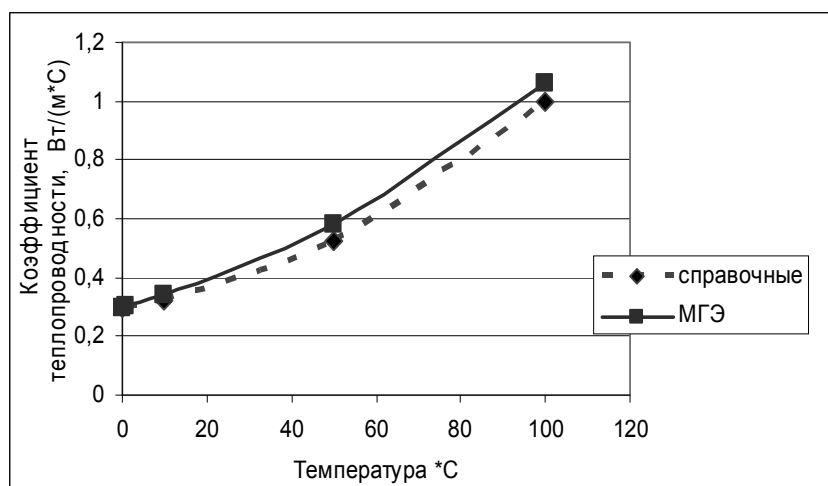


Рис. 2. Сравнение расчетных данных коэффициента теплопроводности λ , полученных с применением метода граничных элементов и экспериментальных для стеклотекстолита СТЭФ

5. Сравнение механических характеристик неметаллических материалов, полученных путем решения обратных задач термоупругости, с аналогичными справочными данными. Технология производства стеклопластов и изделий на их основе

Производство стеклопластов и изделий на их основе осуществляется различными технологическими методами. Правильный выбор метода изготовления материала или изделий является важной задачей, определяющей очень часто преимущества стеклопластов перед другими материалами. При выборе способа изготовления изделий необходимо учитывать их назначение и требования, предъявляемые к ним, а также количество и габариты изделий. Следует при этом иметь в виду, что основная масса изделий изготавливается не из стеклопластов, а из компонентов, составляющих их. Так, например, металлическая труба изготавливается из листа металла, а труба из стеклопласта. Поэтому, важным фактором является выбор необходимых механических и ТМХ свойств материалов, а также в случае необходимости и их уточнение.

Ряд деталей из стеклопластов изготавливается механическим путем на фрезерных и токарных станках или штамповкой на просечных штампах. В этом случае, как правило, используется листовый или плиточный стеклотекстолит, анизотропные стеклопласты на фенолформальдегидных или кремнийорганических смолах.

Технология изготовления стеклотекстолита мало отличается от технологии, принятой в производ-

стве текстолитов на основе хлопчатобумажной и асбестовой ткани.

Процесс изготовления стеклотекстолита заключается в пропитке стеклянной ткани на обычных пропиточных машинах, последующей ее сушке, раскрое стеклянной ткани и сборке из нее пакетов, прессовании и в некоторых случаях термообработке отпрессованного стеклотекстолита.

Прессование листового или плиточного стеклотекстолита производится в многоступенчатых гидравлических прессах при давлении от 2,5 до 15 МПа. Аналогичным путем из стеклянного шпона, получаемого на первом этапе производства анизотропного материала, прессуются листы стеклофанеры.

Из пропитанной ткани или стеклянного шпона в пресс-формах при давлении от 10 до 60 МПа изготавливают сравнительно небольшие детали сложной формы, например лопатки, панели. Наиболее важной операцией при изготовлении сложных изделий из пропитанной стеклоткани или стеклошпона является правильный раскрой ткани или шпона и сборка пакета.

При неправильной конструкции пакета трудно получить изделия необходимой формы без механической доработки, и, кроме того, при высоких давлениях и температуре возможны разрушения стекловолокнутого наполнителя, что ведет к снижению механической прочности и термостойкости в особенности.

Температура и время прессования листового материала и сложных деталей зависят от типа используемого связующего. Следует, однако, иметь в виду, что теплопроводность стеклопластов небольшая, поэтому на прогрев и на охлаждение их в процессе прессования необходимо достаточно продолжительное время.

При использовании медленно отверждающихся смол прибегают к дополнительной термической обработке готового изделия или материала. Этот процесс заключается в нагревании изделия до температуры 200 °С в случае применения модифицированных фенолформальдегидных смол и до температуры 250 °С.

В связи с этим задача определения коэффициента теплопроводности таких материалов актуальна.

6. Сравнение механических характеристик

Сравнение результатов свидетельствует об их незначительных расхождениях (погрешность порядка 2,1 %). Заметим, однако, что при решении прямой задачи (задачи определения НДС) с использованием МГЭ пришлось решать 4 алгебраических уравнения, в то время как решение этой же задачи с использованием МКЭ потребовало решения 160 алгебраических уравнений.

Выводы

Развитие техники самолето- и ракетостроения, приборостроения, энергетических установок и ядерных реакторов и технологии производства в других областях современной практики привели к бурному развитию теории и методов анализа нестационарных температурных напряжений. Математическое моделирование этих процессов тесно связано с определением механических и ТМХ материалов, где происходят изучаемые процессы [2]. В предыдущих работах по этой теме был решен ряд обратных задач об определении переменных термомеханических характеристик. Но в этих работах, в основном, рассматриваются режимы, допускающие явные решения обратных задач.

В более общей постановке решение этой задачи требует применение более универсальных методов.

МГЭ и МКЭ – численные методы, которые находят широкое применение, но естественно, имеют каждый свои достоинства и недостатки.

Достоинства МГЭ: дискретизации подвергается не вся область, занятая телом, как в МКЭ, а только граница, что облегчает численное моделирование и на порядок сокращает число неизвестных; для бесконечных областей задача просто формулируется как внешняя и фундаментальное решение должно удовлетворить некоторым условиям на бесконечности, например, лучевому условию Зоммерфельда в задачах динамики; МГЭ особенно эффективен для вычисления производных функции (например, потоков, деформаций, напряжений, моментов), а также можно с легкостью оперировать сосредоточенными силами и моментами как в области, так и на границе; МГЭ позволяет вычислять значения решения и его производных в любой точке рассматриваемой области и в любой момент времени, так как метод использует интегральное представление решения как аналитическое выражение, которое можно дифференцировать и интегрировать, а также использовать как математическую формулу, что удобно в некоторых типах задач.

В настоящее время изучение поведения конструкций производится с использованием компьютерной техники. Причина этого очевидна и заключается в низкой стоимости численных экспериментов в сравнении с дорогим экспериментальным моделированием.

Численное моделирование может использоваться для изучения структур с различными геометрическими конфигурациями и под воздействием разнообразных нагрузок, а также для определения оптимальных проектных решений до их воплощения в конструкциях, в том числе и для создаваемых приборных и энергетических конструкций.

Литература

1. Бахышев Ш.М. Обратные задачи термоупругости / Ш.М. Бахышев. – М.: Прометей, 2002. – 152 с.
2. Крысько В.А. Оптимизация формы термоупругих тел / В.А. Крысько, В.А. Павлов. – Саратов: Сарат. гос. техн. ун-т, 2000. – 160 с.
3. Романов В.Г. Обратные задачи математической физики / В.Г. Романов. – М.: Наука, 1984. – 261 с.

Поступила в редакцию 2.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры П.Д. Доценко, Национальний аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**ВИЗНАЧЕННЯ МЕХАНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРІАЛІВ
НА ОСНОВІ РОЗВ'ЯЗКУ ОБЕРНЕНИХ
ЗАДАЧ ТЕРМОПРУЖНОСТІ**

В.О. Повгородний

Експериментально-теоретичне дослідження термопружних характеристик матеріалів приладів, а також елементів турбобудування здійснюється виходячи з розв'язків оберненої задачі термопружності. Обернена задача термопружності вирішується за допомогою рівняння Фредгольма та методу гранично-елементний аналог ядра інтегрального оператора дозволяє замінити експеримент. В якості приклада розглянемо неметалічні матеріали, які використовуються для виготовлення печатних плат. Результати розрахунку можна використовувати, як невід'ємну частину проектування об'єктів приладобудування та енергетичного машинобудування (матеріалу парових та газових турбін), а також розрахунку їх ресурсу та вибору системи охолодження.

Ключові слова: температура, обернена задача, термопружність, склотекстоліт.

**THE INFLUENCE OF THE MECHANICAL CHARACTERISTICS AND TEMPERATURE FIELD
OF THE DAMPTIONS ON THE DAMPTION'S PROPERTIES
OF THE AVIATION'S AIRBORNE CONSTRUCTIONS**

V.O. Povgorodny

An inverse quotients thermoelasticity problem for a finite thickness layer is considered. The proposed solution is based on the assumption that thermo-mechanical processes in the layer have a stationary harmonic character. The area geometry and boundary conditions allow reducing the problem to a one-dimensional thermoelasticity problem. Assuming thermomechanical oscillation frequency small enough a solving equation was produced. This equation allows determining quotients of temperature stresses and heat release under deformation. Obtained results can be used to simulate the process of experimental determination of physical-mechanical properties of the materials used in aero- and spacecraft manufacturing and of the energetic machinebuildings.

Key words: temperature, reverse task, thermoelasticity, fiberglass.

Повгородний Владимир Олегович – канд. техн. наук, младший научный сотрудник Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: povgorod@ipmach.kharkov.ua.

УДК 629.7.03:681.518.7

С.В. ЕПИФАНОВ, С.И. СУХОВЕЙ, Т.В. КУЛИК

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

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНВАРИАНТНОСТИ САУ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ПОЛЕТНЫХ УСЛОВИЙ

Рассмотрена проблема сохранения динамических свойств системы автоматического управления двигателем в широком диапазоне полетных условий в случае, когда синтез системы выполняется в базовых условиях. Динамические свойства объекта управления представлены линеаризованными динамическими уравнениями, зависимость коэффициентов которых от полетных условий описывается с помощью формул приведения. В качестве условий инвариантности используется постоянство корней характеристического уравнения САУ. Рассмотрен ряд примеров и на основе их анализа сформированы общие подходы к решению проблемы.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, система автоматического управления, регулятор, подобие

Введение

Одна из основных проблем создания систем автоматического управления авиационных двигателей – обеспечение высокого качества управления в широком диапазоне высотно-скоростных и климатических условий. При изменении полетных условий проявляется нелинейный характер двигателя как объекта управления: его динамические свойства существенно изменяются. Поэтому для обеспечения качества управления необходимо корректировать характеристики регуляторов.

Теоретические основы анализа и синтеза САУ газотурбинных двигателей в различных полетных условиях изложены в работе [1]. Однако основное внимание в ней уделено формированию комплексов, состоящих из значений параметров рабочего процесса, которые постоянны либо требуют небольшой коррекции при изменении полетных условий. Актуальность этой задачи была обусловлена прежде всего ограниченными возможностями гидромеханических систем регулирования, созданию которых посвящена указанная работа. В настоящее время основу САУ двигателей составляют электронные регуляторы, обеспечивающие возможность реализации сложных законов управления, в том числе и для их коррекции при изменении полетных условий.

Постановка задачи

Рассмотрим САУ с регулятором установившихся режимов (рис. 1). Пусть объект управления (в общем случае состоящий из двигателя, измерительных и исполнительных устройств) описывается уравнением

$$a_n \frac{d^n x}{dt^n} + \dots + x = b_m \frac{d^m g}{dt^m} + \dots + b_0 g + c_k \frac{d^k f}{dt^k} + \dots + c_0 f, \quad (1)$$

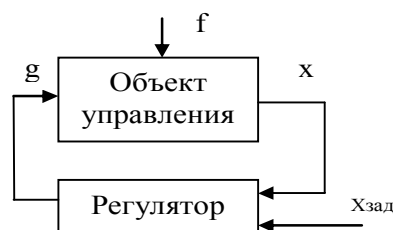


Рис. 1. САУ с регулятором установившихся режимов

где x – регулируемый параметр; $f, g, x_{\text{зад}}$ – внешнее, управляющее и задающее воздействия, а коэффициенты $\bar{a}, \bar{b}, \bar{c}$ зависят от полетных условий $\bar{Q}$.

Для известных базовых внешних условий (например, в стандартных атмосферных условиях при $H=0, M=0$) синтезирован регулятор, который описывается уравнением

$$l_p^0 \frac{d^p g}{dt^p} + \dots + g = e_q^0 \frac{d^q (x - x_{\text{зад}})}{dt^q} + \dots + e_0^0 (x - x_{\text{зад}}). \quad (2)$$

Необходимо найти коэффициенты регулятора в заданных полетных условиях, обеспечивающие такие же свойства САУ, какие она имеет в условиях $\bar{Q}_0$.

Чтобы приблизиться к общему решению этой задачи, необходимо:

- задать зависимости параметров $\bar{a}, \bar{b}, \bar{c}$ уравнения объекта (1) от полетных условий;
- задать конкретный вид регулятора (2);
- определить состав варьируемых коэффициентов регулятора;
- определить, инвариантность каких свойств САУ необходимо обеспечить;
- выяснить возможность удовлетворения инвариантности всех свойств;

– если полная инвариантность невозможна, выделить основные свойства;

– найти зависимости варьируемых коэффициентов регулятора от параметров полетных условий, обеспечивающие инвариантность основных свойств САУ.

Рассмотрим эти этапы для простейших регуляторов одновальных и двухвальных двигателей.

Одновальный ТРД с пропорциональным регулятором

В произвольных полетных условиях ТРД описывается уравнением

$$T \frac{dx}{dt} + x = K_g g + K_f f, \quad (3)$$

где T , K_g , K_f – постоянная времени и коэффициенты усиления, связанные с базовыми значениями формулами приведения:

$$T = T^0 \frac{p_0}{p_H} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}}; \quad K_g = K_g^0 \frac{p_0}{p_H}; \quad K_f = K_f^0 C_f, \quad (4)$$

где C_f – коэффициент приведения параметра K_f ; p_0 , T_0 – базовые значения давления и температуры на входе в двигатель.

Для базовых условиях выполнен синтез САУ, в результате которого получено значение K_p^0 , входящее в формулу регулятора

$$g = K_p^0 (x_{\text{зад}} - x). \quad (5)$$

Необходимо найти выражение для значения K_p в произвольных полетных условиях, обеспечивающее инвариантность САУ.

Получим уравнение САУ

$$T \frac{dx}{dt} + (1 + K_g K_p) x = K_f f + K_g K_p x_{\text{зад}} \quad (6)$$

и выражение для переходной характеристики (рассмотрим переходную характеристику по задающему воздействию):

$$x(t) = \frac{K_g K_p x_{\text{зад}}}{1 + K_g K_p} \left\{ 1 - \exp \left[-\frac{(1 + K_g K_p)t}{T} \right] \right\}. \quad (7)$$

Сравнение (7) с аналогичным выражением для переходной характеристики в базовых условиях показывает, что изменением значения K_p можно корректировать переходную характеристику САУ. В данном случае она имеет два параметра: амплитуду $\frac{K_g K_p x_{\text{зад}}}{1 + K_g K_p}$ и постоянную времени $\frac{T}{1 + K_g K_p}$. Оче-

видно, с помощью одного параметра регулятора невозможно обеспечить постоянство обоих параметров САУ. Учитывая, что реальные САУ имеют регулятор с интегральной составляющей, устраняющей статическую погрешность, обратим основное внимание на длительность переходных процес-

сов и проанализируем обеспечение инвариантности постоянной времени САУ. В результате получим:

$$K_p = \frac{1}{K_g} \left[\frac{T}{T_0} (1 + K_g^0 K_p^0) - 1 \right]. \quad (8)$$

Это же условие обеспечивает инвариантность САУ по внешним воздействиям.

Одновальный ТРД с пропорционально интегральным регулятором

Уравнения регулятора и САУ:

$$\frac{dg}{dt} = -K_p \frac{dx}{dt} - K_i x + K_p \frac{dx_{\text{зад}}}{dt} + K_i x_{\text{зад}};$$

$$T \frac{d^2 x}{dt^2} + (1 + K_g K_p) \frac{dx}{dt} + K_g K_i x = K_f \frac{df}{dt} + K_g K_p \frac{dx_{\text{зад}}}{dt} + K_g K_i x_{\text{зад}}.$$

Рассмотрим два возможных случая, в которых САУ является колебательной или аperiodической.

Условие колебательности:

$$\frac{K_g K_i}{T} > \frac{(1 + K_g K_p)^2}{4T^2} \quad \text{или} \quad K_i > \frac{(1 + K_g K_p)^2}{4TK_g}. \quad (9)$$

Таким образом, если для базовой САУ условие (9) выполняется, то она – колебательная. Характеристическое уравнение САУ имеет следующие корни:

$$p_{1,2} = \alpha \pm j\omega = -\frac{1 + K_g K_p}{2T} \pm j \sqrt{\frac{(1 + K_g K_p)^2}{4T^2} - \frac{K_g K_i}{T}}.$$

Время переходных процессов определяется значением α и не зависит от интегрального коэффициента усиления регулятора. Условие инвариантности такой САУ аналогично полученному выше для пропорционального регулятора (8).

Если условие (9) не выполняется, САУ аperiodична. В этом случае ее свойства определяются значениями двух корней характеристического уравнения, и с помощью двух коэффициентов K_p и K_i регулятора можно обеспечить полную инвариантность. Рассмотрим условия равенства корней для базовых и текущих полетных условий:

$$\begin{cases} \frac{1 + K_g K_p}{2T} - \sqrt{\frac{(1 + K_g K_p)^2}{4T^2} - \frac{K_g K_i}{T}} = \\ = \frac{1 + K_g^0 K_p^0}{2T^0} - \sqrt{\frac{(1 + K_g^0 K_p^0)^2}{4T^{02}} - \frac{K_g^0 K_i^0}{T^0}}; \\ \frac{1 + K_g K_p}{2T} + \sqrt{\frac{(1 + K_g K_p)^2}{4T^2} - \frac{K_g K_i}{T}} = \\ = \frac{1 + K_g^0 K_p^0}{2T^0} + \sqrt{\frac{(1 + K_g^0 K_p^0)^2}{4T^{02}} - \frac{K_g^0 K_i^0}{T^0}}. \end{cases}$$

Решая эту систему уравнений относительно неизвестных коэффициентов регулятора, получим:

$$K_p = \frac{1}{K_g} \left[\frac{T}{T^0} (1 + K_g^0 K_p^0) - 1 \right] = \frac{1}{K_g^0} \times$$

$$\times \left[\sqrt{\frac{T_H^*}{T_0} (1 + K_g^0 K_p^0) - \frac{p_H^*}{p_0}} \right];$$

$$K_i = K_i^0 \frac{T}{T^0} \frac{K_g^0}{K_g} = K_i^0 \sqrt{\frac{T_H^*}{T_0}}.$$

Двухвальный ТРД (или ТРДД) с пропорциональным регулятором

Уравнение двигателя:

$$T_1 T_2 \frac{d^2 x}{dt^2} + (T_1 + T_2) \frac{dx}{dt} + x =$$

$$= K_g (T_3 \frac{dg}{dt} + g) + K_f (T_3 \frac{df}{dt} + f).$$

Присоединив к нему регулятор (5), получим уравнение САУ:

$$T_1 T_2 \frac{d^2 x}{dt^2} + (T_1 + T_2 + T_3 K_g K_p) \frac{dx}{dt} + (1 + K_g K_p) x =$$

$$= K_f (T_3 \frac{df}{dt} + f) + K_g K_p (T_3 \frac{dx_{зад}}{dt} + x_{зад}).$$

$$\text{Если } \frac{(T_1^0 + T_2^0 + T_3^0 K_g^0 K_p^0)^2}{4 T_1^{02} T_2^{02}} < \frac{1 + K_g^0 K_p^0}{T_1^0 T_2^0}, \text{ САУ}$$

колебательная, то время переходных процессов определяется вещественной частью корней характеристического уравнения.

Исходя из этого, получим следующее условие инвариантности САУ:

$$K_p = \frac{1}{T_3 K_g} \left[\frac{T_1 T_2}{T_1^0 T_2^0} (T_1^0 + T_2^0 + T_3^0 K_g^0 K_p^0) - T_1 - T_2 \right].$$

Если САУ апериодична, то ее инвариантность определяется постоянством двух корней. Обеспечить это с помощью одного параметра регулятора невозможно. Поэтому, учитывая, что время переходных процессов определяется значением корня, имеющего меньшую абсолютную величину, после необходимых преобразований получим следующее условие частичной инвариантности САУ:

$$K_p = \frac{A^2 - 2(T_1 + T_2)A + 4}{(2T_3 A - 4)K_g},$$

где

$$A = \frac{T_1 T_2}{T_1^0 T_2^0} \left(B - \sqrt{B^2 - 4K_g^0 K_p^0 - 4} \right); B = T_1^0 + T_2^0 + T_3^0 K_g^0.$$

Двухвальный ТРД (или ТРДД) с пропорционально-интегральным регулятором

Уравнение САУ:

$$\frac{d^3 x}{dt^3} + \frac{T_1 + T_2 + T_3 K_g K_p}{T_1 T_2} \frac{d^2 x}{dt^2} + \frac{1 + T_3 K_g K_p + K_i K_p}{T_1 T_2} \frac{dx}{dt} +$$

$$+ \frac{T_3 K_g K_i}{T_1 T_2} x = \frac{T_3 K_f}{T_1 T_2} \frac{d^2 f}{dt^2} + \frac{K_f}{T_1 T_2} \frac{df}{dt}.$$

САУ – колебательная, если $Q < 0$, где

$$Q = \left(\frac{p}{3} \right)^3 + \left(\frac{q}{2} \right)^2; p = -\frac{(T_1 + T_2 + T_3 K_g K_p)^2}{3 T_1^2 T_2^2} +$$

$$+ \frac{1 + T_3 K_g K_i + K_g K_p}{T_1 T_2}; q = 2 \left(\frac{T_1 + T_2 + T_3 K_g K_p}{3 T_1 T_2} \right)^3 -$$

$$- \frac{(T_1 + T_2 + T_3 K_g K_p)(1 + T_3 K_g K_i + K_g K_p)}{3 T_1^2 T_2^2} + \frac{T_3 K_g K_i}{T_1 T_2}.$$

В этом случае динамика САУ определяется вещественным корнем p_1 характеристического уравнения и действительной частью α двух остальных корней. Из теории кубических уравнений [2] следует, что

$$p_1 = A + B - \frac{a}{3}; p_{2,3} = -\frac{A+B}{2} - \frac{a}{3} \pm j \frac{A-B}{2} \sqrt{3},$$

$$\text{где } a = \frac{T_1 + T_2 + T_3 K_g K_p}{T_1 T_2}; A = \sqrt[3]{-\frac{q}{2} + \sqrt{Q}}; B = \sqrt[3]{-\frac{q}{2} - \sqrt{Q}}.$$

Условия инвариантности САУ:

$$p_1 = p_1^0; \alpha = \alpha^0.$$

Данные условия можно рассматривать как систему уравнений с неизвестными K_p и K_i . Сложный характер этих уравнений не позволяет получить аналитическое решение, как это было в предыдущих примерах. В практических целях можно предложить решать эту систему численно для заданной совокупности полетных условий, а затем использовать аппроксимацию или интерполяцию для определения зависимости K_p и K_i от параметров полета.

Если САУ апериодична, ее динамика определяется значениями трех вещественных корней характеристического уравнения. Условие инвариантности имеет вид системы из трех уравнений с двумя неизвестными. Поэтому в общем случае обеспечить полную инвариантность САУ невозможно.

Частичную инвариантность можно обеспечить, если выполнить условие постоянства двух корней характеристического уравнения. Очевидно, следует выбирать меньшие по абсолютному значению корни, так как именно они будут определять длительность переходных процессов.

Заключение

Анализ рассмотренных простейших примеров позволяет обобщить полученные результаты, чтобы перейти в дальнейшем к решению задач обеспечения инвариантности САУ реальных ГТД:

1. Динамические характеристики САУ определяются амплитудой и временем переходных процессов, а для колебательных САУ – также частотами колебаний.

2. Обеспечить инвариантность всех этих свойств путем коррекции коэффициентов регулятора не представляется возможным. Поэтому в данной работе выделено основное свойство – время переходных процессов.

3. Условие инвариантности времени переходных процессов можно выразить как постоянство вещественных частей корней характеристического уравнения САУ.

4. Реальные объекты управления, в состав которых входят двигатель, исполнительные и измерительные устройства, имеют высокий порядок, соответственно велико число корней характеристических уравнений. Поэтому типичной является ситуация, когда число корней больше, чем количество параметров регулятора.

5. В этой ситуации не представляется возможным обеспечить полную инвариантность времени переходных процессов, и остается лишь возможность обеспечить частичную инвариантность.

6. Для формирования условий частичной инвариантности предложено исключить из рассмотрения корни характеристического уравнения с меньшими (по абсолютной величине) вещественными частями, что эквивалентно исключению быстрых движений системы и рассмотрению медленных движений.

7. Условия инвариантности для реальных САУ имеют вид достаточно сложных нелинейных алгебраических уравнений, аналитическое решение которых в общем случае не представляется возможным. Поэтому предложено воспользоваться их численными решениями на заданном множестве полетных условий, с последующей аппроксимацией полученных данных для использования в настройках регуляторов.

Литература

1. Любомудров Ю.В. Применение теории подобия при проектировании систем управления газотурбинных двигателей / Ю.В. Любомудров. – М.: Машиностроение, 1971. – 200 с.

2. Корн Г. Справочник по математике (для научных работников и инженеров) / Г. Корн, Т. Корн. – М.: Наука, 1974. – 831 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.И. Кузнецов, Институт электричества и магнетизма НАН Украины, Киев.

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ІНВАНІАНТНОСТІ САУ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ПРИ ЗМІНІ ПОЛЬОТНИХ УМОВ

С.В. Єпіфанов, С.І. Суховій, Т.В. Кулик

Розглянуто проблему збереження динамічних властивостей системи автоматичного керування двигуном у широкому діапазоні польотних умов у випадку, коли синтез системи виконується в базових умовах. Динамічні властивості об'єкта керування представлено лінеаризованими динамічними рівняннями, залежність коефіцієнтів яких від польотних умов описується за допомогою формул зведення. В якості умов інваріантності використовується постійність коренів характеристичного рівняння САК. Розглянуто ряд прикладів і на основі їх аналізу сформувано загальні підходи до розв'язання проблеми.

Ключові слова: газотурбінний двигун, система автоматичного керування, регулятор, подібність.

AIRCRAFT ENGINE CONTROL SYSTEM INVARIANCE SUPPORT AT FLIGHT CONDITIONS VARIATION

S.V. Yepifanov, S.I. Suchovey, T.V. Kulik

Problem of aircraft engine control system dynamic performances support in wide range of flight conditions is considered. Synthesis of the system is supposed to be done in some basic flight conditions. Controlled object's dynamic performances are represented by linearized differential equations. Dependences of these equations coefficients on flight conditions are represented by formulas of correction. Stability of characteristic equation roots is used as invariance condition. A set of examples is considered and general approach to the problem solution is generated.

Key words: gas turbine engine, automatic control system, governor, similarity.

Епіфанов Сергей Валериевич – д-р техн. наук, проф., заведуючий кафедрой конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: syepifanov@yandex.ru.

Суховой Сергей Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Кулик Тамара Васильевна – ст. научн. сотр. кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

UDC 621.43.004.62

I.I. LOBODA, L.A. MIRO ZARATE, A.E. LEAL BOLANOS

*National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico***RADIAL BASIS FUNCTIONS FOR GAS TURBINE FAULT RECOGNITION**

Artificial neural networks present a fast growing computing technique for many fields of applications including gas turbine diagnostics. This paper examines the network based on radial basis functions (radial basis network) and applied to recognise gas path faults. To assess diagnosis efficiency of the radial basis network (RBNs), it is compared with a multilayer perceptron. During the comparison, input data are the same for the both networks; however comparative calculations are repeated for different variations of these data allowing to draw more general conclusions on the RBN applicability. The objectives are to tune the networks, to compare them, and to assess efficiency of the RBN on basis of a probabilistic criterion of correct fault recognition. The comparison results show that the RBN is a perspective technique for gas turbine diagnosis.

Key words: gas turbine, gas path diagnosis, radial basis network, probability of correct fault recognition.

Introduction

In order to improve gas turbine reliability and reduce maintenance costs, many advanced condition monitoring and diagnosis systems have been developed recent decades. A diagnostic process in such a system can be divided in some stages such as feature extraction from raw input data, fault detection, fault identification, and prognosis. Final efficiency of diagnostic decisions will depend on quality of each stage.

In the monitoring system, fault identification algorithms based on the gas path analysis may be considered as important and sophisticated. These algorithms also use pattern recognition techniques, mostly different artificial neural networks [1 – 3].

Among the networks applied, a multilayer perceptron has emerged as the most widely used in gas turbine diagnostics [3]. Our study [4] also shows that the perceptron's fault recognition is accurate enough. However, other network types begin to compete with the multilayer perceptron, in particular, a network with radial basis functions or radial basis network (RBN) [5].

In the present paper, the application of the RBNs to gas turbine fault recognition is examined. To better assess efficiency of this network, it is compared with the perceptron and the focus is on recognition accuracy. Comparative calculations were carried out in MATLAB®. A gas turbine driver for a pipeline gas pumping unit has been chosen as a test case to perform the comparison. A mathematical model of this engine is employed for fault simulating. In order to generalize the conclusions on the network efficiency, compared techniques are verified under different engine operation and diagnosis conditions.

1. Approach used

In the present paper the faults of the chosen engine are simulated mathematically because of rare appearance of real faults and high costs of physical fault

simulation. The model $\vec{Y}(\vec{U}, \vec{\Theta})$ of the gas turbine

driver computes the monitored gas path variables $\vec{Y}$ as a function of a vector of control variables and ambient conditions $\vec{U}$ and a vector of fault parameters $\vec{\Theta}$. The model is called a thermodynamic model and can be classified as static, non-linear, and one-dimensional.

The vector $\vec{U}$ feeds the engine stationary operating conditions into the model. While the vector $\vec{\Theta} = \vec{\Theta}_0 + \delta\vec{\Theta}$ helps to take into account an actual engine health condition. The nominal values of correction factors $\vec{\Theta}_0$ correspond to an engine baseline.

Changes $\delta\vec{\Theta}$ entered into the model provide some shifting of the engine component performances in given directions and the corresponding deviations of monitored variables, thus simulating different faults of variable severity.

In the process of fault simulation, deviations Z_i^* for each monitored variable Y_i are generated. Every deviation is composed of two components: a systematic component Z_i and a random component ε_i , i.e. $Z_i^* = Z_i + \varepsilon_i$. The systematic component is induced by the faults implanted in the model, while the component ε_i takes into account possible errors in the deviations.

The deviation Z_i^* is normalized so that the random variable ε_i is limited by the bounds "-1" and "1" for all monitored variables. The deviations of these variables form a vector $\vec{Z}^* = \vec{Z} + \vec{\varepsilon}$, which is a pattern to be recognized when the diagnosis is performed. A lot of patterns $\vec{Z}^*$ are generated to build the classification described below.

Existent variety of gradual degradation mechanisms and abrupt faults is too great to distinguish all of them. Furthermore, maintenance personnel do not need such a detailed diagnosis. That is why, the faults should be united into a limited number of classes. The used fault classification is formed on the hypothesis that an actual engine condition pertains to only one of preset q classes $D_1, D_2, \dots, D_q$. In the space of normalized

deviations $\vec{Z}$, each fault class is represented statistically by its own sample of patterns generated by the model. In order to reach satisfactory numerical accuracy, a sample of the class usually comprises 700 patterns or more. During the pattern generation, a fault severity is given by the uniform distribution of the fault parameter changes $\delta\Theta$ within the interval $(0, -5\%)$ while the errors ε are generated according to the Gaussian distribution. Two types of fault classes are simulated. A single fault class is formed by changes of only one fault parameter and a multiple fault class implies independent variation of two parameters of the same engine component. From classes of each type, a separate classification is composed.

A nomenclature of possible diagnosis $d_1, d_2, \dots, d_q$ corresponds with the accepted classification $D_1, D_2, \dots, D_q$. To make a diagnosis d , the chosen network, perceptron or RBN, computes a closeness measure between a current deviation vector $\vec{Z}^*$ (pattern) and each item D_j of the classification. The closest class is recognized as a current diagnosis. Before making diagnostic decisions, the network is trained on the fault classification patterns. That's why a totality of classification patterns is called a training set.

The multilayer perceptron is a feed forward network trained with the back propagation algorithm. Perceptron foundations can be found in any textbook on neural networks or in Matlab Help [7] and only a perceptron structure is described below. The used network presented in Fig.1 has one hidden layer and sigmoid activation functions. The number of the network inputs is equal to a number m of monitored variables (dimensionality of the patterns $\vec{Z}^*$). The quantity of the outputs equals to a number q of analyzed classes. Each output gives a closeness measure between

an actual input pattern $\vec{Z}^*$ and the corresponding class; the maximal output indicates a current diagnosis. The optimal hidden layer's size of 12 and the best training algorithm, resilient backpropagation, were determined previously in [6].

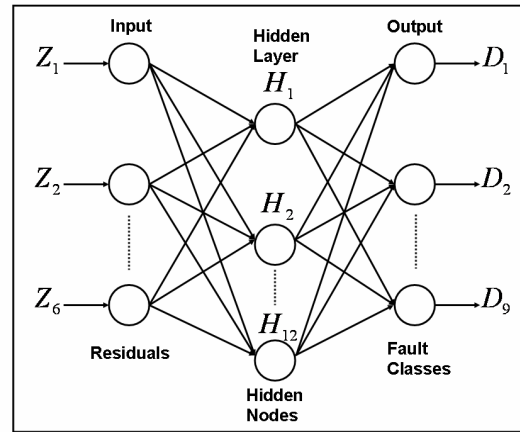


Fig. 1. Perceptron structure

The other analyzed technique, radial basis network, may require more neurons than the perceptron; however it can often be trained within the same time that is necessary for the perceptron. It is a favourable factor that the training set comprises thousands of patterns because the RBFs work better when many training patterns are available [7]. Note that a RBF's neuron differs from a perceptron neuron. Here the input n to a radial basis transfer function is a vector distance between a weight vector $\vec{W}$ and an input vector $\vec{P}$,

multiplied by a bias b i.e. $n = \left\| \frac{\vec{W} - \vec{P}}{b} \right\|$. A neuron

output computed by the transfer function is $a = e^{-n^2}$. The function has a maximum of 1 when the distance is 0. The output decreases when the distance between $\vec{W}$ and $\vec{P}$ increases. The bias b allows adjusting the neuron sensitivity.

Figure 2 helps to illustrate RBFs' operation. The presented radial basis network includes two layers: a hidden radial basis layer (S^1 nodes) and an output linear layer (S^2 nodes). The input vector $\vec{P}$ and an input weight matrix $IW_{1,1}$ produce a distance vector having S^1 elements. The bias vector b_1 scales these distances and a MATLAB transfer function *radbas* converts the scaled distances into an output vector $\vec{a}^1$ of the hidden layer. The output layer operates like a usual perceptron output layer and produces an output vector $\vec{a}^2$ of S^2 elements.

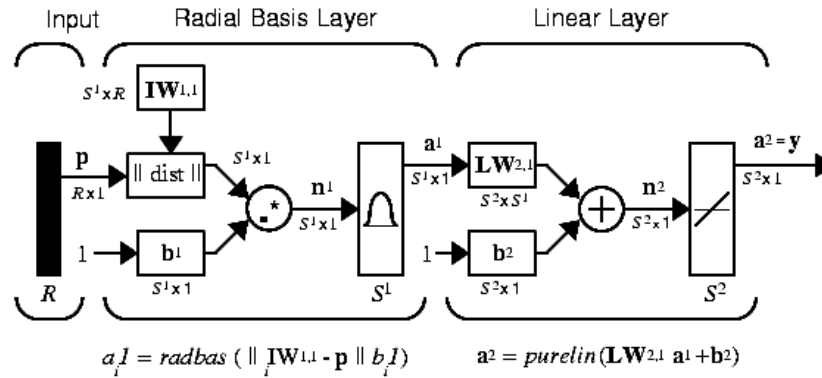


Fig. 2. Structure of the radial basis network

Although the networks, perceptron and RBN, adjusted to the data of the training set, are ready for gas turbine fault recognition, they must undergo statistical testing. To that end an additional set – called a validation set – is formed just like the training set. The only distinction is that different seeds are used to initialize the random number generators. During the testing, every pattern of the validation set enters into the network and the latter makes the corresponding diagnosis. As the pattern's class is known beforehand, it can be compared with the diagnosis and we can ascertain whether the diagnosis was correct. That is why for each class D_j , a probability P_j of a correct diagnosis can be calculated. It determines the distinguishability of this class against the background of the other classes. The probabilities calculated for all classes make up a vector $\vec{P}$. Mean value of these probabilities denoted as $\bar{P}_e$ allows determining the total engine's diagnosability and is employed as a criterion for tuning and comparison of the employed networks.

In order to compare two chosen networks, they were embedded into a special testing procedure designed in MATLAB. In this procedure the both networks have the same input data, namely, training and validation sets. Output data, mean probabilities $\bar{P}_t$ and $\bar{P}_v$ of a correct diagnosis, are computed for the training and validation sets correspondingly. Quantity $\bar{P}_v$ is a principal criterion to choose the best network, while quantity $\bar{P}_t$ helps to control so-called network overtraining. Although in every comparative calculation, input data for the perceptron and RBN are the same, the calculations with the testing procedure are repeated for different comparison conditions (network parameters, diagnostic conditions, and engine operating conditions). This is necessary to draw sound conclusions on efficiency of the compared techniques. These varying conditions are described in the next section.

2. Comparison conditions

All calculations are executed with constant structure and accuracy of measured gas path variables, which correspond to a gas turbine regular measurement system. The other computational conditions described below are varying.

A. Seed number. The comparative calculations are repeated for two different seeds in order to exclude the influence of a particular distribution of random numbers.

B. Number of nodes in the hidden layer. The above calculations are repeated for two different numbers of nodes in the hidden layer because it is difficult to determine an exact node number.

C. Classification parameters. Two classification variations are considered. The first incorporates nine single classes. The second includes four multiple classes corresponding to the principle modules (compressor, combustion chamber, compressor turbine, free turbine). It is not known beforehand which classification variation will be more adequate in real conditions. That is why, the previously described calculations are performed for the both variations.

D. Gas turbine operational conditions: Two gas turbine operating points are analyzed. They are close to engine maximal and idle regimes and are set by different high pressure rotor speeds under standard ambient conditions. All the above calculations are carried out for each operating point.

As can be seen, four factors are varied independently and each factor has two values. Consequently, a total number of comparative calculations equals 16. The following section describes their results.

3. Comparison results

Before performing principal calculations described above, some preliminary studies have been performed. As a result, optimal parameters of the fault classifications and networks have been found. In particular, the numbers of 700 simulated patterns for

each single fault class and 1000 patterns for each multiple fault class were established. Basic and enlarged numbers of hidden layer nodes were chosen as well: 12 and 24 for the perceptron, and 27 and 90 for the RBN.

Table 1, which contains results of some principal calculations, helps to estimate quality of the network training process, namely the absence of the over training effect. It can be seen that this effect does not take place in the presented calculations because the differences are

small between the probabilities $\bar{P}_t$ and $\bar{P}_v$ as well as between the basic and early stopping options.

Probabilities of a correct diagnosis $\bar{P}_v$ computed for the validation sets are given in Table 2 for all principal calculations. As can be seen, for the enlarged node numbers the RBN demonstrates slight enhancement of diagnosis accuracy compared with the perceptron (0.3-0.5 per cent increment of $\bar{P}_v$).

Table 1

Results of training process verification (computation conditions: regime 1, seed 1, singular class type)

Network type	Probability	Basic node number		Enlarged node number	
		Basic option	Early Stopping option	Basic option	Early Stopping option
Perceptron	$\bar{P}_t$	0,8133	0,8108	0,8160	0,8165
	$\bar{P}_v$	0,8129	0,8103	0,8135	0,8168
RBN	$\bar{P}_t$	0,8070	N/A	0,8190	N/A
	$\bar{P}_v$	0,8110		0,8167	

Table 2

Network comparison results (probabilities $\bar{P}_v$ obtained on the validation set)

Class type	Seed	Network type	Regime 1		Regime 2	
			Basic node number	Enlarged node number	Basic node number	Enlarged node number
Singular	1	Perceptron	0,8129	0,8135	0,8025	0,8027
		Base radial	0,8110	0,8167	0,7986	0,8078
	2	Perceptron	0,8127	0,8151	0,8003	0,8005
		Base radial	0,8090	0,8160	0,7970	0,8000
Multiple	1	Perceptron	0,8755	0,8760	0,8665	0,8650
		Base radial	0,8733	0,8805	0,8662	0,8700
	2	Perceptron	0,8738	0,8733	0,8635	0,8670
		Base radial	0,8740	0,8780	0,8685	0,8702

Conclusions

Thus, the comparison of two recognition techniques, multilayer perceptron and radial basis network (RBN), has been performed in the present paper. The necessary fault classification was formed with the use of the thermodynamic model of a gas turbine for driving centrifugal compressors in natural gas pipelines. The classification and the recognition techniques were embedded into a special testing procedure that computes for each technique the probabilities of a correct diagnosis. In order to draw sound conclusions about the compared techniques, the comparative calculations were executed by means of

the mentioned procedure for different network parameters, diagnostic conditions, and engine operating conditions.

Summing up the comparison results, it can be stated that the application of the RBN yields some enhancement of gas turbine diagnosis reliability. However, a greater complexity of the RNFs should be taken into account when a recognition technique is chosen for a real gas turbine monitoring system. This paper is only the first comparative study of the perceptron and RBN. The investigations will be continued to draw the final conclusion on the applicability of these recognition techniques in gas turbine diagnostics.

Acknowledgments

The work has been carried out with the support of the National Polytechnic Institute of Mexico (research project 20101199).

References

- 1 Roemer M.J. *Advanced diagnostics and prognostics for gas turbine engine risk assessment* / M.J. Roemer, G.J. Kacprzynski. – *Proc. ASME Turbo Expo 2000, Munich, Germany, 2000*. – 10 p.
- 2 Ogaji S.O.T. *Gas path fault diagnosis of a turbofan engine from transient data using artificial neural networks* / S.O.T. Ogaji, Y.G. Li, S. Sampath, et al. – *Proc. ASME Turbo Expo 2003, Atlanta, Georgia, USA, 2003*. – 10 p.
- 3 Volponi A.J. *The use of Kalman filter and neural network methodologies in gas turbine performance diagnostics: a comparative study* / A.J. Volponi, H. DePold, R. Ganguli // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2003. – Vol. 125, Is. 4. – P. 917-924.
- 4 Loboda I. *Gas Turbine Fault Recognition Trustworthiness* / I. Loboda, S. Yepifanov // *Cientifica. Revista de la ESIME-IPN, Mexico*. – 2006. – Vol. 10, Num. 2. – P. 65-74.
- 5 Shankar P. *A neural network based adaptive observer for turbine engine parameter estimation* / P. Shankar, R.K. Yedavalli. – *Proc. ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain, 2006*. – 9 p.
- 6 Loboda I. *Gas turbine fault recognition by artificial neural networks* / I. Loboda, M. Nakano Miyatake, A. Goryachiy, E.M. Gutiérrez Mojica, J.E. González Aguilar. – *Memorias del 4to Congreso Internacional de Ingeniería Electromecánica y de Sistemas, ESIME-IPN, Distrito Federal, Mexico, 2005*. – 6 p.
7. MATLAB manual. Neural Network Toolbox.

Поступила в редакцию 3.06.2010

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

РАДІАЛЬНІ БАЗИСНІ ФУНКЦІЇ ДЛЯ РОЗПІЗНАВАННЯ ДЕФЕКТІВ ГТД

І.І. Лобода, Л.А. Міро Сарате, А.Е. Леаль Боланьос

Штучні нейронні мережі являють собою розрахунковий метод що швидко розвивається у багатьох областях застосування, включаючи діагностику ГТД. Ця стаття досліджує мережу, засновану на радіальних базисних функціях (радіальна базисна мережа) і застосовується для розпізнавання дефектів проточної частини. Для того, щоб оцінити ефективність радіальної базисної мережі (РБМ), вона порівнюється з багатошаровим перцептроном. З метою коректного порівняння вхідні дані в кожному порівняльному розрахунку однакові для обох мереж. Порівняльні розрахунки повторюються для різних варіантів цих даних, що дозволяє одержати більш загальні висновки по застосовності РБМ. До цілей роботи відноситься підгонка мереж, їх порівняння та оцінка ефективності РБМ на основі критерію ймовірності правильного розпізнавання дефектів. Результати порівняння показують, що РБМ є перспективним засобом для діагностування ГТД.

Ключові слова: ГТД, діагностика проточної частини, радіальна базисна мережа, ймовірність правильного розпізнавання дефектів.

РАДИАЛЬНЫЕ БАЗИСНЫЕ ФУНКЦИИ ДЛЯ РАСПОЗНАВАНИЯ ДЕФЕКТОВ ГТД

И.И. Лобода, Л.А. Миро Саратэ, А.Э. Леаль Боланьос

Искусственные нейронные сети представляют собой быстро развивающийся расчетный метод для многих областей применения, включая диагностику ГТД. Данная статья исследует сеть, основанную на радиальных базисных функциях (радиальная базисная сеть) и применяемую для распознавания дефектов проточной части. Для того, чтобы оценить эффективность радиальной базисной сети (РБС), она сравнивается с многослойным перцептроном. С целью корректного сравнения входные данные в каждом сравнительном расчете одинаковы для обеих сетей. Расчеты повторяются для различных вариантов этих данных, что позволяет получить более общие выводы по применимости РБС. К целям работы относится подгонка сетей, их сравнение и оценка эффективности исследуемой нейронной сети на основе критерия вероятности правильного распознавания дефектов. Результаты сравнения показывают, что РБС является перспективным средством для диагностирования ГТД.

Ключевые слова: ГТД, диагностика проточной части, радиальная базисная сеть, вероятность правильного распознавания дефектов.

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

Миро Сарате Луис Анхель – студент магистратуры Национального политехнического института, Мехико, Мексика.

Леаль Боланьос Адриан Энрикэ – студент магистратуры Национального политехнического института, Мехико, Мексика.

УДК 004.9:621.822.6

Т.В. ЮР¹, В.Н. ХАРИТОНОВ², В.И. ДУБРОВИН¹¹Запорожский национальный технический университет, Украина²ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

МЕТОД АНАЛИЗА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ, ОСНОВАННЫЙ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ ВЕЙВЛЕТ-МАТЕМАТИКИ

Рассмотрен подход к обработке вибрационных сигналов подшипников качения, использующий вейвлет-фильтрацию и являющийся усовершенствованием метода анализа огибающей высокочастотной случайной вибрации. Для более качественного выделения характерных диагностических частот, соответствующих тому или иному типу дефекта, предлагается использовать взаимные спектры огибающих вейвлет-коэффициентов значимых фильтров. В качестве параметра для экспресс-анализа, позволяющего судить о возникновении и развитии дефекта подшипника, предлагается использовать максимальные амплитуды получаемых взаимных спектров.

Ключевые слова: диагностирование, вибросигнал, вейвлет-фильтрация, огибающая, взаимный спектр.

Введение

Виброакустическая диагностика – один из методов технической диагностики ГТД, использующий в качестве диагностических сигналов механические колебания деталей и узлов. Механические колебания (вибрации) обладают высокой информативностью и быстрой реакцией на изменения состояния деталей и узлов, а также высокой чувствительностью к дефектам на ранней стадии развития.

Одной из задач вибродиагностики ГТД является определение технического состояния двигателя и его элементов, а также раннее обнаружение неисправностей для обеспечения требуемой надежности двигателя и уменьшения затрат, связанных с устранением последствий неисправностей.

Подшипники качения являются наиболее распространенными и в то же время уязвимыми элементами роторных механизмов. Техническое состояние подшипников является важнейшей составляющей, определяющей работоспособность механизма в целом.

1. Постановка задачи

Сигнал вибрации дефектного подшипника качения и его спектр содержат характерные признаки, по которым можно достаточно корректно выявить вид и место нахождения дефекта.

Подшипник с дефектами может генерировать вибрацию на четырех типах частот [1]:

- на роторных частотах, кратных частоте вращения (частоты кинематического возбуждения);
- на собственных частотах;

- на суммарных и разностных частотах;
- на случайных частотах.

Существует множество методик анализа вибросигнала подшипников качения. Все они разрабатываются с двумя целями: отделить сигнал подшипника от других компонент и минимизировать шум, который может маскировать сигнал подшипника особенно на ранних стадиях дефекта, и идентифицировать состояние подшипника, различить нормальные и дефектные подшипники, указать дефектные компоненты.

Анализ сигнала в частотной области или же другими словами спектральный анализ является наиболее распространенным методом выявления дефектов подшипников. Большинство методов данной категории анализируют энергетический спектр вибросигнала подшипника при помощи быстрого преобразования Фурье, недостатки которого широко известны практикующим специалистам [2].

Немонотонность поведения спектров при подходе к аварийному состоянию механизмов вынуждает использовать более эффективные методы диагностирования, в частности методы, основанные на обработке амплитудно-импульсной модуляции огибающей высокочастотной случайной вибрации.

В работе предлагается усовершенствование метода огибающей, которое на наш взгляд увеличивает быстродействие и надежность диагноза.

2. Анализ вибросигналов подшипников качения на основе вейвлет-фильтрации

Непрерывное вейвлет-преобразование представляет собой разложение анализируемого сигнала

в базисе анализирующей вейвлетной функции.

Базис вейвлет-преобразования строится путем масштабных преобразований и переносов материнского вейвлета $\psi(t)$ с непрерывными значениями базисных параметров – масштабного коэффициента a и параметра сдвига b :

$$\psi_{a,b}(t) = |a|^{-1/2} \psi\left(\frac{t-b}{a}\right), \quad a, b \in \mathbb{R}, \quad (1)$$

где $\psi_{a,b}(t)$ – дочерний вейвлет базиса.

В интегральной форме вейвлет-преобразование непрерывного сигнала $s(t)$ может быть выражено:

$$W(a, b) = \frac{1}{\sqrt{|a|}} \int_{-\infty}^{\infty} s(t) \psi_{a,b}^*(t) dt, \quad (2)$$

где $*$ – оператор комплексного сопряжения.

Как можно заметить, непрерывное вейвлет-преобразование сигнала $s(t)$ с анализирующим вейвлетом $\psi(t)$ представляет собой свертку сигнала с комплексно-сопряженным дочерним вейвлетом.

Используя равенство Парсеваля, которое описывает связь между функциями и их образами Фурье, выражение (2) может быть записано в альтернативной форме:

$$W(a, b) = \sqrt{a} F^{-1} \left\{ S(f) \Psi^*(af) \right\}, \quad (3)$$

где F^{-1} – оператор обратного преобразования Фурье; $\Psi(af)$ – преобразование Фурье дочернего вейвлета; $S(f)$ – преобразование Фурье анализируемого сигнала; f – частота; a – масштабный коэффициент.

Такое представление позволяет ускорить вычисление вейвлет-коэффициентов за счет использования быстрого преобразования Фурье. К тому же, преобразование Фурье материнского вейвлета известно в аналитическом виде и, следовательно, количество вычислений сокращается.

Выражение (3) показывает, что вейвлет-преобразование может быть рассмотрено как специальная операция фильтрации с вейвлетом в качестве ядра фильтра. Также можно заметить, что вейвлет-преобразование является фильтрацией с постоянной добротностью (с постоянной Q), при которой отношение среднеквадратической ширины полосы пропускания к центральной частоте фильтра является постоянной величиной.

Среди существующих вейвлет-функций, используемых в непрерывном вейвлет-анализе, был выбран комплексный вейвлет Морле. Комплексный вейвлет Морле более всего по форме подобен импульсным составляющим вибрационных сигналов, генерируемых дефектными элементами оборудования. Кроме того, преимущество комплексного вейвлета для анализа вибрационных сигналов перед его действительным аналогом заключается в том, что его преобразование Фурье равно нулю для отрица-

тельных частот, что позволяет разделить фазовые и амплитудные компоненты анализируемого сигнала.

Во временной области комплексный вейвлет Морле представляет собой комплексную экспоненту, модулируемую функцией Гауса:

$$\psi(t) = \frac{\sigma}{\sqrt{\pi}} e^{-\sigma^2 t^2} e^{i 2 \pi f_0 t}, \quad (4)$$

где t – время; σ и f_0 – параметры вейвлета, задающие его форму.

В частотной области вейвлет Морле имеет форму Гаусового окна с центральной частотой f_0 и шириной σ :

$$\Psi(f) = e^{-(\pi^2/\sigma^2)(f-f_0)^2}, \quad (5)$$

где $\Psi(f)$ – преобразование Фурье вейвлета Морле; f_0 – центральная частота анализирующего вейвлета; σ – ширина анализируемого диапазона частот.

Таким образом, соответствующий частотный диапазон, покрываемый окном, практически ограничен интервалом $[f_0 - \sigma/2, f_0 + \sigma/2]$.

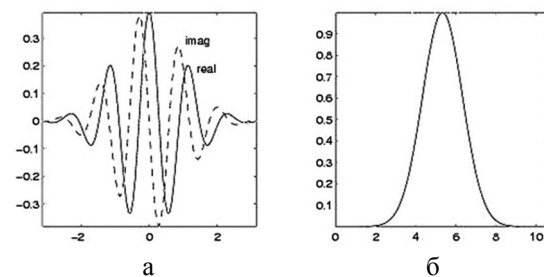


Рис. 1. Представление вейвлета Морле:

а – во временной области: реальная часть (—) и мнимая (---); б – в частотной области

Для разделения различных частотных компонент сигналов используются банки фильтров. Как было отмечено, вейвлет-преобразование сигналов можно рассматривать как фильтрацию с постоянной относительной полосой частот. Поэтому по аналогии с обычными банками (гребенками) из $1/n$ -октавных полосовых фильтров может быть построен вейвлетный банк фильтров.

Для построения анализирующего банка фильтров на основе комплексного вейвлета Морле предлагается использовать следующую стратегию.

Добротность вейвлета Морле в качестве фильтра определяется как:

$$Q_W = \frac{\sigma}{f_0}. \quad (6)$$

При использовании набора масштабов a_i , набор соответствующих центральных частот f_i и параметров ширины диапазона частот σ_i комплексного вейвлета Морле могут быть получены с помощью

константы Q_W :

$$f_i = \frac{f_0}{a_i} \text{ и } \sigma_i = f_i Q_W. \quad (7)$$

Таким образом, полученный набор значений f_i и σ_i покроеет заданный интервал частот.

Задавая исходные параметры вейвлета f_0 и σ , а также набор масштабов для расчета непрерывного вейвлет-преобразования можно построить банк фильтров с необходимыми анализирующими параметрами.

Построим банк фильтров с заданным количеством фильтров на октаву ($k = 1, 2, 3, 4, 6, 12, 24$), модифицируя процедуру изложенную в [3].

Параметры, которые необходимо определить для такого банка:

- общее количество фильтров в банке M ;
- основание для расчета масштабов вейвлет-преобразования $\text{scalebase} = 2^{1/k}$;
- параметр добротности выбран таким образом, чтобы ширина диапазона каждого фильтра равнялась расстоянию между фильтрами

$$Q_W = \frac{\sigma_i}{f_i} = 2 * 2^{1/k} - 2; \quad (8)$$

- центральные частоты фильтров:

$$f_i = \frac{f_0}{\text{scalebase}^i}, \quad (9)$$

где $f_0 = 0,8 * f_{Nyq}$; f_{Nyq} – частота Найквиста сигнала;

- ширина диапазона частот

$$\sigma_i = f_i * Q_W. \quad (10)$$

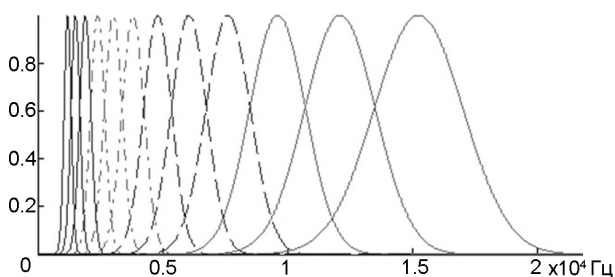


Рис. 2. Банк вейвлет-фильтров с 3 фильтрами на октаву, покрывающий 4 октавы

После определения обозначенных параметров при помощи выражения (5) может быть построен банк фильтров.

Используя выражение (3) производится вейвлет-фильтрация анализируемого сигнала.

Так как используемый вейвлет является комплексным, получаемые вейвлет-коэффициенты для каждого масштаба/фильтра также являются комплексными значениями. Реальная часть вейвлет-

коэффициентов $W_{re}(a, b)$ представляет собой отфильтрованный сигнал, мнимая часть $W_{im}(a, b)$ – является фазой отфильтрованного сигнала.

Для анализа особенностей вибрационного сигнала предлагается использовать спектр огибающей вейвлет-преобразования

$$EW(a, b) = [W_{re}(a, b)^2 + W_{im}(a, b)^2]^{1/2}. \quad (11)$$

Настройку банка фильтров необходимо произвести таким образом, чтобы первыми фильтрами покрыть полосу частот, в которой под действием сил трения или ударных импульсов возникает сильная резонансная вибрация с собственными частотами колебаний тела качения или наружного (неподвижного) кольца подшипника, либо использовать более высокочастотную нерезонансную вибрацию, возбуждаемую этими же силами. Некорректная настройка фильтров может существенно исказить информацию о состоянии подшипника [2].

Для нахождения одинаковых признаков в различных частотных диапазонах предлагается использовать взаимный спектр огибающих вейвлет-преобразования сигнала на паре масштабов.

Кросс-спектральный анализ определяет наличие или отсутствие существенных гармонических составляющих в исследуемых частотных диапазонах и оценку тесноты связи между этими рядами.

3. Экспериментальные данные и анализ полученных результатов

В качестве исходных данных были использованы тестовые вибрационные сигналы [4], также использованные в работе [5] посвященной анализу статистических методов оценки состояния подшипников.

В табл. 1 приведены характерные частоты одного из тестовых подшипников.

Таблица 1

Характерные частоты тестового подшипника

Характерная частота	Значение, Гц
Скорость вращения внутренней дорожке	29,13
Частота перекачивания тел качения по наружной дорожке	157,8
Частота перекачивания тел качения по внутренней дорожке	104,4
Частота вращения сепаратора	11,6
Частота вращения тел качения	137,3

На рис. 3 показаны примеры тестовых вибросигналов бездефектного подшипника и подшипников с дефектами на дорожках качения и на шарике.

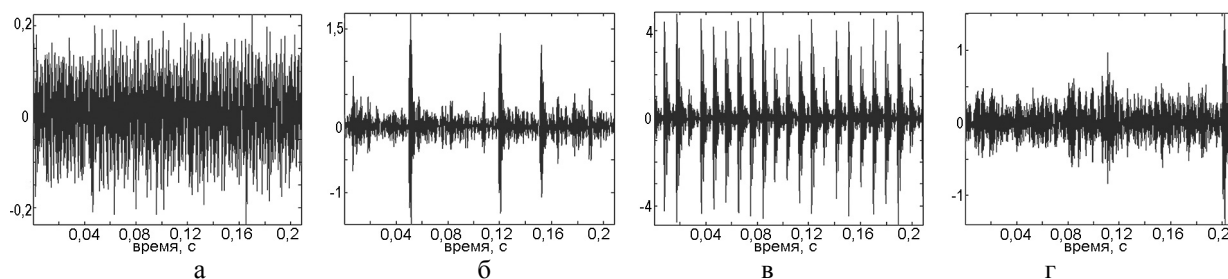


Рис. 3. Форма вибросигналов:

а – подшипник без дефектов; б – подшипник с дефектом внутренней дорожки;
в – подшипник с дефектом внешней дорожки; г – подшипник с дефектом шарика

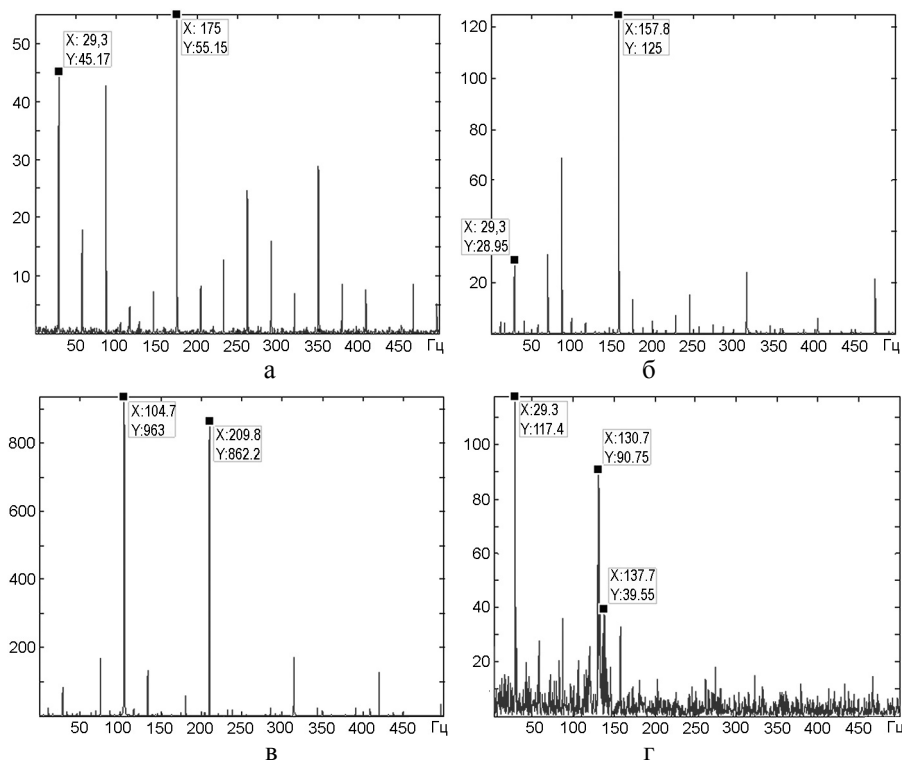


Рис. 4. Взаимные спектры, полученные в результате применения предлагаемого метода:

а – без дефектов; б – дефект внутренней дорожки; в – дефект внешней дорожки; г – дефект шарика

На рис. 4 представлены результаты применения предлагаемого метода для анализа вибросигналов, представленных на рис. 3.

В качестве параметра для экспресс-анализа, позволяющего судить о возникновении и развитии дефекта подшипника, предлагается использовать

максимальные амплитуды взаимных спектров вейлет-коэффициентов 1, 2 и 3 фильтров.

На рис. 5 приведены графики, иллюстрирующие поведение данного параметра для тестовых сигналов.

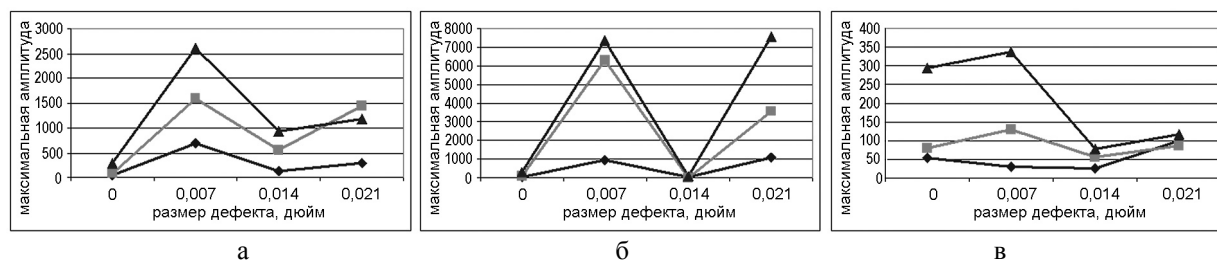


Рис. 5. Поведение максимальной амплитуды взаимных спектров:

а – дефект внутренней дорожки; б – дефект внешней дорожки; в – дефект шарика
(ромб - на масштабах 1-2, квадрат - на масштабах 1-3, треугольник – на масштабах 2-3)

Как видно из графиков, при появлении дефекта максимальная амплитуда резко возрастает. Затем с развитием дефекта она значительно уменьшается, а затем снова начинает расти.

Заключение

В работе предложена методика обработки вибросигналов подшипников качения, основанная на применении вейвлет-математики.

Предложенный метод является усовершенствованием метода анализа огибающей высокочастотной случайной вибрации.

Результаты исследования показали, что применение вейвлет-фильтрации для анализа вибрационных сигналов увеличивает быстродействие и надежность постановки диагноза.

Кроме того, полученные результаты позволяют сделать вывод об универсальности предложенного метода и возможности его эффективного применения для анализа других типов нестационарных сигналов с целью идентификации дефектов оборудования.

Литература

1. Обнаружение дефектов подшипников качения (перевод материалов фирмы IRD) [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://www.vibration.ru/obnar_defekt.shtml
2. Баркова Н.А. Оптимизация методов диагностики подшипников качения по высокочастотной вибрации [Электронный ресурс] / Н.А. Баркова. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.vibrotek.ru/russian/biblioteka/book19>.
3. Shir L. Rolling element bearing fault detection using improved envelope analysis / L. Shir, B. Randall, J. Antoni // IMECHE conference transactions. – 2004. – Vol 2. – P. 301-312.
4. Case Western Reserve University Bearing Data Center. Seeded Fault Test Data [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://www.eecs.case.edu/laboratory/bearing/welcome_overview.htm
5. Федорончак Т.В. Диагностирование технического состояния подшипников качения / Т.В. Федорончак, В.Н. Харитонов, В.И. Дубровин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 7 (64). – С. 166-170.

Поступила в редакцию 29.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Технологии авиадвигателей» А.Я. Качан, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

МЕТОД АНАЛІЗУ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ПІДШИПНИКІВ КОЧЕННЯ, ЗАСНОВАНИЙ НА ВИКОРИСТАННІ ВЕЙВЛЕТ-МАТЕМАТИКИ

Т.В. Юр, В.Н. Харитонов, В.І. Дубровін

Розглянуто підхід до обробки вібраційних сигналів підшипників кочення, що використовує вейвлетну фільтрацію та є удосконаленням методу аналізу огинаючої високочастотної випадкової вібрації. Для більш якісного виділення характерних діагностичних частот, що відповідають тому або іншому типу дефекту, пропонується використовувати взаємні спектри огинаючої вейвлет-коефіцієнтів значимих фільтрів. В якості параметру для експрес-аналізу, що дозволяє судити про виникнення й розвиток дефекту підшипника, пропонується використовувати максимальні амплітуди одержуваних взаємних спектрів.

Ключові слова: діагностування, вібросигнал, вейвлет-фільтрація, огинаюча, взаємний спектр.

METHOD OF ROLLING BEARING DIAGNOSTICS BASED ON WAVELET FILTERING

T.V. Yur, V.N. Haritonov, V.I. Dubrovin

Approach to rolling bearing vibration signals processing based on wavelet filtration is considered. It is an improvement of method of high-frequency random vibration envelope analysis. It is proposed to use cospectrum of wavelet envelope of significant filters to better allocate characteristic frequencies corresponding to the bearing faults. It is also proposed to use peak amplitudes of the cospectrum as a parameter in bearing rapid analysis.

Key words: diagnostics, vibrations, wavelet filtering, envelope, cospectrum.

Юр Татьяна Васильевна – аспирант кафедры программных средств Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: tetyana.yur@gmail.com.

Харитонов Виктор Николаевич – инженер-конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03510@ivchenko-progress.com.

Дубровин Валерий Иванович – канд. техн. наук, доцент, проф. кафедры программных средств Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: vdubrovin@gmail.com.

УДК 681.5

А.С. КУЛИК, С.Н. ПАСИЧНИК

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

ИДЕНТИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВИХРЕВОГО ЭНЕРГОРАЗДЕЛИТЕЛЯ

Приведены результаты экспериментальных исследований статических и динамических характеристик вихревого энергоразделителя (ВЭ) как объекта автоматического позиционирования (ОАП). Определены диапазоны рабочих режимов и основные показатели качества функционирования ВЭ. Решена задача определения структуры и интервальных значений параметров математической модели ВЭ в форме уравнения вход-выход. Адекватность полученной модели подтверждена сравнением экспериментальных и расчетных переходных характеристик. Показано, что задание интервальных значений параметров модели позволяет адекватно описывать динамические процессы в вихревом энергоразделителе в широком диапазоне рабочих режимов.

Ключевые слова: идентификация, аппроксимация, динамическая характеристика, вихревой энергоразделитель.

Введение

В современных энергетических технологиях находят применение альтернативные способы получения и преобразования энергии. Один из таких способов основан на эффекте температурного разделения во вращающемся потоке газа или вихревом эффекте [1]. Среди направлений использования вихревого эффекта можно выделить получение холодного и горячего воздуха для систем охлаждения и кондиционирования кабин и салонов самолетов.

Для обеспечения требуемых температурных режимов охлаждаемого объекта необходимо целенаправленно изменять температуру и количество подаваемого в зону охлаждения воздуха. В известных конструкциях вихревых систем кондиционирования [2] используются либо однорежимные вихревые энергоразделители, либо с позиционированием потока энтальпии холодного воздуха при постоянном давлении сжатого воздуха. Такой подход ограничивает диапазон рабочих режимов и не учитывает динамические свойства ВЭ.

Более рациональным представляется исследование динамических свойств ВЭ с использованием методов математического моделирования, что требует решения задачи идентификации структуры и параметров модели ВЭ в условиях интервальной неопределенности, обусловленной следующим:

- 1) необходимостью изменения потока энтальпии в широком диапазоне значений;
- 2) высокой чувствительностью режимных параметров ВЭ к изменению внешних условий функционирования.

Одно из решений такой задачи [3] основывается на применении полиномиальной аппроксимации экспериментальных статических характеристик методом наименьших квадратов для квадратичной модели границ интервальной неопределенности.

В данной работе приводятся результаты экспериментальных исследований статических и динамических характеристик, определения структуры и параметров математической модели ВЭ как ОАП в частотной области, что позволит в последующем решить задачи анализа и синтеза системы автоматического позиционирования (САП) потока энтальпии холодного воздуха ВЭ.

1. Постановка задачи исследования

Для изучения особенностей протекания физических процессов в вихревом энергоразделителе требуется провести серию экспериментальных исследований на макетном образце и получить статические, временные и частотные характеристики ВЭ как объекта автоматического позиционирования.

Используя результаты экспериментов, необходимо определить структуру и интервальные значения параметров математической модели ВЭ в форме уравнения вход-выход в изображениях:

$$\bar{Q}_x(s) = \bar{W}_{вэ}(s) \cdot \bar{Z}(s), \quad (1)$$

где $\bar{Q}_x(s)$ – изображение управляемой величины – потока энтальпии холодного воздуха; $\bar{W}_{вэ}(s)$ – интервальная передаточная функция ВЭ по управляющему воздействию; $\bar{Z}(s)$ – изображение управ-

ляющего воздействия – линейного положения регулирующего органа вентиля.

Выполнить проверку адекватности полученной модели путем сравнения экспериментальных и расчетных переходных характеристик ВЭ.

2. Экспериментальная часть

Серия экспериментов проведена на макетном образце ОАП с ВЭ, имеющим следующие геометрические характеристики: диаметр рабочей части $D_{рч} = 5,8$ мм; длина рабочей части $L_{рч} = 20 \cdot D_{рч}$; ход регулирующего органа вентиля $\Delta\zeta = 2$ мм; диаметр диафрагмы $D_d = 2,5$ мм. Внешние условия: давление сжатого воздуха $P_c = 0,5 \dots 0,7$ МПа; температура окружающей среды $T_n = 292$ К. ОАП включает в себя следующие функциональные элементы (рис. 1): УМ – усилитель мощности; ШД – шаговый электродвигатель; В – вентиль; Дт_i, $i = \overline{1,3}$ – датчики температуры.

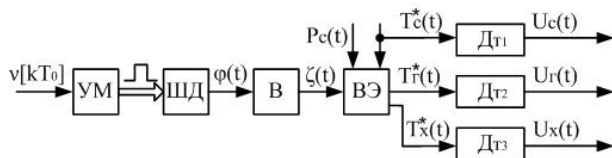


Рис. 1. Функциональная схема объекта автоматического позиционирования

На рис. 1 обозначено: $v[kT_0]$ – частота управляющих импульсов ($T_0 = 0,1$ с), Гц; $\varphi(t)$ – угловое положение вала двигателя, рад; $\zeta(t)$ – линейное положение регулирующего органа вентиля, мм; $P_c(t)$ – давление сжатого воздуха, Па; $T_c^*(t)$, $T_g^*(t)$, $T_x^*(t)$ – температуры торможения сжатого, горячего и

холодного воздуха соответственно, К; $U_c(t)$, $U_g(t)$, $U_x(t)$ – напряжения датчиков температуры, В.

В ходе экспериментальных исследований получены такие характеристики:

1) статические – зависимость потока энтальпии Q_x и температуры торможения (выраженной в градусах Цельсия) t_x^* холодного воздуха от положения регулирующего органа вентиля ζ (рис. 2). Значение $\zeta = 0$ соответствует положению вентиля «закрыто». Значения потока энтальпии определены по формуле [4]:

$$Q_x = \mu G_c C_p T_x^*, \quad (2)$$

где μ – относительный расход холодного воздуха; G_c – массовый расход сжатого воздуха, кг/с; C_p – удельная изобарная теплоемкость воздуха, Дж/(кг·К); T_x^* – температура торможения холодного воздуха, К;

2) логарифмические амплитудно-частотные (ЛАЧХ) – реакция на гармоническое управляющее воздействие с амплитудой $A_\zeta = 2,5 \cdot 10^{-4}$ м при $P_{c1} = 0,6$ МПа, $P_{c2} = 0,7$ МПа. Частота гармонического сигнала изменялась в диапазоне $\omega \in [0,012; 1,57]$ рад/с (рис. 3). Значения потока энтальпии отнесены к величине, равной половине диапазона линеаризации Q_x характеристики $Q_x = Q_x(\zeta)$ в соответствующих рабочих точках (р.т.) $\zeta_{01} = 0,5$ мм, $\zeta_{02} = 1,25$ мм;

3) переходные – реакция на ступенчатое управляющее воздействие $\Delta\zeta(t) = 2,5 \cdot 10^{-4} \cdot 1(t)$ (рис. 4). Поток энтальпии как и при построении частотных характеристик – относительная величина.

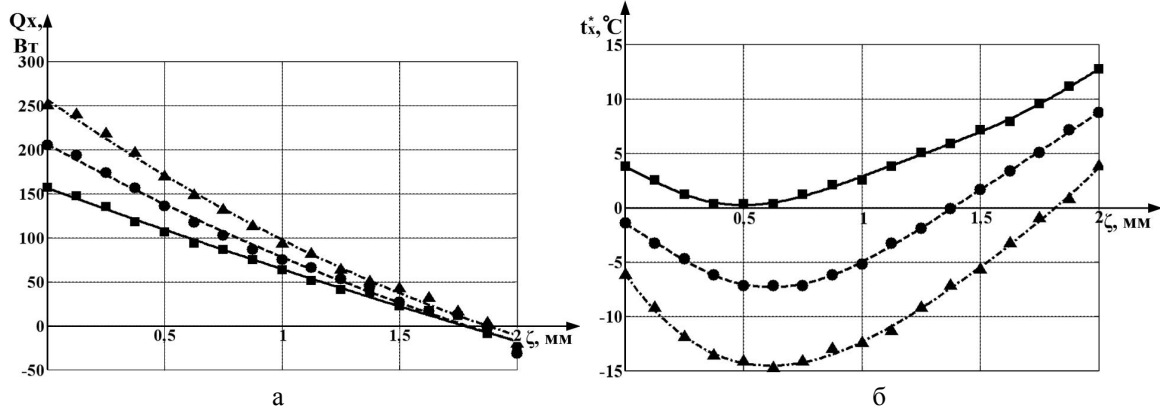


Рис. 2. Зависимости: а – потока энтальпии; б – температуры холодного воздуха от положения регулирующего органа вентиля; ■ – $P_c = 0,5$ МПа; ● – $P_c = 0,6$ МПа; ▲ – $P_c = 0,7$ МПа; — — — — аппроксимация при $P_c = 0,5$ МПа; - - - - - аппроксимация при $P_c = 0,6$ МПа; ······ аппроксимация при $P_c = 0,7$ МПа

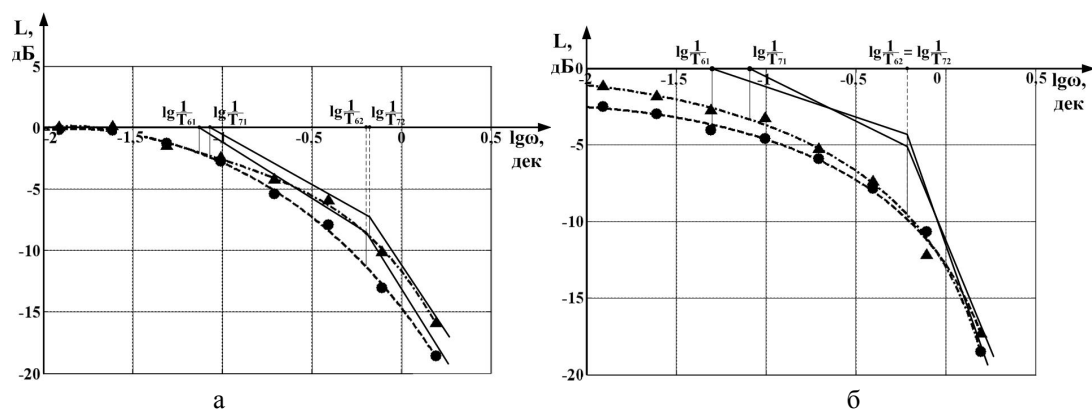


Рис. 3. ЛАЧХ ОАП: а – для точки $\zeta_{01} = 0,5$ мм ; б – для точки $\zeta_{02} = 1,25$ мм ;

● – $P_c = 0,6$ МПа ; ▲ – $P_c = 0,7$ МПа ; — — асимптотические ЛАЧХ; - - - - аппроксимация при $P_c = 0,6$ МПа ; - · - · - - аппроксимация при $P_c = 0,7$ МПа

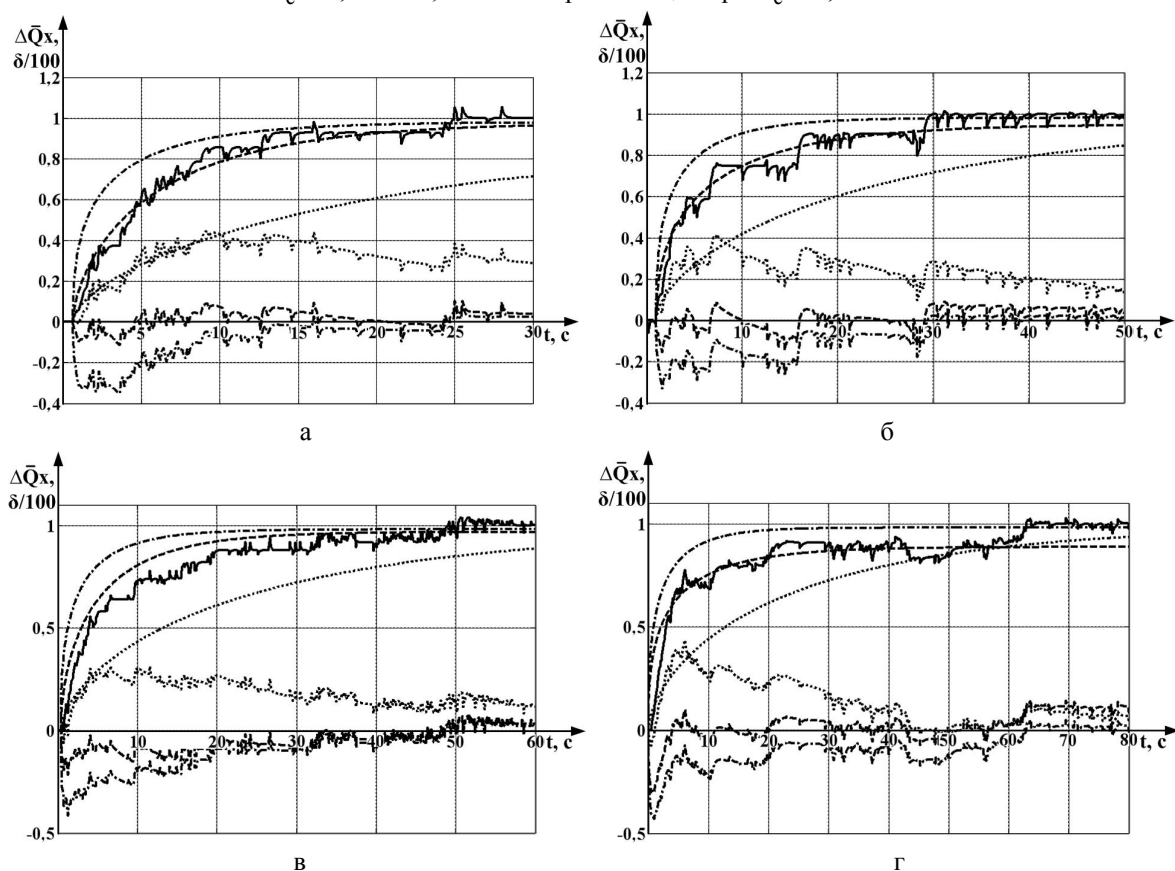


Рис. 4. Переходные характеристики ОАП:

а – рабочая точка $\zeta_{01} = 0,5$ мм ; б – рабочая точка $\zeta_{02} = 1,25$ мм при $P_c = 0,6$ МПа ;

в – рабочая точка $\zeta_{01} = 0,5$ мм ; г – рабочая точка $\zeta_{02} = 1,25$ мм при $P_c = 0,7$ МПа ;

— — эксперимент; - - - - расчет; ····· — расчет для максимальных значений параметров;
- · - · - - расчет для минимальных значений параметров

Приведенные графические зависимости позволяют выделить следующие особенности функционирования вихревого энергоразделителя: 1) характеристики $t_x^* = t_x^*(\zeta)$ имеют выраженный экстремум. Минимальные значения t_x^* соответствуют диапазону значений управляющего воздействия $0,5 \leq \zeta \leq 0,625$. При увеличении давления сжатого

воздуха экстремум смещается в сторону больших значений ζ ; 2) вид переходных и частотных характеристик свидетельствует о том, что ОАП представляет собой инерционное динамическое звено (время переходного процесса $30 \text{ с} < t_{\text{пп}} < 50 \text{ с}$). Это подтверждается значением полосы пропускания $\omega_{\text{пр}} \approx 0,1 \text{ рад/с}$.

3. Определение структуры и параметров математической модели ВЭ

Функционирование ВЭ в установившемся режиме характеризуется коэффициентом передачи по управляющему воздействию $K_{вэ}$. Для нахождения интервальных значений коэффициента передачи проведена графическая линеаризация статических характеристик $Q_x = Q_x(\zeta)$ (рис. 2, а) в окрестности двух рабочих точек x_{01} и x_{02} , лежащих на левой и правой ветвях характеристик $t_x^* = t_x^*(\zeta)$ (рис. 2, б).

Атрибуты линеаризации для р.т. ζ_{01} : 1) точность: $\delta_1 = 3,5\%$; $\delta_2 = 3,1\%$; 2) р.т.: $Q_{x1} = 130$ Вт; $Q_{x2} = 170$ Вт; 3) диапазон линеаризации по входу $\zeta = [2,5 \cdot 10^{-4}; 7,5 \cdot 10^{-4}]$; 4) диапазон линеаризации по выходу $Q_x = [175; 100]$ для P_{c1} ; $Q_x = [220; 135]$ для P_{c2} ; 5) коэффициент передачи $K_\zeta = -1,5 \cdot 10^5$ Вт/м для P_{c1} ; $K_\zeta = -1,7 \cdot 10^5$ Вт/м для P_{c2} .

Атрибуты линеаризации для р.т. ζ_{02} : 1) точность: $\delta_1 = 4,8\%$; $\delta_2 = 12\%$; 2) р.т.: $Q_{x1} = 55$ Вт; $Q_{x2} = 65$ Вт; 3) диапазон линеаризации по входу $\zeta = [1 \cdot 10^{-3}; 1,5 \cdot 10^{-3}]$; 4) диапазон линеаризации по выходу $Q_x = [75; 30]$ для P_{c1} ; $Q_x = [95; 45]$ для P_{c2} ; 5) коэффициент передачи $K_{вэ} = -9 \cdot 10^4$ Вт/м для P_{c1} ; $K_{вэ} = -1 \cdot 10^5$ Вт/м для P_{c2} . Таким образом, интервальное значение коэффициента передачи ВЭ по управляющему воздействию $\bar{K}_{вэ} = [-1,7 \cdot 10^5; -9 \cdot 10^4]$.

Структура и параметры динамической составляющей $\bar{W}_{вэ}(s)$ определены по экспериментальным ЛАЧХ. Учитывая, что наклон высокочастотного участка превышает значение -20 дБ/дек, можно предположить наличие в операторе передачи двух вещественных полюсов. В полюсах первая производная ЛАЧХ по логарифму частоты будет иметь точки перегиба, а вторая – экстремумы. В результате решения получены значения постоянных времени ОАП (рис. 3): 1) р.т. ζ_{01} : $T_{11} = 13,5$ с; $T_{21} = 1,6$ с; $T_{12} = 11,8$ с; $T_{22} = 1,5$ с; 2) р.т. ζ_{02} : $T_{11} = 20$ с; $T_{21} = 1,62$ с; $T_{12} = 12,3$ с; $T_{22} = 1,66$ с. Интервальные значения постоянных времени: $\bar{T}_1 = [11,8; 20]$; $\bar{T}_2 = [1,5; 1,66]$. Тогда оператор передачи может

быть представлен в следующем виде:

$$\bar{W}_{вэ}(s) = \frac{\bar{Q}_x(s)}{\bar{Z}(s)} = \frac{\bar{K}_{вэ}}{(\bar{T}_1 s + 1)^{\bar{v}_1} (\bar{T}_2 s + 1)^{\bar{v}_2}}, \quad (3)$$

где $\bar{v}_1, \bar{v}_2$ – показатели степени. Значения $\bar{v}_1, \bar{v}_2$ находятся из выражений для амплитудно-частотной функции $L(\omega)$ на частотах сопряжения асимптот:

$$L(1/T_1) = -20v_1 \lg \sqrt{2} - 20v_2 \lg \sqrt{(T_2/T_1)^2 + 1}; \quad (4)$$

$$L(1/T_2) = -20v_1 \lg \sqrt{(T_1/T_2)^2 + 1} - 20v_2 \lg \sqrt{2}. \quad (5)$$

В результате решения получены следующие значения показателей степени: 1) р.т. ζ_{01} : $v_{11} = 0,46$; $v_{21} = 0,72$; $v_{12} = 0,41$; $v_{22} = 0,74$; 2) р.т. ζ_{02} : $v_{11} = 0,2$; $v_{21} = 1,79$; $v_{12} = 0,29$; $v_{22} = 1,53$. Интервальные значения показателей степени: $\bar{v}_1 = [0,2; 0,46]$; $\bar{v}_2 = [0,72; 1,79]$.

4. Оценка адекватности модели ВЭ

Для проверки адекватности полученной математической модели выполнен расчет переходных характеристик ВЭ по управляющему воздействию в рабочих точках ζ_{01} , ζ_{02} и определены относительные погрешности расчетных характеристик. Решение уравнения (1) в изображениях с учетом (3) примет вид:

$$\bar{Q}_x(s) = \frac{\bar{K}_{вэ}}{(\bar{T}_1 s + 1)^{\bar{v}_1} (\bar{T}_2 s + 1)^{\bar{v}_2}} \cdot \frac{A_\zeta}{s}, \quad (6)$$

где $A_\zeta = \pm 2,5 \cdot 10^{-4}$ м – амплитуда входного ступенчатого сигнала. Знак плюс принят при расчете переходных характеристик в рабочей точке ζ_{01} , минус – в точке ζ_{02} .

Решение уравнения (6) во временной области получено с использованием теоремы свертывания оригиналов:

$$\bar{w}_{вэ}(t) * \bar{\zeta}(t) = \int_{\tau=0}^t \bar{w}_{вэ}(\tau) \bar{\zeta}(t-\tau) d\tau, \quad (7)$$

где $\bar{w}_{вэ}(t), \bar{\zeta}(t)$ – оригиналы изображений $\bar{W}_{вэ}(s), \bar{Z}(s)$, и свойства ассоциативности свертки. Результаты расчета показаны на рис. 4.

Заключение

В работе приведены результаты экспериментальных исследований статических и динамических характеристик ОАП. По экспериментальным статическим и частотным характеристикам определена

структура и интервальные значения параметров математической модели ВЭ как объекта автоматического позиционирования. Показано, что ОАП является аperiodическим звеном дробного порядка.

Для проверки адекватности полученной модели проведен расчет переходных характеристик ВЭ в двух рабочих точках статической характеристики при максимальных, промежуточных и минимальных значениях из найденных интервалов параметров модели. Относительные погрешности расчета при промежуточных значениях параметров не превышают 20% за исключением начальных участков характеристик.

Полученные результаты позволят в дальнейшем решить задачу анализа и синтеза САП потока энтальпии холодного воздуха ВЭ.

Литература

1. Азаров А.И. *От однокамерной вихревой трубы Фултона к модульным многокамерным вихревым*

воздухоохладителям: развитие, промышленное использование, перспективы: доклад-лекция / А.И. Азаров // XIУ Школа-семинар молодых ученых и специалистов под рук. акад. РАН А.И. Леонтьева. Проблемы газодинамики и теплообмена в энергетических установках (26-30 мая 2003г.). – Рыбинск: М.: Изд-во МЭИ, 2003. – Т. 2. – С. 195-203.

2. Пат. 2213016 Российская Федерация, МПК⁷ B60H1/22, B60H3/00. *Климатическая установка транспортного средства / Курносов Н.Е.; Заявитель и патентообладатель Курносов Н.Е. – № 2001126082/28; заявл. 24.09.01; опубл. 27.09.03. – 6 с.*

3. Скибицкий Н. В. *Интервальные методы в задачах построения моделей объектов и процессов управления: дис. ... д-ра техн. наук : 05.13.01 / Н.В. Скибицкий. – М., 2007. – 310 с.*

4. Пиралишвили Ш.А. *Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения / Ш.А. Пиралишвили, В.М. Поляев, М.Н. Сергеев; под ред. А.И. Леонтьева. – М.: УНПЦ Энергомаш, 2000. – 412 с.*

Поступила в редакцию 20.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Авиационные приборы и измерения» Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ВИХРОВОГО ЕНЕРГОРОЗДІЛЮВАЧА

А.С. Кулік, С.М. Пасічник

Наведено результати експериментальних досліджень статичних та динамічних характеристик вихрового енергорозділювача (ВЕ) як об'єкта позиціонування. Визначено діапазони робочих режимів та основні показники якості ВЕ. Розв'язано задачу визначення структури та інтервальних значень параметрів математичної моделі ВЕ у формі рівняння вхід-вихід. Адекватність отриманої моделі підтверджено порівнянням експериментальних та розрахункових перехідних характеристик. Показано, що задання інтервальних значень параметрів моделі дозволяє адекватно описувати динамічні процеси у вихровому енергорозділювачеві у широкому діапазоні робочих режимів.

Ключові слова: ідентифікація, апроксимація, динамічна характеристика, вихровий енергорозділювач.

MATHEMATICAL MODEL IDENTIFICATION OF VORTICAL POWER SEPARATOR

A.S. Kulik, S.N. Pasichnik

Vortical power separator (VPS) as automatic positioning object static and dynamic characteristics experimental research results are provided. VPS operating mode ranges and main quality indexes were obtained. VPS mathematical model in "input-output" equation form structure and parameter range values determination problem was solved. Obtained model adequacy was confirmed by experimental and theoretical transient characteristics comparison. It was shown that model parameter range values setting allows adequately describe VPS dynamical processes in wide working range.

Key words: authentication, approximation, dynamic description, vortical power separator.

Кулик Анатолий Степанович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Системы управления летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Пасічник Сергей Николаевич – ст. преподаватель каф. «Системы управления летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: SNPasichnik@gmail.com.

УДК 378.47

Т.А. БОЖЕНЕНКО¹, О.Н. ПАРШАКОВА², Е.А. ПАРШАКОВ³¹Харьковский аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²Харьковский институт экономики рыночных отношений и менеджмента, Украина³Производственное предприятие «КВІТ», Харьков, Украина

ТРЕНИНГ С ЭЛЕМЕНТАМИ ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБУЧЕНИЯ

Разработана методика проведения аудиторных практических занятий как активных форм обучения студентов в свете кредитно-модульной системы, приведен рабочий план проведения тренинга с элементами профессиональных навыков. Тренинг с элементами профессионального обучения предусматривает воссоздание ситуации и событий в деятельности конкретной организации или ее подразделов. Условия, в которых происходят события, моделируются при помощи условного изображения объекта, отображающего важнейшие характеристики, необходимые для проведения исследования и анализа. В качестве "модели" выступает техническое средство – персональный компьютер, отрабатывающий все изменения стартовых условий. Экономико-математическая модель при этом не является зеркальным отображением реальной действительности. Выявленным преимуществом тренингов является возможность маркетинговой интерпретации исследуемых параметров и полученной на их основе дополнительной системы показателей, что является особенно важным в активной форме обучения. Основным заданием участников тренинга является поиск множества альтернативных вариантов решения сложных задач (организационно экономических, управленческих, аналитических, инновационных, социальных и т.п.).

Ключевые слова: кредитно-модульная система, активные формы обучения, профессиональный тренинг, модульная технология, модуль, конкурентоспособность услуги сферы образования, репродукцент.

Введение

Организация и осуществление маркетинговых мероприятий позволяет оперативно и своевременно выявить и ликвидировать недостатки в тактическом и стратегическом планировании, организации и реализации деятельности учебного заведения, а также в системе управления высшим учебным заведением в целом, наладить тесное сотрудничество с обществом. Нормативной базой для создания информационного обеспечения кредитно-модульной системы являются приказ Министерства образования и науки Украины №48 от 23.01.2004 года «О проведении педагогического эксперимента с кредитно-модульной системой организации учебного процесса» и «Текущее положение об организации учебного процесса в кредитно-модульной системе подготовки специалистов».

Актуальность и новизна работы заключается в том, что на сегодняшний день в разработках по модульному изучению слабым местом является теоретическое обоснование модульной технологии для гуманитарных курсов, неопределенный статус русского языка и отсутствие нормативных документов. Эти условия провоцируют напряженность и конкурентную борьбу в вертикальном и горизонтальном разрезах между высшими учебными заведениями страны, как государственной, так и частной формы собственности. Без инструментов маркетинга в об-

разовательной сфере, как в сфере оказания самой важной в государственном масштабе услуге, сегодня стало невозможно обойтись.

1 Создание новой философии организации в сфере услуг образования

Единицей товарообмена в маркетинге признается продукт сферы образования, которым может быть любой объект или услуга, удовлетворяющая потребности или желаниям репродукента (студента, слушателя). По мере того, как высшие учебные заведения приходят к пониманию важности маркетинга в развитии образования, зарождается новая философия его организации. Эта организационная философия, называемая концепцией маркетинга, позволяющая преобразовать многие высшие учебные заведения в структуры маркетингового типа.

Данный подход означает преобразование, как существующей направленности, так и частичную перестройку организационной структуры, что становится возможным при внедрении кредитно-модульной системы. К достоинствам кредитно-модульной системы можно отнести:

- повышение качества профессионального образования за счет углубленного изучения специализаций и введения новых технологий;
- структуризацию курсов;

- систематизацию работы преподавателя;
- стимуляцию самостоятельной работы студента, его творческой самореализации;
- объективность и четкость оценки всех видов учебной деятельности студента.

Бизнес – планирование ВУЗа заключается в превращении маркетинговой стратегии и прогнозов спроса в общие требования к объему деятельности института в конкурентной и законодательной среде [1]. Внедрение КМС в перспективе предоставит возможность:

- измерения в отрасли высшего образования, создание инновационных программ образовательной сферы и научных исследований;
- мобильности студентов, преподавателей и администраторов высшей школы;
- развитие европейского сотрудничества в отрасли обеспечения качества образования.

2. Методика проведения профессионального тренинга

Проблема внедрения кредитно-модульной системы организации учебного процесса является актуальной в связи с проведением педагогического эксперимента в высших учебных заведениях страны, цель которого – выработка технологии адаптации к требованиям ECTS.

Тренинг, как составляющая курса изучаемой дисциплины, предусматривает воссоздание ситуации и событий в деятельности конкретной организации или ее подразделов [3]. Условия, в которых происходят события, моделируются при помощи условного изображения объекта, отображающего важнейшие характеристики, необходимые для проведения исследования и анализа. В качестве "модели" используется техническое средство – персональный компьютер, отрабатывающий все изменения стартовых условий. Экономико-математическая модель не является зеркальным отображением реальной действительности [4].

Важнейшее требование к экономико-математической модели заключается в ее возможности адекватного отображения экономических процессов. Вместе с тем чрезмерное желание усилить адекватность модели приводит к ее усложнению, которое временами не разрешает реализовать ее современными программно-методическими и техническими средствами. Тренинг, как процесс анализа, на основе корреляционных и регрессионных моделей состоит из этапов [3]:

- постановка проблемы, ее теоретическое и логическое формулирование;
- анализ объекта;
- выбор анализируемого показателя и отбор факторов, определяющих его уровень;
- построение модели, отвечающей требованиям логической и статистической адекватности;

- сбор начальных данных и заполнение абстрактной экономической модели необходимыми эмпирическими (статистическими) данными;
- реализация модели по разработанному алгоритму и исходной информации;
- оценка качества и надежности параметров и собственно самой модели;
- проведение ретроспективного анализа модели на основе предшествующей информации;
- построение прогноза на основе выбранной модели;
- оценка качества и достоверности прогноза;
- на основе прогноза и анализа принятие управленческих решений;
- расчет показателей и степени их влияния на интегральный показатель конкурентоспособности;
- снижение уровня использования условных количественных оценок, поскольку многие показатели измеряются прямым методом;
- дает возможность использовать информацию, получаемую непосредственно от репродукторов.

3. Практическая значимость профессиональных тренингов

Преимуществом тренингов [4] является возможность маркетинговой интерпретации исследуемых параметров и полученной на их основе дополнительной системы показателей, каждый из которых имеет определенное содержание, что особенно важно в активной форме обучения. Основным заданием участников тренинга является поиск множества альтернативных вариантов решения сложных задач (организационно экономических, управленческих, аналитических, инновационных, социальных т. п.). По уровню сложности модели, прорабатываемой тренингом, его балльная оценка по кредитно-модульной системе может соответствовать выполнению индивидуального задания, а именно, 10 – 15 баллов.

При выполнении 3 – 4 тренингов в активном режиме, студент имеет возможность успешной сдачи модуля дисциплины. Студенты экономических специальностей, присутствуя на тренинге, и выполняя задания, получают необходимые навыки работы с вычислительной техникой, специальными пакетами прикладных программ и более качественно, на современном уровне, усваивают дисциплину.

4. Апробация и реализация результатов исследования

Модульная система – это система организации учебного процесса, в которой учебный план подразделяется на ряд сегментов, где определен модуль – часть профессиональной программы.

При выборе модулей курса, именно тренинги могут позволить студенту самостоятельно формировать свой пакет курсов учебы, которая дает ему возможность последующего саморазвития в соответствии с собственными интересами.

Апробация и реализация профессиональных тренингов экономических дисциплин представлена в курсах Харьковского института экономики рыночных отношений и менеджмента. По оценке бывших студентов, которые уже являются экспертами в данной области, именно тренинги составляют основную копилку знаний, которыми они пользуются в реальной жизни.

Литература

1. Аникеев С. Методика разработки плана маркетинга: Практическое руководство / С. Аникеев. – М.: Фолиум, 1996. – 320 с.
2. Войчак А.В. Маркетинговый менеджмент: підручник / А.В. Войчак. – К.: КНЕУ, 1998. – 190 с.
3. Макаренко Т.І. Моделювання та прогнозування у маркетингу / Т.І. Макаренко – К, 2005. – 154 с.
4. Чернилевский Д.В. Дидактические технологии в высшей школе: учеб. пособ. для вузов / Д.В. Чернилевский – М.: ЮНИТИ – ДАНА, 2002. – 437 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, доцент В.Ф. Сорокин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ТРЕНІНГ З ЕЛЕМЕНТАМИ ПРОФЕСІЙНОГО ВЧЕННЯ

Т.А. Божененко, О.Н. Паршакова, Е.А. Паршаков

Розроблена методика проведення аудиторних практичних занять як активних форм навчання студентів в світлі кредитово-модульної системи, приведений робочий план проведення тренінгу з елементами професійних навичок. Тренінг з елементами професійного навчання передбачає відтворення ситуації і подій в діяльності конкретної організації або її підрозділів. Умови, в яких відбуваються події, моделюються за допомогою умовного зображення об'єкту, що відображає найважливіші характеристики, необхідні для проведення дослідження і аналізу. Як "модель" виступає технічний засіб – персональний комп'ютер, що відпрацьовує всі зміни стартових умов. Економіко-математична модель при цьому не є дзеркальним відображенням реальної дійсності. Виявлено перевагою тренінгів є можливість маркетингової інтерпретації досліджуваних параметрів і отриманої на їх основі додаткової системи показників, що є особливо важливим в активній формі навчання. Основним завданням учасників тренінгу є пошук безлічі альтернативних варіантів рішення складних задач (організаційно економічних, управлінських, аналітичних, інноваційних, соціальних і т.п.).

Ключові слова: кредитово-модульна система, активні форми навчання, професійний тренінг, модульна технологія, модуль, конкурентоспроможність послуги сфери освіти, репродуцент.

TRAINING WITH THE ELEMENTS OF THE VOCATIONAL TRAINING

T.A. Bozhenenko O.N. Parshakova, E.A. Parshakov

The method of conducting of practical employments of audiences is developed as active forms of teaching of students in the light of the credit-module system, the working plan of conducting of training is resulted with the elements of professional skills. Training with the elements of the vocational training foresees the recreation of situation and events in activity of concrete organization or its subsections. Terms which events are in are designed through the conditional image of object, representing major descriptions, necessary for conducting of research and analysis. A hardware – personal computer, working off all changes of starting terms comes forward as a "model". A economico-mathematical model here is not the mirror reflection of the real reality. The exposed advantage of trainings is possibility of marketing interpretation of the explored parameters and additional system of indexes got on their basis, that is especially important in the active form of teaching. The basic task of training participants is a search of great number of alternative variants of decision of intricate problems (organizationally economic, administrative, analytical, innovative, social, etc.).

Keywords: credit-module system, active forms of teaching, professional training, module technology, module, competitiveness of favour of sphere of education, reproducer.

Божененко Тамара Афанасьевна – научный сотрудник Национального аэрокосмического университета «ХАИ», Харьков, Украина.

Паршакова Ольга Николаевна – зав. кафедрой информационных систем и технологий и экономической кибернетики Харьковского института экономики рыночных отношений и менеджмента, Харьков, Украина, e-mail: parshakova_olga@mail.ru.

Паршаков Евгений Александрович – главный бухгалтер производственного предприятия «КВІТ», Харьков, Украина, e-mail: 4775@mail.ru; 4775@ukr.net.

УДК 629.7

И.Э. АНЧЕВСКИЙ, В.В. ИЛЬИН

Общество с ограниченной ответственностью «МЕЛИТЭК», Москва, Россия

СОВРЕМЕННЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ И ДРУГИХ ОБЪЕКТОВ

Представлен модельный ряд испытательного оборудования фирмы Walter+Bai AG (Швейцария). Приведен обзор методов работы компании «Мелитэк» при оснащении предприятий и исследовательских учреждений аэрокосмической области промышленности современным испытательным оборудованием. Представлена информация об алгоритмах работы, инновационных подходах компании при осуществлении поставок и внедрения современного оборудования для контроля качества авиационных материалов. Приведены доводы в пользу системного подхода при оснащении предприятий аэрокосмической отрасли современным оборудованием для контроля качества и прогнозирования свойств новых материалов.

Ключевые слова: прочность, механические свойства, усталостные испытания, длительная прочность, ползучесть, термомеханическая усталость.

Введение

С 2000 г. ООО «Мелитэк» является эксклюзивным представителем швейцарской фирмы Walter+Bai AG, которая выпускает различные испытательные системы для определения механических свойств материалов и компонентов. Выбор ООО «Мелитэк» в пользу Walter+Bai AG был сделан на основе всесторонней маркетинговой проработки рынка поставщиков испытательных систем по всему миру.

Критерии, по которым выбор пал именно на Walter+Bai AG, следующие:

1. Высококачественное и надежное оборудование. Наличие на фирме Walter+Bai AG серьезной технической и теоретической базы по изготовлению высококачественной испытательной техники и штата высококвалифицированных специалистов. Потому как Walter+Bai AG был создан в 1971 г. на базе всемирно известной фирмы “Альфред Амслер и Ко” испытательные машины которой до сих пор можно встретить на многих предприятиях по всему миру. Во многих испытательных лабораториях испытательные машины «Амслер» до сих пор выполняют испытания с высокой точностью. Испытательные машины фирмы Walter+Bai AG характеризуются большим запасом жесткости рам нагружения. Порядка 50% для статических систем и до 500% для динамических систем. Высокая жесткость испытательных систем гарантирует высокую точность испытаний и позволяет отказаться от дополнительных фундаментов для установки в лаборатории. Реактивные силы, возникающие в момент разрушения образца, практически полностью гасятся самой испытательной системой. Испытательные системы, включая машины большой мощности требуют толь-

ко ровного пола лаборатории и устанавливаются на специальные абсорбирующие подкладки, которые поставляются вместе с испытательной техникой.

2. Работа под спецификации заказчика. Фирма Walter+Bai AG выгодно отличается индивидуальным подходом к заказчику и может выпускать испытательное оборудование не только в стандартной комплектации, но и под специфические требования серийных и исследовательских лабораторий. Причем изменение конструкции не влечет за собой серьезного увеличения стоимости испытательных систем. Для разработки новых конструкций испытательных систем на фирме Walter+Bai AG работает бюро разработок.

3. Высококласный сервис. Для соответствующего сопровождения высококачественных испытательных систем на фирме Walter+Bai AG функционирует сервисный центр, который быстро реагирует на вопросы пользователей испытательного оборудования. Специалисты сервисного центра Walter+Bai AG находятся в тесном взаимодействии с сервисными специалистами ООО «Мелитэк».

4. Высокая точность испытательных систем. Все испытательные системы фирмы Walter+Bai AG имеют точность класса 0.5. Это значит, что погрешность на всем диапазоне нагрузок составляет не более 0,5% от измеренной величины. Высокая точность испытаний обеспечена высокой жесткостью рам нагружения.

5. Программное обеспечение. Программное обеспечение DION полностью на русском языке, включая сервисные функции и инструкции по эксплуатации. Программный пакет имеет двунаправленную открытую структуру и дружественный интерфейс. В этом пакете может работать и обычный

оператор испытательной лаборатории с минимумом знаний ПК и инженер-исследователь в научно-исследовательской лаборатории. С помощью пакета DION можно создавать и сохранять любые испытательные процедуры (стандартные и нестандартные), любые протоколы и отчеты об испытаниях с помощью встроенного редактора протоколов.

Для заказчиков из России и стран СНГ на базе ООО «Мелитэк» создан и успешно функционирует Отдел физико-механических испытаний, в состав которого входят высококвалифицированные специалисты по комплектованию и поставкам испытательного оборудования фирмы Walter+Bai AG, обученные специалисты по вводу испытательных систем в эксплуатацию непосредственно на предприятиях-заказчиках. Технические специалисты ООО «Мелитэк» проводят обучение начинающих пользователей испытательных систем сразу после ввода в эксплуатацию, осуществляют гарантийное и послегарантийное обслуживание систем Walter+Bai AG и их методическое сопровождение.

Вся испытательная техника Walter+Bai AG в 2001 г. успешно прошла сертификацию в ФГУП «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева», разрешена к использованию в Российской Федерации и имеет соответствующие сертификаты Федерального Агентства по Техническому Регулированию и Метрологии РФ.

Модельный ряд испытательного оборудования фирмы Walter+Bai AG

Серия LFM. Электромеханические испытательные машины для статических испытаний с максимальными нагрузками от 1 до 1000 кН (от 100 кг до 100 т).

Серия LFMZ. Электромеханические испытательные машины для малоцикловых испытаний с максимальными нагрузками от 10 до 400 кН (от 1000 кг до 40 т). Малоцикловые испытания – это испытания при изменяющейся нагрузке с частотой от 0,5 до 1 Гц.

Серия LF. Сервогидравлические испытательные машины для статических испытаний с максимальными нагрузками от 50 до 3000 кН (от 5 т до 300 т).

Серия LFV. Сервогидравлические испытательные машины для статических и динамических испытаний с максимальными нагрузками от 1 до 25 000 кН (от 100 кг до 2 500 т). Динамические испытания на машинах серии LFV проводятся с частотой от 0.001 до 100 Гц в зависимости от амплитуды колебаний поршня машины.

Маятниковые копры серии PH. Испытательные системы для определения ударной вязкости различных материалов по методу «Шарпи» (горизонтальная установка образца) и методу «Изд». Стандартные максимальные энергии удара от 5 до 750 Дж.

Температурное, климатическое и вакуумное оборудование. Все испытательные системы фирмы Walter+Bai AG могут оснащаться высокотемпературными печами с разными максимальными температурами нагрева диапазоне от до +200 °С до +1700 °С и климатическими камерами с диапазоном температур от -150 °С до +600 °С. Для отдельных приложений поставляются испытательные установки с вакуумными печами с глубиной вакуума до 10^{-6} мбар.

Наряду с поставкой новой испытательной техники, специалисты ООО «Мелитэк» проводят модернизацию существующего испытательного оборудования. Мы предлагаем различные пакеты модернизации существующих испытательных машин любых фирм-изготовителей. Модернизация Ваших испытательных систем обеспечивает управление процессом испытаний на качественно новом уровне, увеличивая их производительность и точность. Для нас не имеет значения фирма-изготовитель, мы просто заменим устаревшую систему управления на наш новейший цифровой контроллер и персональный компьютер с русскоязычным программным обеспечением для проведения любых типов испытаний. Мы предлагаем стандартные пакеты модернизации для гидравлических и электромеханических испытательных машин.

Область применения испытательных машин фирмы Walter+Bai AG

Серия LFM: машиностроение, металлургия, трубная промышленность

Серия LFV: авиастроение, биомеханика, научные исследования

Серия LF: испытания строительных материалов, металлургия

Серия LFMZ: авиационная металлургия, двигателестроение, автомобильная промышленность, атомная энергетика

Копры серии PH: все перечисленные области

Методы работы ООО «Мелитэк» в области поставок испытательной техники Walter+Bai AG

Принимая во внимание сложность такого оборудования как испытательная техника и для предотвращения ошибок, часто возникающих при выборе испытательного оборудования, ООО «Мелитэк» выработал следующую последовательность действий по поставке испытательных систем:

1. Получение от заказчика подробного опросного листа с описанием задач, стоящих перед испытательной лабораторией. Опросный лист передается заказчику при первом контакте.

2. На базе полученной информации из опросного листа составляется предварительное коммерческое предложение, которое обсуждается в тесном взаимодействии с заказчиком.

3. При одобрении коммерческого предложения со стороны руководства заказчика организуется посещение пользователей испытательного оборудования Walter+Bai AG на территории России или СНГ наиболее близкого к потенциальному заказчику, а также посещение завода изготовителя Walter+Bai AG и бюро разработок в Швейцарии.

4. В процессе посещения фирмы изготовителя, заказчик знакомится с модельным рядом испытательного оборудования, возможностями фирмы, а самое главное с широким диапазоном принадлежностей для испытаний, которые могут существенно расширить круг задач, решаемых на испытательных машинах и облегчить труд оператора. В рамках визита заказчик испытывает свои образцы прямо на заводе-изготовителе и совместно со специалистами ООО «Мелитэк» и Walter+Bai AG вырабатывает решение о необходимых принадлежностях, которыми должна быть оснащена его испытательная система.

5. После посещения завода-изготовителя в спецификацию вносятся необходимые корректировки и на её базе формируется договор.

6. После изготовления машина, заказчик приглашается вновь на инспекцию уже изготовленного

оборудования, где опять испытывает свои образцы, но уже на своей машине. При необходимости в конструкцию вносятся необходимые корректировки прямо на заводе-изготовителе. Причем увеличение стоимости оборудования при этом не происходит.

7. В рамках инспекции на заводе-изготовителе заказчик проходит вводный курс обучения на своей испытательной машине.

8. Машина упаковывается и отправляется конечному пользователю.

9. После доставки оборудования на предприятие заказчика, сервис инженеры ООО «Мелитэк» выезжают на это предприятие проводят монтаж оборудования и основной курс обучения специалистов заказчика.

10. Срок внедрения одной испытательной машины включая курс обучения составляет не более 5 рабочих дней.

Такая последовательность действий во-первых исключает ошибки в выборе испытательного оборудования, во-вторых обеспечивает ввод оборудования в эксплуатацию в возможно короткие сроки.

В заключении стоит сказать, что специалисты ООО «Мелитэк» имеют опыт работы с испытательным оборудованием различных поставщиков и сделали осознанный выбор в пользу Walter+Bai AG как наиболее перспективной и гибкой фирмы для рынка России и СНГ на данный момент.

Поступило в редакцию 1.06.2010

СУЧАСНІ СИСТЕМИ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ І ІНШИХ ОБ'ЄКТІВ

І.Е. Анчевський, В.В. Ільїн

Представлений модельний ряд випробувального устаткування фірми Walter+Bai AG (Швейцарія). Приведений огляд методів роботи компанії «Мелітек» при оснащенні підприємств і дослідницьких установ аерокосмічної області промисловості сучасним випробувальним устаткуванням. Представлена інформація про алгоритми роботи, інноваційних підходах компанії при здійсненні поставань і впровадження сучасного устаткування для контролю якості авіаційних матеріалів. Приведені доводи на користь системного підходу при оснащенні підприємств аерокосмічної галузі сучасним устаткуванням для контролю якості і прогнозування властивостей нових матеріалів.

Ключові слова: міцність, механічні властивості, втомні випробування, тривала міцність, повзучість, термомеханічна втома.

MODERN SYSTEMS FOR TESTS OF AVIATION MATERIALS AND OTHER OBJECTS

I.E. Anchevskiy, V.V. Il'in

The model row of tester equipment of firm Walter+Bai AG is presented (Switzerland). The review of methods of work of company «Melitek» is resulted at the equipment of enterprises and establishments of researches of aerospace area of industry by a modern tester equipment. Information is presented about the algorithms of work, innovative approaches of company during realization of deliveries and introduction of modern equipment for control of quality of aviation materials. Reasons are resulted in behalf on approach of the systems at the equipment of enterprises of aerospace industry by a modern equipment for control of quality and prognostication of properties of new materials.

Key words: durability, mechanical properties, tests of fatigues, protracted durability, creep, thermomechanical fatigue.

Анчевский Иван Эразмович – Генеральный директор ООО «Мелитэк», Москва, Россия, e-mail: info@melytec.ru.

Ильин Владимир Владимирович – начальник отдела физико-механических испытаний ООО «Мелитэк», Москва, Россия, e-mail: info@melytec.ru.



117342, Москва, ул. Обручева, д. 34/63, стр. 2

Тел./факс: +7 (495) 781-07-85

E-mail: info@melytec.ru, Web: www.melytec.ru

ПРОФИЛЬ КОМПАНИИ

ООО «Мелитэк» более 10 лет занимается поставкой и пуско-наладкой оборудования для контроля качества материалов, является эксклюзивным дистрибьютором ведущих зарубежных компаний: STRUERS A/S (Дания), BRUKER (Германия), WALTER + B Ali (Швейцария), OLYMPUS (Япония), EMCO-TEST (Австрия), NANOVEA (США). На базе ООО «Мелитэк» создан демонстрационный центр по внедрению и обслуживанию поставляемого оборудования, обучению пользователей.



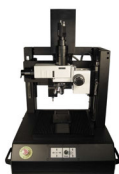
ПРОБОПОДГОТОВКА ДЛЯ МИКРОСКОПИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

- Отрезные станки. Холодное отрезание без прижогов и деформаций.
- Прессы. Для горячей запрессовки образцов в смолу.
- Шлифовально-полировальные станки. Ручные и автоматические.
- Подготовка и исследование в «полевых» условиях.
- Оборудование для подготовки минералогических образцов.
- Оборудование для подготовки элементов электронных плат.



ОПТИЧЕСКИЕ И ЭЛЕКТРОННЫЕ МИКРОСКОПЫ

- Полный спектр оптических микроскопов для исследования микроструктуры металлов и других материалов.
- Инновационные измерительные и лазерные сканирующие системы.
- Цифровые системы регистрации изображений.
- Универсальные системы анализа изображения для автоматической обработки данных на персональном компьютере.



ИЗМЕРЕНИЯ В НАНОМЕТРОВОМ ДИАПАЗОНЕ

- Нанотвердомеры. Оценка твердости слоев, модуля упругости, ползучести и упругого восстановления.
- Скрэтч-тестеры. Метод царапания.
- Трибометры. Оценка параметров износа.
- Профилометры. Трехмерные измерения.



ТВЕРДОМЕРЫ

- Роквелл, Виккерс, Бринелль, Кнууп.
- Нагрузки от 10 грамм до 3 тонн.
- Полуавтоматические и полностью автоматические системы.
- Универсальные твердомеры сочетающие в себе возможность прямых измерений по нескольким методам.
- Специальные решения на заказ. Интеграция в промышленную линию.



ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

- Машины для статических и динамических испытаний различных материалов.
- Маятниковые копры для испытаний на ударную вязкость по методам «Шарпи», «Изод», инструментированные испытания.
- Копры с падающим грузом.
- Стандартные модели и специальные решения под задачи.
- Модернизация существующей отечественной и зарубежной испытательной техники.



АНАЛИЗАТОРЫ ХИМИЧЕСКОГО И ФАЗОВОГО СОСТАВА МАТЕРИАЛОВ

- Переносные и стационарные оптико-эмиссионные и рентгеновские анализаторы материалов.
- Анализаторы предельно низких содержаний C, S, O, H, N в твердых материалах.
- Высокая скорость и точность химического анализа и определения марки любых материалов.
- Качественный и количественный анализ кристаллических фаз, текстурный анализ и определение напряжений в материалах.