МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ,
МОЛОДЁЖИ И СПОРТА УКРАИНЫ

**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
“Харьковский авиационный институт”**

ISSN 1727-7337

АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ

8 (95)

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Материалы, содержащиеся в журнале, опубликованы по решению XVII международного конгресса двигателестроителей

Издание основано в 1993 г.

Выходит 6 раз в год

Харьков "ХАИ" 2012

Учредитель журнала **Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “Харьковский авиационный институт”**

Утвержден в печать ученым советом Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", протокол № 10 от 22 июня 2012 г.

Главный редактор

Владимир Станиславович Кривцов, доктор технических наук, профессор, лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины.

Редакционная коллегия

А.В. Гайдачук, д-р техн. наук, проф. (заместитель главного редактора);
А.Г. Гребеников, д-р техн. наук, проф.;
К.В. Безручко, д-р техн. наук, проф.;
С.А. Бычков, д-р техн. наук, проф., лауреат премии Совета Министров СССР, лауреат Государственной премии Украины;
В.А. Богуслаев, д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, Герой Украины;
В.Е. Гайдачук, д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины;
С.В. Епифанов, д-р техн. наук, проф.; заслуженный деятель науки и техники Украины,
Е.А. Джур, д-р техн. наук, проф.;
А.И. Долматов, д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины;
Я.С. Карпов, д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины;
Д.С. Кива, д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины, член-корр. НАН Украины, Герой Украины;
Г.А. Кривов, д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины;
В.Н. Кобрин, д-р техн. наук, проф.;
Г.И. Костюк, д-р техн. наук, проф.;
Л.А. Малашенко, д-р техн. наук, проф., заслуженный работник высшей школы Украины;
А.К. Мялица, д-р техн. наук, лауреат Государственной премии СССР, Герой Украины;
Д.Ф. Симбирский, д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии СССР;
В.С. Харченко, д-р техн. наук, проф., заслуженный изобретатель Украины.

Ответственный секретарь

А.Б. Лещенко, кандидат технических наук, доцент.

Свидетельство о государственной регистрации КВ № 7182 от 09.04.2003 г.

За достоверность информации несут ответственность авторы. Статьи печатаются на языке оригинала: украинском, русском и английском. Рукописи не возвращаются. При перепечатке материалов ссылка на журнал «**АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ**» обязательна

Научно-технический журнал включен в перечень научных изданий, в которых могут публиковаться основные результаты диссертационных работ (см. постановление президиума ВАК Украины №1-05/4 от 14.10.2009г.)

Реферативная информация сохраняется:

– в общегосударственной реферативной базе данных «Україніка наукова» и публикуется в соответствующих тематических сериях УРЖ **«Джерело»** (свободный он-лайновый доступ к ресурсам на Web-сервере http://www.nbuv.gov.ua),

– в реферативной базе данных Всероссийского института научной и технической информации (**ВИНИТИ**) Российской академии наук и публикуется в соответствующих тематических сериях РЖ (свободный он-лайновый доступ к ресурсам на Web-сервере http://www.viniti.ru).

© Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", 2012

СОДЕРЖАНИЕ

Технология производства летательных аппаратов

Нижник С.Н.
К ВОПРОСУ ОПТИМАЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖУЩИХ
СВОЙСТВ ЗЕРЕН ПРИ ПЛОСКОМ ШЛИФОВАНИИ..... 7

Сорокин В.Ф., Комбаров В.В.
СРАВНЕНИЕ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ
ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ТРАЕКТОРИЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ЧПУ
ОБРАБОТКИ СПЛАЙНАМИ ТРЕТЬЕЙ И ПЯТОЙ СТЕПЕНЕЙ..... 11

Планковский С.И., Шипуль О.В., Козлов В.Г., Борисова О.С.
ЗАДАЧИ ФИНИШНОЙ ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ ЖИДКОСТНОГО ТРАКТА
ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ 18

Горбачёв А.А.
ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ПЛАНЕТАРНОГО ГЛУБИННОГО
ШЛИФОВАНИЯ ПЛОСКИХ И ПЛОСКО ФАСОННЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ
ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
ИЗ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ..... 25

Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов

Кравченко И.Ф., Яковенко А.В.
МЕТОД РЕШЕНИЯ ИНЖЕНЕРНО-КОНСТРУКТОРСКОЙ ЗАДАЧИ ДОВОДКИ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ..... 31

Сергиенко Р.В., Билека Б.Д., Кабков В.Я.
ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОЧЕГО ЦИКЛА
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТЕПЛОУТИЛИЗИРУЮЩИХ УСТАНОВОК
С НИЗКОКИПЯЩИМИ РАБОЧИМИ ТЕЛАМИ 38

Тарасенко М.А., Тарасенко А.И.
ЧАСТИЧНЫЕ РЕЖИМЫ ГТД РАЗНЫХ СХЕМ
С ПРОМЕЖУТОЧНЫМ ТЕПЛООБМЕННИКОМ И ТУК..... 43

Сорогин Ф.Г., Басов Ю.Ф., Шахов Ю.В., Петухов И.И., Минячихин А.В.
АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГТП Д-336-2 С ОТБОРОМ ВОЗДУХА
ДЛЯ РАСПЫЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ..... 47

Бугаенко О.М.
РАСЧЕТ ДАЛЬНОБОЙНОСТИ МНОГОФАЗНОГО ПОТОКА И РАЗМЕРА
ПЯТНА ПОКРЫТИЯ НЕФТЕЗАГРЯЗНЕННЫХ УЧАСТКОВ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРАЕКТОРНОГО ПОДХОДА 52

Ершов С.В., Козырец Д.А.
УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДА РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЙ
ВЯЗКОГО ГАЗА В КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТКАХ 56

Герасименко В.П., Шелковский М.Ю.
РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТОК
В СИСТЕМЕ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО КОМПРЕССОРА 61

Русанов А.В., Моисеев С.В., Сухоребрый П.Н., Косьянова А.И., Русанов Р.А.
МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ
ПРОТОЧНЫХ ЧАСТЕЙ ТУРБОДЕТАНДЕРНЫХ АГРЕГАТОВ 67

Долматов Д.А., Кукурудза А.В., Хадживанд М.
ХИМИЧЕСКАЯ КИНЕТИКА РЕАКЦИЙ ВОЗБУЖДЕННЫХ ЧАСТИЦ
ПРИ СЛАБОЙ ИОНИЗАЦИИ СРЕДЫ 73

Костюк В.Е., Кирилаш Е.И., Стасюк А.В., Шеин В.В., Карзов Д.В.
РАСЧЁТ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВЫХОДЕ ПОЛНОРАЗМЕРНОЙ КАМЕРЫ
СГОРАНИЯ ГТД И ЕЁ ОДНОГОРЕЛОЧНОГО СЕКТОРА..... 79

Рублевский Ю.В.
ЩЕТОЧНЫЕ УПЛОТНЕНИЯ – ЭФФЕКТИВНОЕ СРЕДСТВО УЛУЧШЕНИЯ
ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД И СТАЦИОНАРНЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК 86

Виноградов А.С., Чалкин А.С., Шакиров Д.Ф.
РАСЧЕТ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТОРЦОВОГО
ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО УПЛОТНЕНИЯ В ОПОРЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ..... 90

Назин В.И.
РАДИАЛЬНЫЙ ГИДРОСТАТИЧЕСКИЙ ПОДШИПНИК
ПОВЫШЕННОЙ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ..... 94

Салов Н.Н., Харченко А.А., Бубенцов В.М., Ткач Е.С.
РАСЧЕТ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ДИСКОВ
РОТОРОВ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ..... 101

Алёхина С.В., Голощапов В.Н., Котульская О.В.
ТЕПЛООТДАЧА НА ПОВЕРХНОСТЯХ ВХОДНЫХ И ВЫХОДНЫХ
КОРПУСНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПАРОВЫХ ТУРБИН..... 104

Исаев К.Б., Круковский П.Г.
ВЛИЯНИЕ НЕКОТОРЫХ ФАКТОРОВ НА ОПРЕДЕЛЕНИЕ
ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ПОКРЫТИЙ..... 109

Грубой А.П., Гакал П.Г., Третьяк А.В.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЛОБОВЫХ ЧАСТЕЙ
СТЕРЖНЕЙ ОБМОТКИ ТУРБОГЕНЕРАТОРОВ
БОЛЬШОЙ И СРЕДНЕЙ МОЩНОСТИ..... 114

Григорьев О.Н., Фролов Г.А., Евдокименко Ю.И., Кисель В.М.,
Панасюк А.Д., Мелах Л.М., Котенко В.А., Коротеев А.В.
УЛЬТРАВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНАЯ КЕРАМИКА
ДЛЯ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 119

Голуб В.П., Пелых В.Н., Погребняк А.Д.
К ЗАДАЧЕ РАСЧЕТА УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ПРИЗМАТИЧЕСКИХ
СТЕРЖНЕЙ ПРИ АСИММЕТРИЧНОМ ИЗГИБЕ И КРУЧЕНИИ 129

Фернати П.В., Павлюк Я.В., Рагулина В.С.
ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЯДЕР
ПОЛЗУЧЕСТИ И РЕЛАКСАЦИИ 135

Снежной Г.В.
РОЛЬ МАГНИТНОГО СОСТОЯНИЯ АУСТЕНИТА В ФОРМИРОВАНИИ
КОРРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ АУСТЕНИТНЫХ
ХРОМОНИКЕЛЕВЫХ СТАЛЕЙ 141

Нежведилов А.Ю.
ОЦІНКА ВПЛИВУ ТЕМПЕРАТУРИ ДО 640° С НА ЦИКЛІЧНУ МІЦНІСТЬ 145

Библик И.В., Вакуленко К.В., Казак И.Б.
ОЦЕНКА СТЕПЕНИ ПОВРЕЖДЕННОСТИ СТАЛИ 40Х
В УСЛОВИЯХ МНОГОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ 149

Дорошенко Е.Ю., Игнатович С.Р., Юцкевич С.С.
МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ОСТАТОЧНЫХ
МИКРОДЕФОРМАЦИЙ НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАКИРОВАННОГО
СЛОЯ АЛЮМИНИЕВЫХ ОБРАЗЦОВ 154

Шульженко Н.Г., Гармаш Н.Г., Гонтаровский В.П.
ОЦЕНКА ЩАДЯЩИХ РЕЖИМОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТУРБИНЫ
ПО ТЕРМОНАПРЯЖЕННОМУ СОСТОЯНИЮ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РОТОРА 160

Повгородний В.О.
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
ТЕРМОУПРУГОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ТУРБИН
ИСХОДЯ ИЗ РЕШЕНИЯ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ТЕРМОУПРУГОСТИ 165

Гусев Ю.А., Камбиз Кахраи, Симбирский Д.Ф., Трипольский С.С.
ПЛЕНОЧНЫЙ ТЕНЗОРЕЗИСТОР ДЛЯ ВИБРОИСПЫТАНИЙ
ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД 169

Придорожный Р.П., Шереметьев А.В., Зиньковский А.П.
РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПЕРФОРАЦИОННЫХ
ОТВЕРСТИЙ ОХЛАЖДАЕМОЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО
ДАВЛЕНИЯ НА ЕЕ НАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ДОЛГОВЕЧНОСТЬ 173

Медведовская Т.Ф., Ржевская И.Е., Медведовский А.В., Ганчин Е.В.
ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ И РЕСУРСА РАБОЧЕГО КОЛЕСА И НЕСУЩЕЙ
КОНСТРУКЦИИ НАСОСНОЙ ТУРБИНЫ КИЕВСКОЙ ГАЭС 178

Лапотко В.М., Кухтин Ю.П., Слынько Г.И.
МЕТОД ЧИСЛЕННОЙ ОЦЕНКИ УРОВНЯ ТОНАЛЬНОГО ШУМА В ИСТОЧНИКЕ
ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ВЕНЦОВ ТУРБОМАШИН 184

Кудин М.М., Бережной В.Ю.
ЛАЗЕРНОЕ ИЗМЕРЕНИЕ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА И ВИБРАЦИЙ
ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА 190

Воробьев Ю.С., Чугай М.А., Дьяконенко К.Ю., Кулишов С.Б., Скрицкий А.Н.
АНАЛИЗ ЛОКАЛИЗАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ КОЛЕБАНИЯХ
МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЛОПАТОК 194

Мельник В.М., Карачун В.В.
ДИФРАКЦІЯ ЗВУКОВОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ НА ІМПЕДАНСНІЙ ПОВЕРХНІ ОБОЛОНКИ. ЗМІШАНА КРАЙОВА ЗАДАЧА 199

Ткач М.Р., Золотой Ю.Г., Довгань Д.В., Жук И.Ю.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФОРМ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД В РЕАЛЬНОМ ВРЕМЕНИ МЕТОДОМ ЭЛЕКТРОННОЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ 203

Бондарчук П.В., Тисарев А.Ю.
МЕТОДИКА РАСЧЁТА РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ ПО ОБОБЩЁННОМУ ПОЛЁТНОМУ ЦИКЛУ ДВИГАТЕЛЯ 208

Цаглов А.И., Лоян А.В., Кошелев Н.Н., Рыбалов О.П.
РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ БЕЗЭЛЕКТРОДНОГО ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ МОЩНОСТИ С ВЧ ИОНИЗАЦИЕЙ РТ 212

Информационные технологии

Бахтияров Д.В., Степаненко С.М., Харченко В.Г.
УПРАВЛЕНИЕ ИЗМЕНЕНИЯМИ КЛЮЧЕВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ, ДЕТАЛЕЙ И ПРОЦЕССОВ 219

Волков Д.И., Ранченко Г.С.
НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ВЕРТОЛЁТА 223

Панін В.В., Єнчев С.В., Таку С.О.
ІДЕНТИФІКАЦІЯ АВІАЦІЙНОГО ГТД І ЙОГО ЕЛЕМЕНТІВ НА ОСНОВІ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ 227

Епифанов С.В., Щербань Б.А., Черкасов Ю.В.
ВЫБОР ЭФФЕКТИВНЫХ КРИТЕРИЕВ ТРЕНДА ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В АЛГОРИТМАХ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ 232

Мирогород В.Ф., Гвоздева И.М.
МНОГОМЕРНЫЙ ТРЕНДОВЫЙ АНАЛИЗ ВРЕМЕННЫХ РЯДОВ В ЗАДАЧАХ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ 241

Кузнецова Ю.А., Туркин И.Б.
ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ТРАССЫ УПРАВЛЯЮЩЕГО АЛГОРИТМА В СИСТЕМАХ АВТОМАТИЗАЦИИ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 246

Невешкин Ю.А., Онопченко А.В., Третьяк В.В.
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ИМПУЛЬСНОЙ ОБЪЕМНОЙ ШТАМПОВКИ 253

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ 257

УДК 621.923

С.Н. НИЖНИК

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

К ВОПРОСУ ОПТИМАЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖУЩИХ СВОЙСТВ ЗЕРЕН ПРИ ПЛОСКОМ ШЛИФОВАНИИ

Сформулирована проблема необходимости исследования влияния кинематических и геометрических параметров процесса обработки на величину и характер износа абразивного инструмента при плоском шлифовании. Проведено исследование изменения угла ориентации режущего зерна относительно вектора скорости резания. Получены выражения, которые позволяют определить соотношение между кинематическими и геометрическими параметрами процесса обработки, обеспечивающее оптимальное использования режущих свойств зерен при плоском шлифовании. Проведенные исследования дают возможность прогнозировать эффективность использования абразивного инструмента при плоском шлифовании.

Ключевые слова: *износ зерен, скорость резания, угол ориентации, вершина зерна, абразивное зерно, прогнозирование, поверхность детали.*

Введение

Развитие современного авиадвигателестроения происходит в условиях широчайшего внедрения деталей из коррозионно-стойких, высоко- и жаропрочных материалов и сплавов.

Данные материалы наряду с высокими прочностными характеристиками, определяющими долговечность изделий, которые работают в условиях высоких температур при знакопеременных циклических нагрузках, отличаются низкой обрабатываемостью [1, 2]. Эти материалы практически не поддаются обработке резанием (среднее значение коэффициента обрабатываемости по отношению к стали 45 составляет 0,2-0,3). Одним из возможных методов обработки рассматриваемых материалов является шлифование. Таким образом, исследования, посвященные повышению эффективности процесса шлифования деталей авиационных двигателей, являются актуальными и заслуживают внимания.

1.Формулирование проблемы

Шлифование таких труднообрабатываемых материалов как нержавеющие, жаростойкие и жаропрочные стали и сплавы, а также титановых сплавов, широко применяемых в авиадвигателестроении, сопровождается интенсивным адгезионным и химическим износом абразивных зерен [1].

Характерной особенностью шлифования является то, что абсолютная скорость движения абразивного зерна в процессе обработки изменяется как по величине, так и по направлению [1 – 3], что способствует вовлечению в процесс резания не затупленных вершин зерен, а, следовательно, позволяет более эффективно использовать абразивный инструмент.

Таким образом, возникает необходимость в исследовании влияния кинематических и геометрических параметров процесса обработки на величину и характер износа абразивного инструмента. Целью проводимого исследования является получение математической модели, позволяющей на этапе проектирования технологической операции осуществлять прогнозирование эффективности использования абразивного инструмента. Это возможно при условии определения величины скорости резания и её изменения в пределах угла контакта абразивного зерна с обрабатываемой поверхностью детали.

2. Решение проблемы

Величина и характер износа абразивных зерен и зерен из сверхтвердых материалов оказывают существенное влияние на процесс шлифования труднообрабатываемых материалов.

Контактные процессы, возникающие при шлифовании материалов, достаточно сложны и разнообразны. На интенсивность и характер протекания контактных процессов существенное влияние оказывают такие кинематические и геометрические параметры формообразования как: форма, положение зерна и его ориентация в процессе шлифования.

При определении угла ориентации режущего зерна необходимо найти угол между вектором абсолютной скорости резания и вектором скорости движения зерна относительно оси вращения круга (в подвижной системе координат связанной с кругом).

© С.Н. Нижник

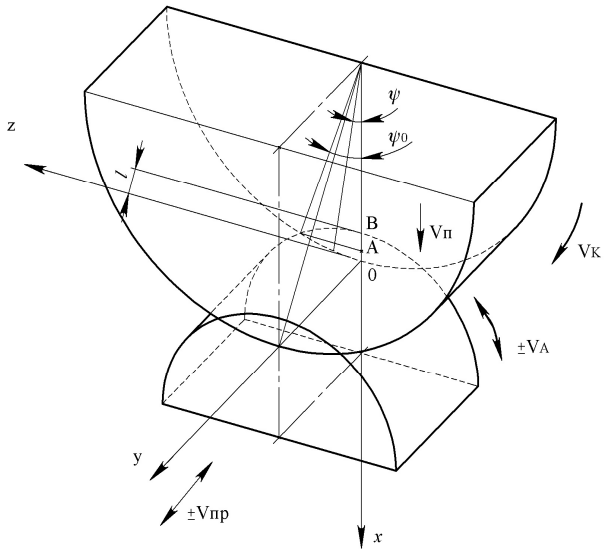


Рис. 1. Схема для расчета основных кинематических параметров процесса шлифования

В работе [4] получена формула:

$$\varphi = \arccos\left[\frac{V_K - V_П \sin\psi \pm V_Д \cos\psi}{\sqrt{V_K^2 - 2V_П V_K \sin\psi \pm \sqrt{\pm 2V_Д V_K \cos\psi + V_П^2 + V_{ПР}^2 + V_Д^2}}}\right], \quad (1)$$

$$0 \le \varphi \le \pi.$$

Знак «+» принимается при встречном перемещении детали и инструмента, а знак «−» − при попутном.

Изменение угла ориентации зерна относительно вектора скорости резания способствует увеличению общей площади дискретных площадок контакта (касания) зерна с обрабатываемой поверхностью и сходящей стружкой при одновременном уменьшении времени контакта каждой из площадок.

Известно, что для плоского шлифования Vп = Vпр= 0, а d = ∞. Тогда выражение (1) примет вид:

$$\varphi = \arccos\left(\frac{V_к \pm V_д \cos\psi}{\sqrt{V_к^2 \pm 2V_к V_д \cos\psi + V_д^2}}\right). \quad (2)$$

Таким образом, изменение угла ориентации φ, можно рассматривать как функцию нескольких переменных $\varphi = f(V_к, V_д, \psi)$. Вызывает интерес нахождение таких значений параметров режима обработки, при которых значение функции $\varphi = f(V_к, V_д, \psi)$ будет максимальным.

Рассмотрим выражение (2) как функцию одной переменной ψ и найдем ее экстремумы.

Продифференцируем выражение (2) по ψ:

$$\frac{d\varphi}{d\psi} = \left[\frac{\frac{V_д \sin\psi}{\sqrt{V_к^2 \pm 2\cos\psi \cdot V_к \cdot V_д + V_д^2}} - \frac{V_к \cdot V_д \sin\psi \cdot (V_к \pm V_д \cos\psi)}{\sqrt{V_к^2 \pm 2\cos\psi \cdot V_к \cdot V_д + V_д^2}}}{\sqrt{1 - \frac{(V_к \pm V_д \cos\psi)^2}{V_к^2 \pm 2V_к \cdot V_д \cos\psi + V_д^2}}}\right]. \quad (3)$$

Найдем критические точки, решив уравнения $f'(\psi) = 0$;

Приравняв выражение (3) к нулю и решив его относительно ψ, получим следующие критические точки:

– для (встречного) шлифования

$$\psi = 2\pi k\,;\ \psi = \pi(2k+1) \pm \arccos\left(\frac{V_к}{V_д}\right);$$

– для (попутного) шлифования:

$$\psi = 2\pi k\,;\ \psi = 2\pi k \pm \arccos\left(\frac{V_к}{V_д}\right),$$

где $k = 0, \pm1, \pm2, \pm3 \ldots$.

Найдем знак второй производной функции $\varphi = f(\psi)$ в критических точках.

Рассмотрим встречное шлифование:

$$f''\pi\left(\pm\arccos\left(\frac{V_д}{V_к}\right)\right) = \frac{\left[\frac{V_д^2}{V_к \cdot \sqrt{V_к^2 - V_д^2}} - \frac{V_д^2\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)}{\sqrt{(V_к^2 - V_д^2)^3}}\right]}{\sqrt{1 - \frac{\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)^2}{V_к^2 - V_д^2}}} + \frac{\left[\frac{2V_к V_д^2\left(\frac{V_д^2}{V_к^2} - 1\right)}{\sqrt{(V_к^2 - V_д^2)^3}} - \frac{3V_к^2 V_д^2\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)\cdot\left(\frac{V_д^2}{V_к^2} - 1\right)}{\sqrt{(V_к^2 - V_д^2)^5}}\right]}{\sqrt{1 - \frac{\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)^2}{V_к^2 - V_д^2}}} - B, \quad (4)$$

где

$$B = \xi \times \frac{\left[\frac{2V_д\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)\sqrt{1-\frac{V_д^2}{V_к^2}}}{V_к^2 - V_д^2} - \frac{2V_к V_д\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)^2\sqrt{1-\frac{V_д^2}{V_к^2}}}{(V_к^2 - V_д^2)^2}\right]}{2\cdot\left[1-\frac{\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)^2}{V_к^2 - V_д^2}\right]^{\frac{3}{2}}};$$

$$\xi = \left[\frac{V_д\sqrt{1-\frac{V_д^2}{V_к^2}}}{\sqrt{V_к^2 - V_д^2}} - \frac{V_к \cdot V_д\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)\cdot\sqrt{1-\frac{V_д^2}{V_к^2}}}{\sqrt{(V_к^2 - V_д^2)^3}}\right].$$

Рассмотрим подробнее полученное выражение. Упростим числитель первой дроби:

$$A = -\frac{\frac{V_д^2}{V_к\sqrt{Vк^2 - V_д^2}}}{\sqrt{1-\frac{\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)^2}{V_к^2 - V_д^2}}}.$$

Рассмотрим вторую дробь:

$$\xi = \frac{(V_к^2 - V_д^2)V_д\sqrt{1-\frac{V_д^2}{V_к^2}} - V_д(V_к^2 - V_д^2)\sqrt{1-\frac{V_д^2}{V_к^2}}}{\sqrt{(V_к^2 - V_д^2)^3}} = \quad (5)$$

$$= \frac{V_д\sqrt{1-\frac{V_д^2}{V_к^2}}\cdot(V_к^2 - V_д^2 - V_к^2 + V_д^2)}{\sqrt{(V_к^2 - V_д^2)^3}} = 0$$

Таким образом, получаем, что

$$f''\left(\pi \pm \arccos\left(\frac{V_д}{V_к}\right)\right) = -\frac{\frac{V_д}{V_к\sqrt{V_к^2 - V_д^2}}}{\sqrt{1-\frac{\left(V_к - \frac{V_д^2}{V_к}\right)^2}{V_к^2 - V_д^2}}}.$$

То есть вторая производная функция отрицательна, следовательно функция $f(\psi)$ имеет в точке $\psi = \pi(2k+1) \pm \arccos\left(\frac{V_к}{V_д}\right)$ максимум.

Аналогичный результат получен для критической точки в случае попутного шлифования, то есть $f''\left(\pi \pm \arccos\left(\frac{V_д}{V_к}\right)\right) = f''\left(\pm \arccos\left(\frac{V_д}{V_к}\right)\right)$.

Поскольку при малых углах ψ, когда $\sin\psi \approx \psi$ имеем, что $\frac{\psi}{2} \approx \sqrt{\frac{dt}{D\cdot(d+D)}}$, то

$$\cos\psi = \frac{2}{D}\cdot\left(\frac{D}{2} - \frac{td}{D+d}\right). \quad (6)$$

Упростим выражение (6):

$$\cos\psi = 1 - \frac{2td}{D\cdot(d+D)}. \quad (7)$$

Рассмотрим выражение (7). Известно, что для плоского шлифования $d=\infty$, тогда получим:

$$\lim_{d\to\infty}\cos\psi = \lim_{d\to\infty}\left(1-\frac{2td}{D\cdot(d+D)}\right) = \lim_{d\to\infty}\left(1-\frac{2td}{dD(1+\frac{D}{d})}\right) =$$

$$= \lim_{d\to\infty}\left(1-\frac{2t}{D(1+\frac{D}{d})}\right) = \lim_{d\to\infty}\left(1-\frac{2t}{D}\cdot\frac{1}{(1+\frac{D}{d})}\right) = 1-\frac{2t}{D}.$$

То есть $\cos\psi = 1 - \frac{2t}{D}$ (8)

Найдем значение $\cos\psi$ в критических точках и, приравняв полученный результат к правой части равенства (8), получим:

– для встречного

$$-\frac{V_д}{V_к} = \frac{D-2t}{D}; \quad (9);$$

– для попутного

$$\frac{V_д}{V_к} = \frac{D-2t}{D}. \quad (10)$$

Анализ полученных зависимостей позволяет сделать вывод, что оптимальное использование режущих свойств зерен обеспечивается при попутном шлифовании, когда кинематические и геометрические параметры связаны соотношением (10). Действительно выражение (9) имеет физический смысл лишь, тогда когда $\frac{V_д}{V_к} < 0$, что возможно при попутной схеме обработки.

Заключение

Проведено исследование изменения угла ориентации режущего зерна относительно вектора скорости резания. Получены выражения, которые позволяют определить соотношение между кинемати-

ческими и геометрическими параметрами процесса обработки, обеспечивающее оптимальное использования режущих свойств зерен при плоском шлифовании. Представленные исследования дают возможность прогнозировать эффективность использования абразивного инструмента при плоском шлифовании.

Литература

1. Крымов, В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей [Текст] / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.

2. Евсеев, Д.Г. Физические основы процесса шлифования [Текст] / Д.Г. Евсеев, А.Н. Сальников. – Саратов: Изд-во Сарат. ун-та, 1978. – 128 с.

3. Изготовление деталей газотурбинных двигателей из титановых сплавов [Текст] / В.А. Богуслаев, А.И. Долматов, П.Д. Жеманюк, А.Ф. Горбачев, В.С. Кривцов. – Запорожье: Дека, 1997. – 276 с.

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

5. Бронштейн, И.Н. Справочник по математике для инженеров и учащихся ВТУЗов. [Текст] / И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев. – М.: Госуд. изд-во физико-математической литературы, 1962. – 608 с.

Поступила в редакцию 10.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина.

ДО ПИТАННЯ ОПТИМАЛЬНОГО ВИКОРИСТАННЯ РІЗАЛЬНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ЗЕРЕН ПРИ ПЛОСКОМУ ШЛІФУВАННІ

С.М. Нижник

Сформульовано проблему необхідності дослідження впливу кінематичних і геометричних параметрів процесу обробки на величину і характер зносу абразивного інструменту при плоскому шліфуванні. Проведено дослідження зміни кута орієнтації ріжучого зерна щодо вектора швидкості різання. Отримано вирази, які дозволяють визначити співвідношення між кінематичними та геометричними параметрами процесу обробки, забезпечуючи оптимальне використання ріжучих властивостей зерен при плоскому шліфуванні. Проведені дослідження дають можливість прогнозувати ефективність використання абразивного інструменту при плоскому шліфуванні.

Ключові слова:знос зерен, швидкість різання, кут орієнтації, вершина зерна, абразивне зерно, прогнозування, поверхня деталі

ON OPTIMAL USE OF CUTTING PROPERTIES GRAINS IN A PLANE GRINDING

S.N. Nizhnik

We formulate the problem of the need to investigate the influence of kinematic and geometric parameters of the treatment on the magnitude and nature of wear of the abrasive tool with a flat grinding. The study of changes in the orientation angle of the cutting grain with respect to the velocity of cutting. Expressions are obtained which allow us to determine the relationship between the kinematic and geometric parameters of the treatment process, ensuring an optimum use of the cutting properties of the grains with a flat grinding. The studies make it possible to predict the efficiency of the abrasive tool with a flat grinding.

Key words: wear of grain, cutting speed, angle orientation, top of grain, abrasive grain, prediction, surface of workpiece.

Нижник Сергей Николаевич – старший преподаватель кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.9.06-529:621.7.044

В.Ф. СОРОКИН, В.В. КОМБАРОВ

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

СРАВНЕНИЕ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ТРАЕКТОРИЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ЧПУ ОБРАБОТКИ СПЛАЙНАМИ ТРЕТЬЕЙ И ПЯТОЙ СТЕПЕНЕЙ

Рассмотрена проблема обеспечения плавности изменения кинематических параметров движения инструмента при высокоскоростной ЧПУ обработке сложнофасонных поверхностей. Отмечено, что при криволинейной обработке скорости движения рабочих органов станка с ЧПУ по каждой оси всегда переменны. Это приводит к появлению осевых ускорений и рывков. Обоснована необходимость представления траектории перемещения инструмента в сплайновых интерполяторах систем ЧПУ сплайн-функциями степени не ниже пятой. Приведены результаты сравнительного эксперимента, показывающего, что при моделировании траектории движения кубическими сплайнами, функции изменения по времени ускорений становятся не гладкими, а функции рывков терпят разрывы.

Ключевые слова: *высокоскоростная обработка, система ЧПУ, сплайн, интерполяция, скорость, ускорение, рывок.*

Введение

В современных системах ЧПУ существует устойчивая тенденция применения для обработки сложнофасонных поверхностей вместо линейно-круговых сплайновых интерполяторов. К достоинствам которых можно отнести повышение гладкости траектории движения инструмента, увеличение кинематической и динамической стабильности процесса высокоскоростной обработки, повышение точности и качества обрабатываемой поверхности, компактность управляющей программы и др. [1].

Современные микропроцессорные системы ЧПУ содержат блок сплайновой интерполяции и позволяют задавать траекторию движения инструмента посредством сплайн-функций. В этих системах наибольшее употребление получили NURBS-кривые (Non Uniform Rational B-spline) [9, 10, 15] и B-сплайны (B-spline) [3, 4, 5, 7]. Упоминаются также A-сплайны (Akima spline) и C-сплайны (Cubic spline). Перечень некоторых систем ЧПУ, имеющих сплайновый интерполятор, приведен в работах [1, 2].

Разнообразие форм представления криволинейных траекторий в системах ЧПУ свидетельствует о существовании противоречий у разработчиков этих систем, отсутствии канонической формы представления кривых и поверхностей сплайн-функциями, а значит об актуальности продолжения исследований в этом направлении.

Как известно, сплайном степени n дефекта 1 называют кусочно-полиномиальную функцию, состоящую из множества участков полиномов степени n, сопряженных на границах участков до n – 1 производной включительно.

В существующих интерполяторах систем ЧПУ в основном используются сплайн-функции второй и третьей степени [5, 13]. В работах [11, 12, 14, 16] рассматривается возможность использования в интерполяторах сплайнов пятой степени, но не обосновывается причина такого решения.

Поэтому **целью данной статьи** является обоснование и экспериментальное подтверждение необходимости представления траектории перемещения инструмента при высокоскоростной обработке сложнофасонных поверхностей на станках с ЧПУ сплайн-функциями степени не ниже пятой.

1. Обоснование применения в системах ЧПУ сплайнов пятой степени

Рассмотрим участок криволинейной траектории движения инструмента, математическая модель которого представлена в виде векторно-параметрического уравнения кривой в p-мерном пространстве

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}(u), \quad u \in [u_0, u_T], \qquad (1)$$

где $p \geq 2$ – количество координат обработки; u_0 – значение параметра в момент времени $t = 0$; u_T – значение параметра в момент времени $t = T$; T – общее время обработки данного участка (сек); t – текущее время (сек).

Например, параметрическое уравнение траектории для трехкоординатной обработки с програм-

© В.Ф. Сорокин, В.В. Комбаров

мируемыми осями X, Y, Z – будет иметь вид:

$$X = x(u), \quad Y = y(u), \quad Z = z(u). \qquad (2)$$

Реализация технологического процесса высокоскоростной обработки требует высокой подачи инструмента по контуру обработки, которая задается технологом исходя из условий обеспечения рациональных режимов резания, а возможность получения требуемого качества изготавливаемой детали зависит от стабильности обеспечения заданного скоростного режима и точности позиционирования инструмента.

При перемещении по криволинейной траектории скорости движения рабочих органов станка, вычисляемые как проекции вектора контурной скорости на соответствующие оси, даже при постоянной контурной подаче, будут переменными. Изменения осевых скоростей приводят к появлению осевых ускорений и рывков.

На появление осевых ускорений и рывков влияют также нормальная (центростремительная) составляющая контурного ускорения, которая прямо пропорциональна кривизне траектории и квадрату скорости перемещения инструмента по этой траектории, а также нормальная составляющая контурного рывка.

В этих условиях естественно предположить, что качество процесса высокоскоростной обработки будет выше при плавном характере изменения во времени кинематических параметров движения.

Это предположение позволяет выдвинуть гипотезу о том, что функции осевой скорости $V^i(t)$, осевого ускорения $A^i(t)$, и осевого рывка $J^i(t)$ на рассматриваемом участке траектории должны быть гладкими при любом t.

Контурными значениями кинематических параметров движения **v, a, j** будем называть соответственно векторы скорости, ускорения и рывка в произвольной точке траектории, определяемой параметром u.

Математическая связь между контурными и осевыми значениями кинематических параметров движения определяется формулами

$$\begin{aligned} V^i(t) &= |\mathbf{v}| \cdot \hat{v}^i(t), \\ A^i(t) &= |\mathbf{a}| \cdot \hat{a}^i(t), \\ J^i(t) &= |\mathbf{j}| \cdot \hat{j}^i(t), \qquad i = \overline{1,\ p}, \end{aligned} \qquad (3)$$

где $\hat{v}^i(u)$, $\hat{a}^i(u)$, $\hat{j}^i(u)$ – координаты единичных векторов направления скорости, ускорения и рывка.

А связь между самими кинематическими параметрами движения, как известно, определяется фундаментальными дифференциальными соотношениями

$$\mathbf{v} = \frac{d\mathbf{r}}{dt}; \qquad (4)$$

$$\mathbf{a} = \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2}; \qquad (5)$$

$$\mathbf{j} = \frac{d\mathbf{a}}{dt} = \frac{d^2\mathbf{v}}{dt^2} = \frac{d^3\mathbf{r}}{dt^3}; \qquad (6)$$

Отсюда следует, что гладкое изменение рывка получим только при условии, что функция (1) будет как минимум четырежды непрерывно дифференцируема.

Поэтому математическую модель криволинейной траектории движения необходимо строить в классе сплайн-функций степени не ниже пятой.

2. Моделирование траектории движения сплайнами третьей и пятой степени

Важной задачей при разработке сплайнового интерполятора является выбор типа сплайна и способа его представления в управляющей программе [1].

Так как информация о траектории движения инструмента должна обрабатываться в режиме реального времени, то для решения этой задачи необходим метод, обеспечивающий получение сплайн-функций с высоким уровнем информативности и вычисляемости.

Здесь информативность – это наличие структуры данных, которая обеспечивает эффективное формирование, поиск, передачу и хранение данных в малом объеме памяти компьютера (при этом данные должны создаваться однократно), а вычисляемость – это наличие простых и экономичных алгоритмов вычисления основных геометрических и дифференциальных характеристик движения (точек позиционирования, скорости, ускорения, рывка и др.), необходимых для организации управления.

Такими свойствами обладает метод оптимального отображения в пространство B-сплайнов [7, 8].

В качестве примера рассмотрим моделирование этим методом траектории, заданной точками, приведенными в таблице 1. Для усложнения эксперимента точкаT_6 задана «не плавно» относительно соседних точек, что делает траекторию волнистой, а точка T_{11} совпадает с точкой T_2, что делает траекторию самопересекающейся. В последнем столбце таблицы 1 приведены значения параметра u, соответствующие в модели (2) координате каждой точки.

Таблица 1

Координаты траектории инструмента

№ п/п	X	Y	Z	U
T_1	–22.487	–32.138	–9.651	0.0
T_2	–19.136	–24.651	–5.515	1.0
T_3	–13.453	–16.461	–3.008	2.0
T_4	–6.926	–8.681	–1.755	3.0
T_5	0.164	–1.465	–1.629	4.0
T_6	10.000	0.000	0.000	5.0
T_7	12.654	6.638	–6.016	6.0
T_8	19.804	9.026	–10.779	7.0
T_9	25.950	10.033	–15.917	8.0
T_{10}	30.978	10.424	–20.554	9.0
T_{11}	–19.136	–24.651	–5.515	18.0

После решения задачи моделирования точечно-заданной кривой сплайн-функциями третьей (n = 3) и пятой (n = 5) степени, получим гладкую траекторию движения инструмента (рис. 1).

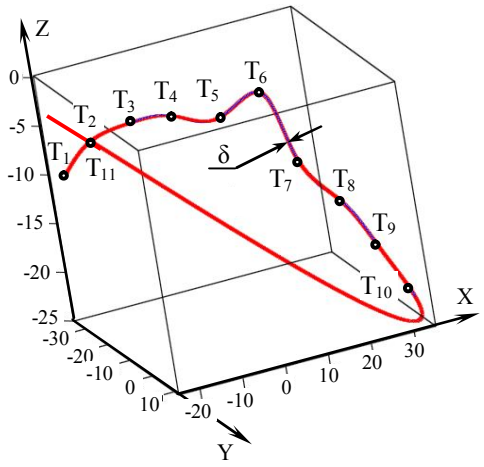


Рис. 1. Модели траектории движения, заданные сплайнами третьей и пятой степени

Как видно из рисунка, обе кривые имеют качественно одинаковый вид, а количественно отличаются друг от друга не более чем на δ = 0.02 мм, что в масштабе данного рисунка не различимо. У кривой третьей степени вторая производная не гладкая, а третья производная терпит разрыв. Разрывы происходят в узловых точках «склейки» полиномов, которые в данном случае совпадают с целыми значениями параметра $u_i = i$ (i=0,1, 2, …). У кривой пятой степени гладкие производные до третьей включительно.

3. Численное моделирование кинематических параметров движения

Численный эксперимент по определению законов изменения кинематических параметров движения при задании траектории сплайнами различных степеней проведем в следующей постановке.

Пусть заданы:

– постоянная подача движения инструмента по криволинейной траектории F = 3 м/мин = 50 мм/сек;

– время такта управления станком τ = 0.001 сек.

Тогда расстояние, проходимое инструментом за один такт управления будет равно $S_\tau = F \cdot \tau = 0.05$ мм.

Направление вектора контурной скорости ($\mathbf{v}$) всегда известно, так как совпадает с направлением касательной прямой к кривой $\mathbf{r} = \mathbf{r}(u)$ (рис. 2).

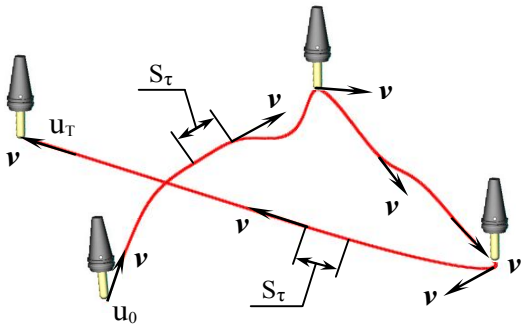


Рис. 2 Участок траектории движения инструмента

Учитывая это, можно вычислить значения осевых скоростей по всей траектории движения с шагом по времени равным такту управления τ.

Для этого на каждом шаге вначале, решая уравнение

$$S_\tau = \int_{u_{k-1}}^{u_k} \sqrt{[x'(u)]^2 + [y'(u)]^2 + [z'(u)]^2}\,du \quad , \quad (7)$$

где $x'(u)$, $y'(u)$, $z'(u)$ – производные функции (1) по u, находим значение параметра u_k ($u_0 < u_k \le u_T$), при котором длина дуги на участке траектории, определяемом интервалом $[u_{k-1}, u_k]$, будет равна S_τ .

Для исключения постороннего шума результатов, решать уравнение (7) необходимо численными методами, обеспечивающими сходимость итерационного процесса с погрешностью $\varepsilon \le 1 \cdot 10^{-17}$. Такая точность вычислений необходима для получения достоверных данных о положении на уровне $1 \cdot 10^{-7} \ldots 1 \cdot 10^{-8}$ì ì [6].

Далее из (3) получим формулы для вычисления значений осевых скоростей по всей траектории движения:

$$V_X(\tau \cdot k) = F \cdot \frac{x'(u_k)}{\sqrt{[x'(u_k)]^2 + [y'(u_k)]^2 + [z'(u_k)]^2}},$$

$$V_Y(\tau\cdot k) = F\cdot\frac{y'(u_k)}{\sqrt{[x'(u_k)]^2+[y'(u_k)]^2+[z'(u_k)]^2}}, \quad (8)$$

$$V_Z(\tau\cdot k) = F\cdot\frac{z'(u_k)}{\sqrt{[x'(u_k)]^2+[y'(u_k)]^2+[z'(u_k)]^2}},$$

где V_X, V_Y, V_Z – скорости движения по осям X, Y, Z; k = 0, 1, 2, 3, ... – номер такта управления СЧПУ. Графики осевых скоростей представлены на рис. 3.

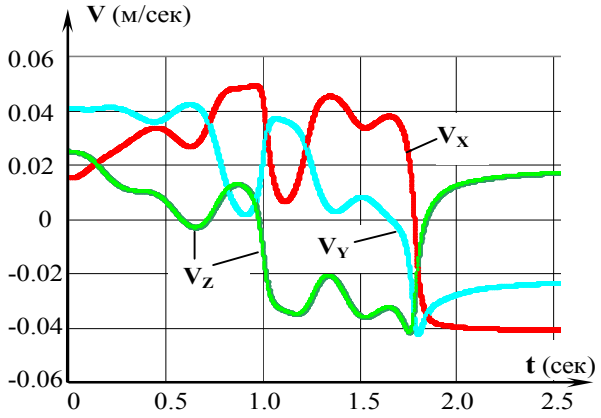


Рис. 3. Графики осевых скоростей:
V_X –по оси X, V_Y – по оси Y, V_Z – по оси Z

Значения осевых ускорений получим в конечно-разностном представлении по формулам:

$$\dot{A}_X(\tau\cdot k) = \frac{V_X[\tau\cdot k]-V_X[\tau\cdot(k-1)]}{\tau},$$

$$\dot{A}_Y(\tau\cdot k) = \frac{V_Y[\tau\cdot k]-V_Y[\tau\cdot(k-1)]}{\tau}, \quad (9)$$

$$\dot{A}_Z(\tau\cdot k) = \frac{V_Z[\tau\cdot k]-V_Z[\tau\cdot(k-1)]}{\tau}.$$

Графики осевых ускорений при разных степенях сплайн-функций представлены на рис. 4 – 6.

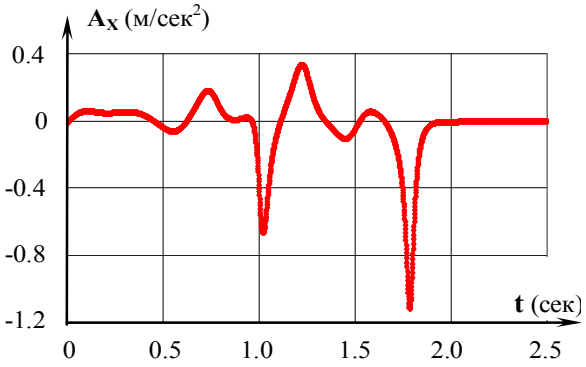


Рис. 4. График ускорения по оси X при задании траектории сплайнами пятой степени

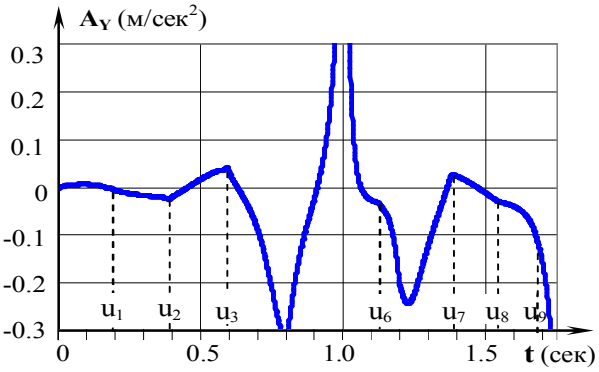


Рис. 5. График ускорения по оси Y при задании траектории сплайнами третьей степени

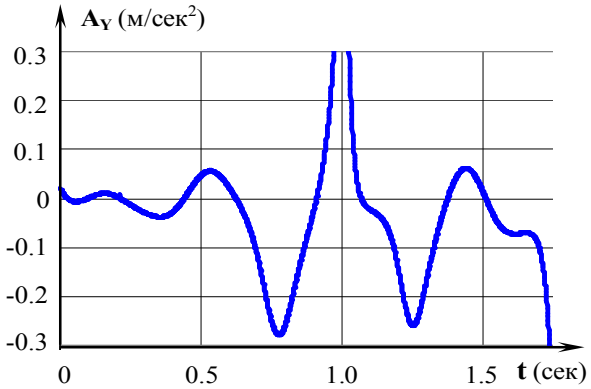


Рис. 6. График ускорения по оси Y при задании траектории сплайнами пятой степени

Значения осевых рывков вычислим также в конечно-разностном представлении по формулам:

$$J_X(\tau\cdot k) = \frac{A_X[\tau\cdot k]-A_X[\tau\cdot(k-1)]}{\tau},$$

$$J_Y(\tau\cdot k) = \frac{A_Y[\tau\cdot k]-A_Y[\tau\cdot(k-1)]}{\tau}, \quad (10)$$

$$J_Z(\tau\cdot k) = \frac{A_Z[\tau\cdot k]-A_Z[\tau\cdot(k-1)]}{\tau}.$$

Графики рывков по разным осям при разных степенях сплайн-функций представлены на рис. 7 – 13.

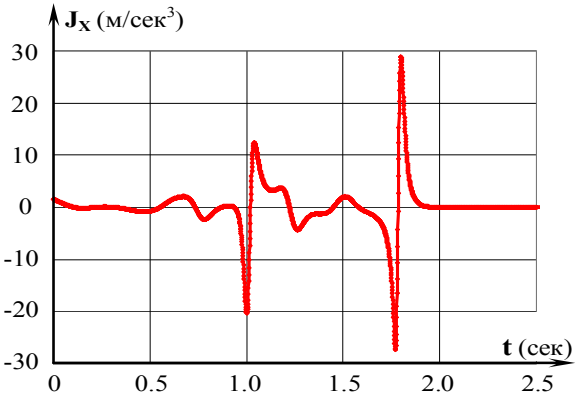


Рис. 7. График рывка по оси X при задании траектории сплайнами пятой степени

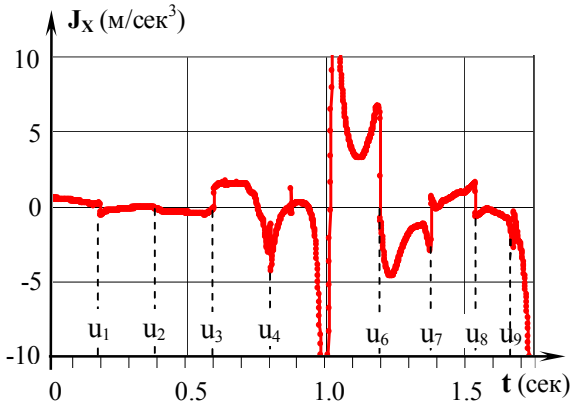


Рис. 8. График рывка по оси X при задании траектории сплайнами третьей степени

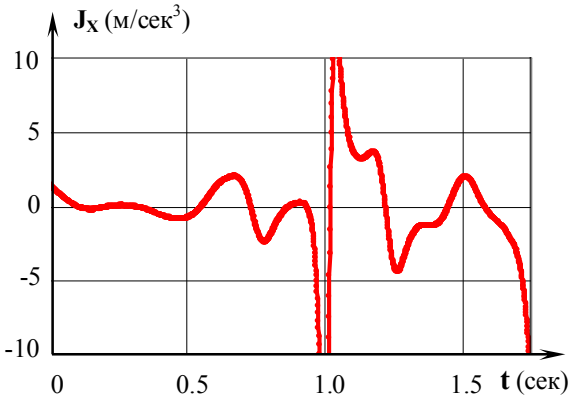


Рис. 9. График рывка по оси X при задании траектории сплайнами пятой степени

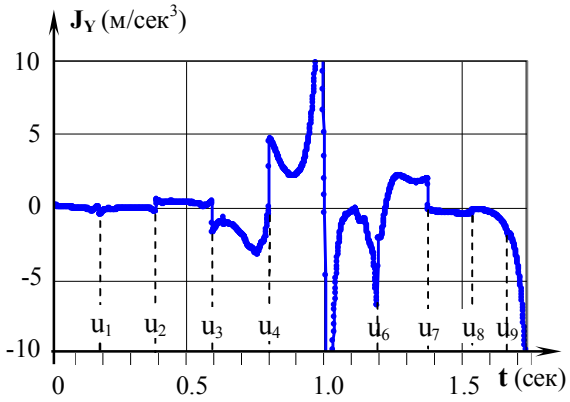


Рис. 10. График рывка по оси Y при задании траектории сплайнами третьей степени

При решении задачи (7) устанавливается взаимно-однозначное соответствие параметра u уравнения кривой (1) и временем обработки $t = \tau \cdot k$. В таблице 2 указано время, соответствующее параметру узловых точек сплайна – u_i

Таблица 2

Соответствие узлов сплайна времени обработки

u	u_1	u_2	u_3	u_4	u_5	u_6	u_7	u_8	u_9
t	0.19	0.40	0.6	0.8	1.01	1.2	1.38	1.54	1.68

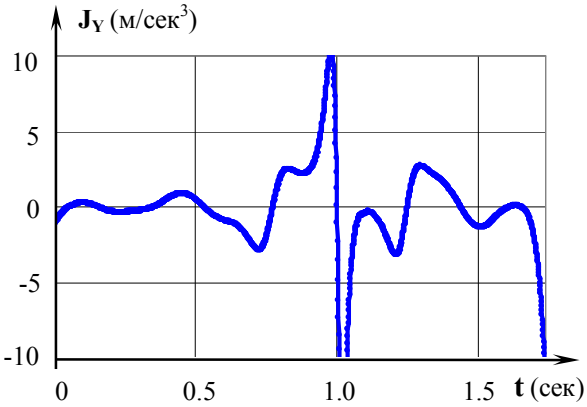


Рис. 11. График рывка по оси Y при задании траектории сплайнами пятой степени

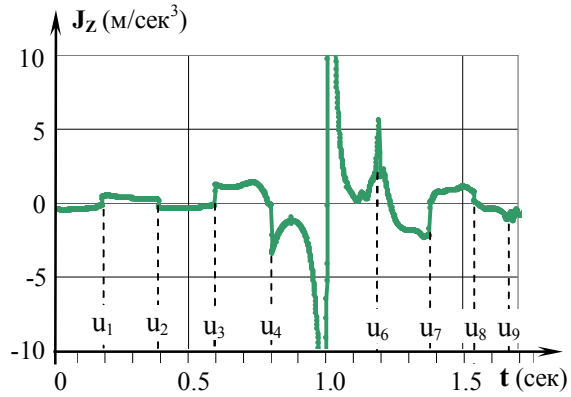


Рис. 12. График рывка по оси Z при задании траектории сплайнами третьей степени

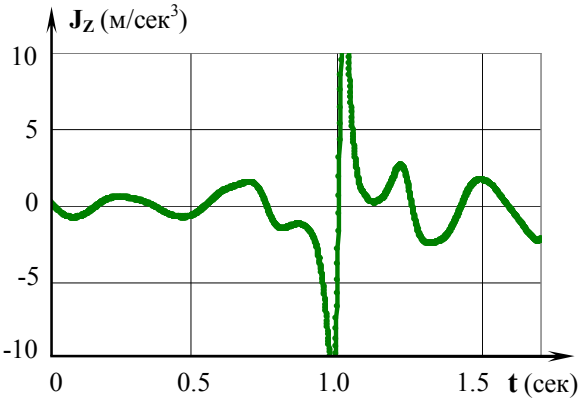


Рис. 13. График рывка по оси Z при задании траектории сплайнами пятой степени

Как следует из рисунков 5, 8, 10, 12 изломы функции осевого ускорения и разрывы функций осевых рывков при моделировании траектории движения сплайнами третьей степени происходят именно в эти моменты времени. При моделировании траектории сплайнами пятой степени (рис. 4, 6, 7, 9, 11, 13) изломов и разрывов не наблюдается. В каждый момент времени функции осевых ускорений и рывков плавны.

Этот факт является экспериментальным подтверждением влияния параметров математической модели криволинейных траекторий высокоскоростной ЧПУ обработки на гладкость и стабильность изменения кинематических параметров движения рабочих органов оборудования.

Заключение

Рассмотрена проблема влияния параметров математических моделей, используемых для представления криволинейных траекторий высокоскоростной обработки в сплайновых интерполяторах систем ЧПУ на кинематические параметры движения рабочих органов оборудования.

Теоретически обосновано и экспериментально подтверждено утверждение, что для получения гладкости и стабильности изменения кинематических параметров движения рабочих органов оборудования (скорости, ускорения, рывка) необходимо представление траекторий обработки сложнофасонных поверхностей сплайн-функциями степени не ниже пятой.

.

Литература

1. Мартинов, Г.М. Проблемы использования сплайновой интерполяции в системах ЧПУ при обработке скульптурных поверхностей [Текст] / Г.М. Мартинов, В.Л. Сосонкин // Автоматизация в промышленности. – 2006. – № 11. – С. 3 – 9.

2. Мартинова, Л. И. Сплайн-контуры в системе ЧПУ [Текст] / Л.И. Мартинова, Г.М. Мартинов // Стружка. – 2007. – № 1. – С. 74 – 77.

3. Мацевитый, Ю.М. Сплайн идентификация теплофизических процессов [Текст]/ Ю.М. Мацевитый, Е.Н. Бут. – К.: Наукова думка, 2010. – 240 с.

4. Раисов, Ю.А. В-сплайн интерполяция для двухуровневых систем ЧПУ [Текст] / Ю.А. Раисов, И.В. Бычков, П.А Кулаков // Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті. – 2008. – № 5-6. – С. 71 – 74.

5. Раисов, Ю.А. Кубическая В-сплайн интерполяция точечно-заданных кривых (модификация общего метода) [Текст] / Ю.А. Раисов, И.В. Бычков, Н.И. Бычков // Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті. – 2011. – № 2. – С. 73 – 74.

6. Комбаров, В.В. Определение физических величин перемещения органов станков с ЧПУ [Текст] / В.В. Комбаров, Е.В. Комбарова, Е.А. Криживец // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 7 (84) – С. 109 – 115.

7. Сорокин, В.Ф. Модифицированный метод приближения функций В-сплайнами [Текст] / В.Ф. Сорокин, В.А. Леховицер, Е.Н. Бут // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: ГАКУ «ХАИ», 1999. – № 3. – С. 28 – 38.

8. Сорокин, В.Ф. Математическая модель сложно фасонной поверхности для адаптивного программного управления металлообрабатывающим оборудованием [Текст] / В.Ф. Сорокин // Технологические системы. – 2002. – № 5 (16). – С. 44 – 51.

9. Beudaert, X. Feedrate interpolation with axis jerk constraints on 5-axis NURBS and G1 tool path [Text] / X. Beudaert, S. Lavernhe, C. Tournier // International J. of Machine Tools & Manuf. – 2012. – Vol. 57. – P. 73 – 82.

10. NURBS Interpolator with Confined Chord Error and Tangential and Centripetal Acceleration Control [Text] / A. Bardine, S. Campanelli, P. Foglia, C. A. Prete // Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops (ICUMT): International Congress, 18-20 Oct. 2010: Conference Publications. – P. 489 – 496.

11. Erkorkmaz, K. Quintic spline interpolation with minimal feed fluctuation [Text] / K. Erkorkmaz, Y. Altintas // J. Manuf. Sci. Eng. – 2005. – Vol. 127. – P. 339 – 349.

12. A control polygon scheme for design of planar C^2 PH quintic spline curves [Text] / F. Pelosi, M.L. Sampoli, R.T. Farouki, C. Manni // Comput Aided Geom Des. – 2007. – V. 24 (1). – P. 28 – 52.

13. Curve fitting and optimal interpolation on CNC machines based on quadratic B-splines [Text] / M. Zhang, W. Yan, C.M. Yuan, D. Wang, X.S. Gao // MM Research Preprints, 2010. – V. 29. – P. 71 – 91, Accepted by Scinece China, Series F, 2011.

14. Wang, F.C. Open architecture controllers for machine tools. Part2: a real time quintic spline interpolator [Text] / F.C. Wang, P.K. Wright // Journal of Manuf. Science & Engineering. – 1998. – Vol. 120, No. 2. – P. 425 – 432.

15. PC-based controller with real-time look-ahead NURBS interpolator [Text]/ H.T. Yau, J.B. Wang, C.Y. Hsu, C.H. Yeh // Computer-Aided Design & Applications. – 2007. – V. 4 (1-6). – P. 331 – 340.

16.Chen, J.-H. An S-curve Acceleration/ Deceleration Design for CNC Machine Tools Using Quintic Feedrate Function [Text] / J.-H. Chen, S.-S. Yeh, J.-T. Sun // Comp.-Aided Design & Applications. – 2011. – V. 8 (4). – P. 583 – 592.

Поступила в редакцию 31.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., гл.н.с. Ю.А. Раисов, Институт проблем машиностроения АН Украины, Харьков, Украина.

ПОРІВНЯННЯ КІНЕМАТИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ РУХУ ПРИ МОДЕЛЮВАННІ ТРАЄКТОРІЇ ВИСОКОШВИДКІСНОЇ ЧПК ОБРОБКИ СПЛАЙНАМИ ТРЕТЬОГО ТА П'ЯТОГО СТУПЕНЯ

В.Ф. Сорокін, В.В. Комбаров

Розглянуто проблему забезпечення плавності зміни кінематичних параметрів руху інструмента при високошвидкісної ЧПК обробці складнофасонних поверхонь. Відзначено, що при криволінійній обробці швидкості руху робочих органів верстата зі ЧПК по кожній вісі завжди змінні. Це призводить до появи вісьових прискорень і ривків. Обґрунтовано необхідність представлення траєкторії переміщення інструменту в сплайнових інтерполяторах систем ЧПК сплайн-функціями ступеню не нижче п'ятої. Показане, що модель криволінійної траєкторії необхідно будувати в класі сплайн-функцій ступеня не нижче п'ятої. Наведено результати порівняльного експерименту, що показує, що при моделюванні траєкторії руху кубічними сплайнами, функції зміни в часі прискорень стають не гладкими, а функції ривків терплять розриви.

Ключові слова: високошвидкісна обробка, система ЧПК, сплайн, інтерполяція, швидкість, прискорення, ривок.

COMPARISON OF KINEMATICAL PARAMETERS OF MOVEMENT AT PATH MODELING OF HIGH-SPEED CNC PROCESSING WITH CUBIC AND QUINTIC SPLINES

V.F. Sorokin, V.V. Kombarov

Problem of smoothness providing of kinematical parameters change of tool movement at high-speed CNC processing of complex-shaped surfaces is considered. There is noted that movement velocities of CNC machine working parts along each axis are always variable at curvilinear processing. It leads to occurrence of axial accelerations and jerks. Necessity of path representation of tool movement with spline-functions of a degree not below the fifth in spline interpolators of CNC systems is proved. The results of comparative experiment are given. The experiment shows that functions of accelerations change at time get not smooth and jerks functions have breaks at modeling of movement path with splines of the third degree.

Key words: high-speed milling, CNC system, spline, interpolation, velocity, acceleration, jerk.

Сорокин Владимир Федорович – доктор технических наук, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sovladf@ukr.net.

Комбаров Владимир Викторович – научный сотрудник кафедры технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kombarov1@mail.ru.

УДК 621.951.47

С.И. ПЛАНКОВСКИЙ[1], О.В. ШИПУЛЬ[1], В.Г. КОЗЛОВ[2], О.С. БОРИСОВА[2]

[1] ***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***
[2] ***ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина***

ЗАДАЧИ ФИНИШНОЙ ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ ЖИДКОСТНОГО ТРАКТА ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Проведен анализ тенденций развития авиационных гидравлических систем. На основе требований промышленной чистоты и герметичности сформулированы задачи финишной обработки деталей жидкостного тракта. Показано, что задача очистки внутренних полостей деталей и агрегатов жидкостного тракта гидравлической системы может быть решена за счет совместного применения методов термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями и промывки. Для обработки герметизирующих поверхностей типа "металл-металл" обосновано совместное применение термоимпульсной обработки с магнитоабразивной или электрохимической обработкой. Сформулированы задачи для дальнейших исследований технологии термоимпульсной финишной обработки деталей авиационных гидравлических систем.

Ключевые слова*: авиационная гидравлическая система, промышленная чистота, финишная обработка, термоимпульсный метод.*

Введение

Гидравлическая система самолета обеспечивает управление системами и механизмами, определяющими безопасность полета. Ее надежность, живучесть и долговечность достигается совершенством конструкции агрегатов, многократным резервированием, как источника энергии, так и гидроприводов, автоматизацией управления, контроля работы и информации экипажа.

Самолёт должен быть спроектирован и построен так, чтобы в условиях эксплуатации при действиях экипажа каждое отказное состояние, приводящее к возникновению катастрофической ситуации, оценивалось как практически невероятное событие (вероятность менее 10-9) и не возникало вследствие единичного отказа одного из элементов системы. Суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации, вызванной функциональными отказами для самолёта в целом, не должна превышать 10-6 на час полёта [1].

Задача обеспечения таких высоких требований осложняется сложностью современных гидравлических систем. Так, например, гидравлическая система самолета ХВ-70 содержит 12 насосов, 129 исполнительных устройств, 170 клапанов. Общий объем гидросистемы 830 л, протяженность трубопроводных коммуникаций более 1600 м. Трубопроводы системы имеют 3900 соединений [2].

Большое количество соединительных узлов трубопроводов увеличивает вероятность возникновения неисправностей и отказов. В работе [3] отмечено, что при эксплуатации гидравлических систем самолетов число отказов, связанных с потерей герметичности составляет до 2/3 числа отказов всех авиационных систем. Около 60% выходов из строя узлов ракетных двигателей связаны с уплотнениями агрегатов [4]. По данным эксплуатирующих фирм ВВС США, из общего числа отказов до 50...60% приходится на гидропневмотопливную систему.

Несмотря на значительное число факторов, влияющих на ресурс и надежность прецизионных пар агрегатов ЛА, в качестве основного большинство авторов указывает степень чистоты рабочих жидкостей [5, 6]. На этапе производства это связано с качественной финишной обработкой – очисткой кромок и поверхностей деталей от заусенцев, микрочастиц, удаления наиболее быстро изнашиваемой части шероховатости.

До настоящего времени комплексу этих вопросов уделяется недостаточное внимание в практике отечественных производств.

Поэтому целью настоящей работы был анализ тенденций развития авиационных гидравлических систем и формирование задач финишной обработки входящих в них деталей и узлов с учетом требований ресурса и надежности.

Тенденции развития авиационных гидравлических систем

Развитие авиационных гидросистем характеризуется непрерывным ростом потребляемой мощности и массы при примерно одинаковых размерах

© С.И. Планковский, О.В. Шипуль, В.Г. Козлов, О.С. Борисова

ЛА. Эта проблема приобрела критическое значение уже в 70-е годы прошлого века при проектировании самолетов 4-го поколения. Отборы мощности от авиадвигателя для централизованной гидросистемы на управление рулевыми поверхностями приобрели критическое значение (на некоторых режимах полета до 20%) и стали серьезно влиять на дальность полета, безопасность и экономичность.

Достижения в областях микропроцессорной техники, силовой электроники и магнитных материалов позволяют кардинально перестроить функциональные системы ЛА и использовать электрическую энергию в качестве единого вида вспомогательной энергии на борту. Уже в 70-80-е годы XX в. такие возможности прогнозировались ведущими отечественными и зарубежными авиационными фирмами и специалистами [7]. Тогда же в зарубежной литературе появилась и соответствующая терминология: A11 Elec1tric Aircraft (AEA – полностью электрифицированный самолет).

AEA понимается как самолет с единой системой вспомогательной энергии, в качестве которой используется система электроснабжения. Предполагалось, что такой самолет будет использовать электромеханические приводы системы управления, что позволит полностью отказаться от применения на борту ЛА гидравлических систем.

Исследования, проведенные в 1980-х годах показали, что AEA реализуем на базе существующих технологией, но такая радикальная перемена была признана преждевременной для авиакосмической промышленности. Главным образом такое заключение было сделано из-за сомнений в возможности создания электромеханических приводов требуемого уровня надежности. В электромеханических рулевых приводах с механическим редуктором при отсутствии увеличения зазора за время эксплуатации, имеется риск заклинивания деталей.

Поэтому для самолётов ближайшей перспективы (10…15 лет) более приемлемым является привод электропривод с гидростатической передачей. Показатели износа и безотказности гидроцилиндров рулевых приводов хорошо известны и могут прогнозироваться. Электропривод с механической передачей более подходит для ракет, в которых требуется обеспечить длительное время хранения системы при сравнительно малых ресурсах.

Поэтому вместо реализации концепции AEA в качестве основной ведущими авиационными производителями была принята стратегия постепенного перехода на электрические системы, сформированная в виде концепции More Electric Aircraft (MEA – более электрифицированного самолета).

В этом подходе предполагается использование комбинированных систем управления, содержащих как электрическую, так и гидравлическую компоненту. Кроме того, предполагается постепенный переход к использованию устройств с электрическим приводом в системах самолета: кондиционирования, противообледенительной и др.

Работы в данной области были признаны приоритетными для научно-исследовательских программ Европейского союза. За период с 2002 года было реализовано несколько проектов на основе концепции MEA. Аналогичные исследования проводились в США. В результате появились ЛА с повышенным уровнем электрификации: пассажирские – A380 и Boeing 787, истребитель F-35, беспилотный ЛА «Барракуда» и др. на которых реализованы многие положения концепции MEA.

Благодаря реализации идей MEA в самолёте A380 удалось уменьшить количество централизованных гидросистем до 2-х вместо 4-х, требуемых для самолётов такого класса. Масса самолёта уменьшилась на 1500 кг. Такого результата во многом удалось добиться благодаря использованию нового типа приводов.

Создание электрогидростатических приводов (Electrical Hydrostatic Actuator - EHA) стало одним первых достижений инициативы MEA. Этот привод является гидравлическим, однако его гидравлическая часть является автономной и герметизируется встроенным электродвигателем, обеспечивающим перемещение привода (рис. 1). Для работы привода требуется высокое давление (35 МПа для самолета A380), которое постоянно поддерживается в ходе эксплуатации [8]. Такой привод является переходным от гидравлического к электромеханическому, хотя этот гибридный подход имеет ряд преимуществ:

- гидростатические приводы могут иметь очень большую удельную мощность, увеличивающуюся при росте давления жидкости;
- применение EHA позволяет значительно сократить массу гидросистемы за счет устранения гидронасосов, гидроагрегатов и трубопроводов;
- отказ силового цилиндра делает невозможным его воздействие на рулевые поверхности, что упрощает управление при использовании резервирования.

Другим типом современных электрогидравлических приводов является привод с резервной электросистемой (Electric Backup Hydraulic Actuator – EBHA), использующий в качестве основного источника энергии централизованную гидросистему. Привод использует электронную систему в качестве источника управляющего сигнала и имеет электронасос, который применяется в случае отказа гидравлической системы. В этом случае система герметизируется, и привод может работать автономно по схеме EHA (рис. 2).

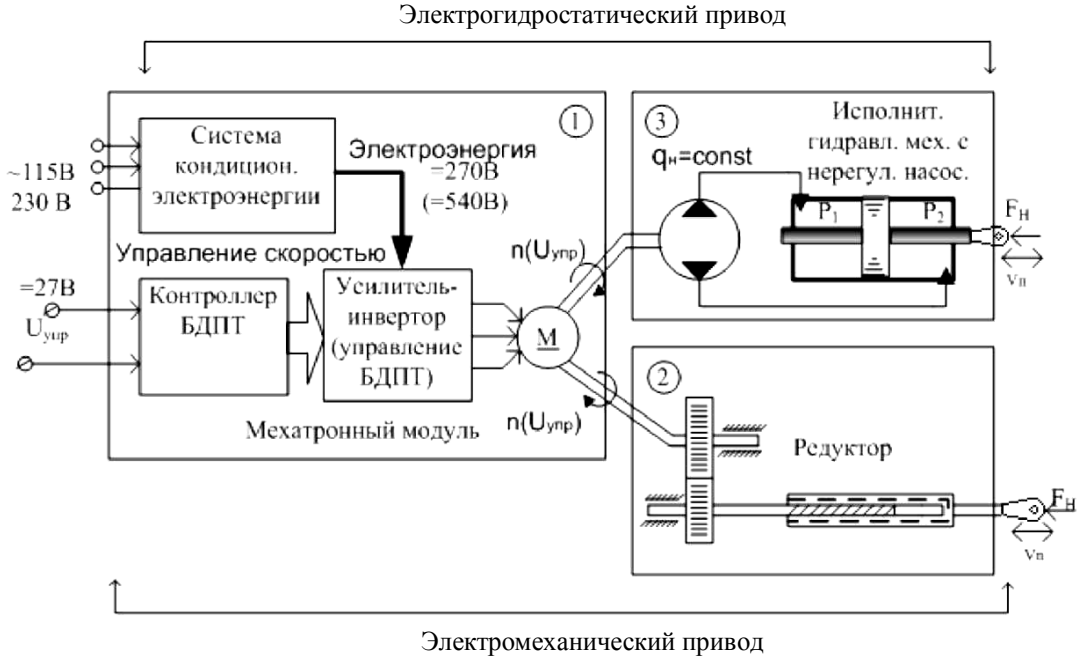


Рис. 1. Структурная схема привода с механической и гидростатической передачами: Vn - скорость выходного звена; БДПТ – бесколлекторный двигатель постоянного тока; Fн - нагрузка

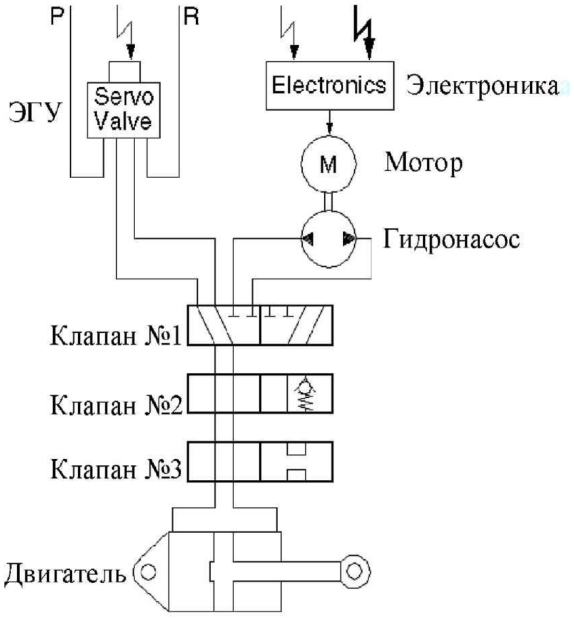


Рис. 2. Схема комбинированного электрогидравлического привода для управления интерцепторами самолёта А380: P, R — давление подачи и слива

Привод имеет встроенные в него электрогидравлические клапана. Клапан №1 – клапан переключения гидравлического энергетического канала на резервный электрический канал; клапан №2 – предназначен для блокировки гидроцилиндра; клапан №3 – технологический. Такие приводы выполняются конструктивно в одном блоке, объединяющем гидравлические и электронные компоненты. На самолёте А-400 предполагается применение таких приводов для всех рулевых поверхностей.

При эксплуатации гидравлических систем чистота рабочих жидкостей обеспечивается встроенными фильтрами. Однако переход к электрогидравлическим системам с локальными автономными

гидравлическими системами высокого давления существенно усложняет применение фильтров, так как такие системы являются практически безрасходными. Для таких систем основное значение для обеспечения требуемой чистоты рабочих жидкостей приобретает исходная чистота гидроагрегатов и узлов гидравлической системы.

Кроме того, высокое давление в таких системах (от 35 МПа в современных до 70 МПа в проектируемых самолетах) делает особо актуальной задачей обеспечение герметичности подвижных и неподвижных уплотнений. Обе эти задачи должны решаться на этапе финишной обработки деталей гидравлической системы.

Задачи финишной обработки деталей перспективных авиационных гидросистем

Для обоснованного формирования требований по финишной обработке деталей авиационных гидравлических систем рассмотрим по отдельности требования промышленной чистоты и требования герметичности.

Необходимая для надежной работы авиационных гидросистем чистота рабочей жидкости определяется величиной критических зазоров или толщиной смазочной пленки компонентов. Величина этих зазоров составляет от 0,5...5 мкм для шестеренчатых насосов до десятков микрон для сервоклапанов.

Целый ряд исследований, проведенных Министерством обороны Великобритании, корпорацией «Westland Helicopter», Имперским колледжем позволили разработать упрощенные рекомендации по выбору класса чистоты рабочих жидкостей по ISO 4406, необходимого для различных систем (табл. 1).

Критериями для выбора класса чистоты рабочих жидкостей являются:

1. Ключевое оборудование, требующее высокой степени надежности.

2. Оборудование с высоким давлением, работающее на пределе прочности.

3. Оборудование, рассчитанное на длительный срок эксплуатации.

4. Оборудование с очень высокими затратами по поддержанию его в исправности при внезапном выходе из строя.

Требования к чистоте рабочей жидкости определяются как: очень высокие, если действуют все критерии; высокие, если действуют три из перечисленных критериев; нормальные, если действуют два или меньше критериев.

Согласно приведенным критериям требования по чистоте рабочих жидкостей авиационных гидросистем определяются как очень высокие. При определении требований к чистоте конкретных авиационных гидросистем необходимо учитывать их конструктивные особенности. В золотниковых распределителях гидравлических усилителей БУ-10 при наличии в рабочей жидкости частиц размером 2…5 мкм (в количестве 0,5 мг/дм^3) усилие страгивания плунжера возрастает в 5 и более раз по сравнению с работой на незагрязненной жидкости. В присутствии такого же количества частиц размером 7…13 мкм – в два раза. Частицы с размерами 20…100 мкм практически не влияли на работу устройства [7].

Для распределителей других марок (ГА-49, ГА-13) критический размер частиц составляет 7-13 мкм; при наличии в рабочей жидкости таких частиц усилие страгивания плунжера увеличивается в 7-8 раз и иногда плунжер даже заклинивается. В то же время более мелкие частицы (размером до 3 мкм) не оказывают существенного влияния на работу распределителя.

Исследования, проведенные с насосами авиационных гидравлических систем, показали, что их объемный коэффициент полезного действия наиболее снижается при наличии в рабочей жидкости частиц размером 20-30 мкм.

Таблица 1

Минимальные требования к чистоте рабочих жидкостей гидросистем по ISO 4406

Виды систем	Требования		
	Очень высокие	Высокие	Нормальные
Сервотехника, шарикоподшипники	13/10/7	16/13/10	17/14/11
Пропорциональная техника, гидравлика высокого давления (P > 16 МПа)	15/12/9	18/15/12	19/16/13
Гидравлика среднего и низкого давления (P < 16 МПа)	16/13/10	19/16/13	20/17/14

Увеличение загрязнения вследствие накопления множества мелких частиц ведет к зашламлению гидросистемы, что в свою очередь ухудшает свойства протекания, клапанов и гидрораспределителей. Под воздействием давления может образоваться конгломерат, который заклинивает компоненты. Следовательно, для увеличения ресурса прецизионных пар с поверхностей, образующих гидравлический тракт, всех входящих в гидросистему деталей необходимо удалять частицы таких размеров, которые превосходят толщину смазочной пленки. Для гидросистем самолетов это приводит к требованию удаления с поверхностей и кромок входящих деталей микроликвидов размером более 1 мкм.

Детали агрегатов авиационных гидросистем имеют целый ряд конструктивных особенностей, усложняющих их финишную очистку. Для них характерны [9]: глубокие отверстиях малых диаметров (0,8…1,5 мм); пересекающиеся каналы с расточками и карманами; допуски на биение резьбы относительно отверстий – не более 0,05 мм; отклонение от геометрической формы прецизионных пар – 1…3 мкм; допуск на зазор в пределах 2…4 мкм; шероховатость от 3,2…0,8 мкм для соединительных каналов до 0,04 мкм для плунжерных и золотниковых пар и т.п.; использование высоколегированных сплавов и сталей.

Традиционные технологии очистки, применяющиеся на серийных заводах, основанные на проведении приработки агрегатов гидросистем в собранном виде с последующей переборкой, мойкой, дефектацией деталей и сменой рабочих жидкостей, трудоемки и не позволяют гарантировать выполнение растущих требований по чистоте гидросистем. Они не всегда позволяют удалять даже относительно крупные частицы загрязнений (10…30 мкм). наиболее опасные для гидравлических каналов.

Методы очистки от механических частиц, которые используются в микроэлектронике (табл. 2), позволяют удалять механические частицы даже субмикронного размера. Однако они не могут решить задачу очистки деталей гидравлических систем со сложной внутренней поверхностью.

Для решения этой задачи необходима разработка специальных технологий, учитывающих конструктивные особенности деталей, узлов и агрегатов гидравлических систем самолетов, в том числе – наличие внутренних каналов сложной формы. На сегодняшний день единственной технологией, которая соответствует требованиям к промышленной чистоте деталей перспективных авиационных гидросистем, является термоимпульсная очистка детонирующими газовыми смесями [10].

В этом случае инструментом является горючая газовая смесь, которая частично сгорает в режиме детонации. Основным механизмом очистки является срыв микрочастиц образующимися ударными волнами с последующим сгоранием или испарением [12]. Особенностью метода является высокая эффективность очистки внутренних полостей за счет многократного отражения ударных волн от стенок каналов.

С точки зрения надежности самыми проблемными частями гидравлических систем являются соединительные элементы трубопроводов. Это связано с большим объемом такого рода узлов в конструкции современных летательных аппаратов. Так, например, гидравлическая система самолета типа XB-70 содержит 12 насосов, 129 исполнительных устройств, 170 клапанов и 3900 соединений.

Таблица 2

Методы сухой очистки поверхности в микроэлектронике [11]

Действие	Метод	Механизм удаления
Термическое	Испарение	Загрязнения удаляются в процессе высокотемпературной обработки
	Ионное излучение	Обработка ускоренными ионами
	Лазерное излучение	Нагревание поверхности лазером
	Струя распыленного газа	Распыленный газ или молекулы сухого льда (криогенная обработка)
Химическое	Обработка активным газом	Удаление загрязнений, преобразованных в летучее соединение в результате газовой реакции
	Плазменный	Реакция с радикалами, генерированными в плазме
	Воздействие ультрафиолетовым излучением	Реакция с радикалами, генерированными в газовой среде, активированной УФ
Комбинированное	Реактивное напыление	Активные радикалы и ускоренные ионы

Большое количество соединительных узлов трубопроводов увеличивает вероятность возникновения неисправностей и отказов. При эксплуатации гидравлических систем самолетов число отказов, связанных с потерей герметичности составляет до 2/3 числа отказов всех авиационных систем [13].

До настоящего времени в соединениях трубопроводов гидравлических систем ЛА наиболее часто используются различного рода металл-металлические уплотнения. Герметичность таких соединений во многом определяется шероховатостью контактных поверхностей. Увеличение усилия затяжки, приводящее к повышению герметичности соединения, негативно сказывается на долговечности соединений трубопроводов, работающих в условиях высокого давления и вибраций, вызванных условиями полета.

В результате изнашивания происходит изменение формы контактирующих поверхностей соединительных элементов и параметров микрогеометрии, которое приводит к изменению контактной жесткости и величины микроканалов в стыке. Все это в конечном итоге приводит к изменению герметичности, причем, в зависимости от вида изнашивания, по разному. Так, например, при многократном нагружении уплотнительных поверхностей без их относительного смещения происходит уменьшение утечки (до 30%), особенно в начальный период (при 3-4 циклах нагружения на 18..20%). При наличии смещения уплотнительных поверхностей (в условиях микрорезания) на десятом цикле нагружения герметичность увеличилась более чем на порядок, на двадцатом цикле - на четыре порядка [13] .

Механизм приработки уплотнительных поверхностей, по сути, совпадает с классической схемой приработки поверхностей в результате износа с удалением быстроизнашиваемой части шероховатости. Таким образом, еще одной задачей финишной обработки деталей авиационных гидравлических систем должна быть отделка уплотнительных поверхностей с формированием на них требуемого профиля шероховатости.

Из существующих на сегодняшний день методов финишной отделки и очистки ни один не может полностью решить сформулированные выше задачи. Так, например, формирование требуемого микрорельефа может обеспечить электрохимический, магнитоабразивный и термоимпульсный методы [15]. Поэтому создание технологических подсистем финишной отделки и очистки деталей перспективных гидравлических систем целесообразно вести на базе термоимпульсного газодетонационного метода, как обеспечивающего большую часть необходимых технологических операций.

Выводы

1. Проанализированы тенденции развития авиационных гидравлических систем, в числе которых основной является переход к использованию электрогидравлических систем с локальными автономными сетями высокого давления. Для таких систем существенно возрастают требования чистоты поверхностей жидкостного тракта.
2. Основными задачами финишной обработки деталей перспективных авиационных гидравлических будут являться очистка поверхностей жидкостного тракта от микрочастиц и микроликвидов размером более 1 мкм с одновременным удалением быстроизнашиваемой части шероховатости с уплотнительных поверхностей и поверхностей пар трения. Без решения этих задач обеспечение их ресурса будет связано с большими трудностями.
3. До настоящего времени, технологии, которые бы полностью решали весь комплекс задач финишной очистки и отделки высокоточных деталей, отсутствуют. Их создание возможно на базе технологий термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями в комбинации с методами электрохимической и магнитоабразивной обработки.

Литература

1. Авиационные правила, часть 25 [Текст]. – М.: МАК, 2000. – 236 с.

2. Беляев, Н.М. Пневмогидравлические системы [Текст] / Н.М. Беляев, Е.И. Уваров, Ю.М. Степанчук. – М.: Высшая школа, 1988. – 271 с.

3. Матвиенко, А.М. Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов [Текст] / А.М. Матвиенко, И.И. Зверев. – М.: Машиностроение, 1982. – 296 с.

4. Чегодаев, Д.Е. Гидропневмотопливные агрегаты и их надежность [Текст]./ Д.Е.Чегодаев, О.П. Мулюкин. – Куйбышев: Кн. изд-во, 1990. – 104 с.

5. Никитин, Г.А. Влияние загрязненности жидкости на надежность работы летательных аппаратов [Текст] / Г.А. Никитин, С.В. Чирков. – М.: Транспорт, 1969. – 183 с.

6. Тимиркеев, Р.Г. Количественные зависимости влияния параметров механических примесей на показатели надежности золотниковых агрегатов гидротопливных систем [Текст] / Р.Г. Тимиркеев, В.В.Плихунов, Н.Н. Губин // Авиационная промышленность. – 2000. – №3. – С. 102-105.

7. Брускин, Д.Э. Самолеты с полностью электрифицированным оборудованием. Сер. Электрооборудование транспорта. – Т. 6 [Текст] / Д.Э. Брускин, С.И. Зубакин. – М.: ВИНИТИ, 1986. – 108 с.

8. Moir, I. Aircraft Systems: Mechanical, Electrical and Avionics Subsystems Integration, Third Edition

[Текст] / Ian Moir, Allan Seabridge. – Chichester: John Wiley & Sons, 2008. – 366 p.

9. Жданов, А.А. Термоимпульсные технологии очистки поверхностных деталей агрегатов авиационных двигателей [Текст] / А.А. Жданов: Дис…канд. тех. наук: 05.07.04. – Харьков, 2003. –120 с.

10. Планковский, С.И. Современное состояние и перспективы развития технологий финишной отделки прецизионных деталей летательных аппаратов [Текст] / С.И. Планковский, А.В. Лосев, О.В. Шипуль, О.С. Борисова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 2 (69). – С. 39 – 47.

11. Технологии структур кремний на изоляторе: Монография [Текст] / А.Л. Суворов и др. – М.: МИЭТ, 2011. – 407 с.

12. Дьяченко, А.Ю. Моделирование процесса термоимпульсной финишной очистки деталей гидросистем летательных аппаратов [Текст] / А.Ю. Дьяченко // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ'2011: міжн. наук.-техн. конф.: тех. доп. – Т.1. – Харьков, 2011. – С. 33.

13. Чегодаев, Д.Е. Гидропневмотопливные агрегаты и их надежность [Текст] / Д.Е. Чегодаев, О.П. Мулюкин. – Куйбышев: Кн. изд-во, 1990. – 104 с.

14. Gillespie, L. Deburring and edge finishing handbook [Текст] / L. Gillespie. – New York City: Industrial Press, 1999. – 404p.

Поступила в редакцию 31.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ЗАДАЧІ ФІНІШНОЇ ОБРОБКИ ДЕТАЛЕЙ РІДИННОГО ТРАКТУ ПЕРСПЕКТИВНИХ АВІАЦІЙНИХ ГІДРАВЛІЧНИХ СИСТЕМ

С.І. Планковський, О.В. Шипуль, В.Г. Козлов, О.С. Борисова

Проведено аналіз тенденцій розвитку авіаційних гідравлічних систем. На основі вимог промислової чистоти і герметичності сформульовані завдання фінішної обробки деталей рідинного тракту. Показано, що задача очищення внутрішніх порожнин деталей і агрегатів рідинного тракту гідравлічної системи може бути вирішена за рахунок спільного застосування методів термоімпульсної обробки детонуючими газовими сумішами і промивання. Для обробки герметизуючих поверхонь типу "метал-метал" обґрунтовано спільне застосування термоімпульсної обробки з електроерозійною або електрохімічної обробкою. Сформульовано завдання для подальших досліджень технології термоімпульсної фінішної обробки деталей авіаційних гідравлічних систем

Ключові слова: авіаційна гідравлічна система, промислова чистота, фінішна обробка, термоімпульсний метод.

TASKS OF FINISHING FLUID TRACT COMPONENTS OF PERSPECTIVE HYDRAULIC SYSTEMS

S.I. Plankovskyi, O.V. Shypul, V.G. Kozlov, O.S. Borisova

The analysis of the development trends of aircraft hydraulic systems is made. The problems of fluid tract components finishing are formulated based on the requirements of industrial purity and leak tightness. It is shown that the task of cleaning the internal cavities of aircraft hydraulic system parts and components can be solved by a combination of methods of thermal-pulse processing with using detonating gas mixtures and washing. To handle the pressurized surfaces of the type "metal-metal" it is sound combined using of thermal-pulse processing and electric discharge machining or electrochemical treatment. The problems for further research of thermal-pulse finishing of aircraft hydraulic systems are formulated.

Keywords: aircraft hydraulic systems, industrial purity, finishing, thermal-pulse method

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

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

Козлов Владислав Григорьевич – начальник отдела, ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: uzma@motorsich.com.

Борисова Ольга Сергеевна – кандидат технических наук, инженер-конструктор, ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: b-o-s@ukr.net.

УДК 621.923

А.А. ГОРБАЧЁВ

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

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ПЛАНЕТАРНОГО ГЛУБИННОГО ШЛИФОВАНИЯ ПЛОСКИХ И ПЛОСКО ФАСОННЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ

Сформулирована проблема необходимости разработки новой технологии обработки плоских и плоско фасонных поверхностей деталей авиационных двигателей из трудно обрабатываемых материалов. Получена новая технология обработки плоских и плоско фасонных поверхностей деталей авиационных двигателей при помощи планетарной шлифовальной головки, позволяющая более эффективно и с меньшими трудозатратами вести обработку трудно обрабатываемых материалов. Разработан технологический процесс обработки плоских и плоско фасонных поверхностей на примере лопатки первой ступени турбины ТРДД Д-36. Произведено экономическое сравнение двух вариантов обработки.

Ключевые слова: *глубинное шлифование, технологический процесс, планетарное глубинное шлифование, экономический эффект, труднообрабатываемые материалы.*

Введение

Рост количества шлифовальных операций при производстве лопаток ГТД на таких авиадвигателестроительных предприятиях как ОАО “Мотор-Січ”, ММПП “Салют”, ОАО “Рыбинские Моторы” ставит задачу совершенствования метода глубинного шлифования плоских поверхностей [1].

С появлением нового способа обработки плоских и плоско фасонных поверхностей [2, 3] возникает вопрос о разработки нового технологического процесса обработки с применением планетарной шлифовальной головки.

Таким образом, исследования, посвященные разработке и экономическому обоснованию способа планетарного глубинного шлифования плоских и плоско фасонных поверхностей, являются актуальными и заслуживают внимания.

1.Формулирование проблемы

Рабочая лопатка первой ступени турбины ввиду особенностей своей конструкции, материала, заданных точности обработки и шероховатости поверхностей является достаточно трудоемкой в изготовлении.

Для получения лопаток разработаны типовые технологические процессы, в которых применены эффективные методы обработки. Но эти методы требуют применения очень дорогостоящего оборудования с ЧПУ, высокопористых кругов и СОЖ с добавками ПАВ. Основной задачей является разработка новой технологии повышающей эффективность обработки без применения дорогостоящего оборудования и СОЖ.

2. Решение проблемы

В базовом технологическом процессе основными этапами при обработке рабочей лопатки первой ступени турбины ТРДД Д-36 (данные ОАО «Мотор Сич», г. Запорожье) являются:

заготовительный этап – высокоскоростная направленная кристаллизация (операция 005);

обработка баз (операции 010 – 025);

формообразующая обработка замка (операции 030 – 040, 085, 100, 105);

формообразующая обработка полки (операции 065 – 080, 100, 105);

формообразующая обработка пера (операции 120 – 130, 145, 165, 190);

термическая обработка лопатки (операция 175);

окончательный контроль (операции 140, 150, 170, 205).

Механическая обработка лопатки производится с помощью высокопроизводительных шлифовальных станков с ЧПУ ЛШ-220 и ЛШ-233, токарных станков с ЧПУ АТПр-800Н, плоскошлифовальных станков 3Г71, фрезерных станков 6А463 и радиально-сверлильного станка 2М55. Перо лопатки проходит ленточно-шлифовальную обработку на станках Metabo, окончательная обработка профиля пера осуществляется полированием.

В качестве практического применения иссле-

© А.А. Горбачёв

дуемого способа шлифования, предлагается заменить операции глубинного шлифования на операции планетарного глубинного шлифования при изготовлении лопаток ТВД.

Основные формообразующие операции при обработке лопатки 1-й ступени турбины ТРДД Д-36 (рисунок 1), выполняемые глубинным шлифованием, приведены на рисунке 2.

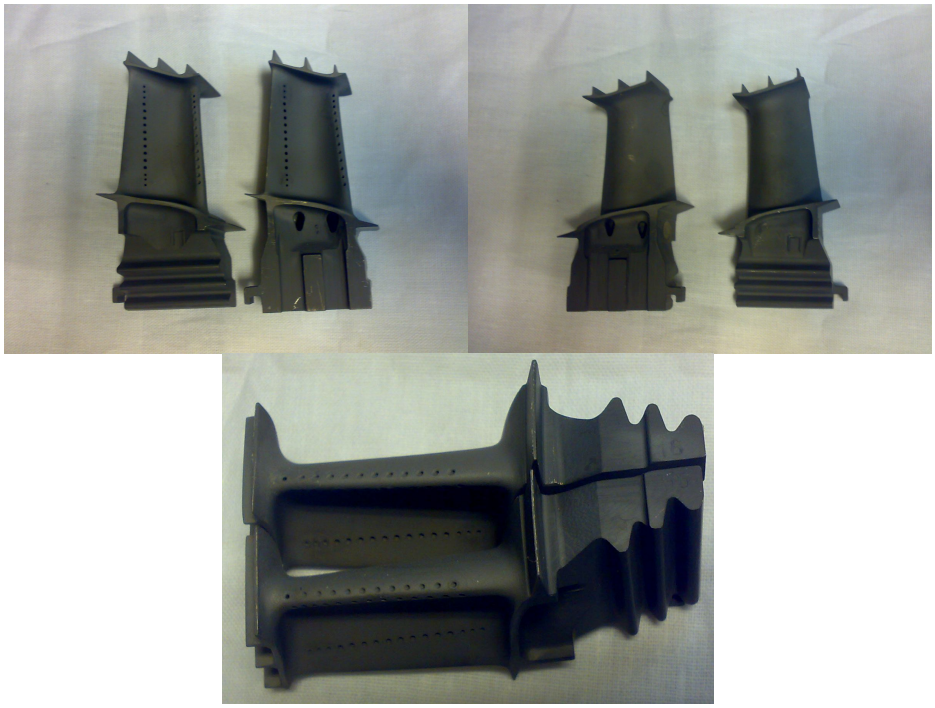


Рис. 1. Лопатки 1-й ступени турбины ТРДД Д-36

В базовом варианте обработка замка лопатки ведется на специализированных двухшпиндельных станках с ЧПУ для плоскопрофильного шлифования модели ЛШ-233. Схема глубинного шлифования, реализованная на станках Липецкого станкостроительного завода, позволяет повысить эффективность процесса в связи с ведением непрерывной правки шлифовального круга алмазными прецизионными роликами и расширить область использования нового метода для получения профиля любой сложности и с высокой степенью точности. Шлифование осуществляется за 2-4 прохода. Режущим инструментом являются высокопористые круги СМ и М твердости, которые работают в режиме самозатачивания.

Вывод: в предлагаемом варианте специализированные станки заменены на универсальные плоскошлифовальные станки 3Е711, оснащённые планетарными шлифовальными головками. Высокопористые круги заменены кругами со средней структурой, СТ и Т твердости. Правка происходит через определенные промежутки времени в зависимости от интенсивности обработки. Дорогостоящий водный раствор эмульсола «Аквол-2» заменен на 5%-ный водный раствор Na2CO3 («содовую воду»). Выбор режимов резания осуществляется по рекомендациям, представленным в данной работе.

Теперь приведём сравнение технологической себестоимости базового и нового технологического процесса обработки лопатки первой ступени турбины двигателя Д-36, проведена оценка экономической эффективности от внедрения нового варианта ТП. В калькуляцию включены только те затраты, которые отличаются в сравниваемых вариантах [4]. Расчет ведется по интенсифицированным операциям 025 и 030. Исходные данные для расчета представлены в табл. 1.

Интенсифицированные операции довольно сильно отличаются от базовых. В новом варианте специализированные плоскошлифовальные станки ЛШ-233 были заменены на универсальные плоскошлифовальные 3Е711, которые оснащались планетарной шлифовальной головкой. В новом варианте отпала необходимость в использовании высокоструктурных шлифовальных кругов зарубежного производства, вместо них применялись круги отечественного производства обычной структуры.

Вспомогательный режущий инструмент в новом варианте, за счет применения рациональных режимов правки, рассчитан на всю программу выпуска, хотя по стоимости не отличается от базового.

Затраты на вспомогательные материалы снижены за счет заменены дорогостоящей СОЖ Аквол-2 на раствор соды (Na2CO3).

Трудоемкость наладки снижена за счет сокращения частоты ее проведения.

Также снижена энергоемкость процесса за счет применения станков пониженной мощности.

В новом варианте, за счет применения интенсивных режимов обработки, снижено время операций.

Проведем сравнение обработки замка лопатки по базовому и по новому варианту для операций 25 и 30 обработки замка (таблица 1).

Расчет будем проводить по переменным показателям технологической себестоимости:

$$CN\ тех = Сзп + Сэн + Аоб + Роб + И, \quad (1)$$

где Сзп – заработная плата производственных рабочих на единицу изделия, грн.; Сэн – затраты на электроэнергию и энергоносители на единицу изделия, грн.; Аоб – амортизационные отчисления от стоимости оборудования на единицу изделия, грн.; Роб – затраты на текущий ремонт и обслуживание оборудования в расчете на единицу изделия, грн.; И – затраты на инструмент (режущий и вспомогательный) в расчете на единицу изделия, грн.

Таблица 1

Исходные данные к расчету технологической себестоимости

Показатель	Размерность	Базовый вариант ТП		Новый вариант ТП	
		номер операции			
		025	030	025	030
Оборудование		ЛШ-233	ЛШ-233	3Е711	3Е711
Стоимость	тыс. грн.	200	200	80,5	80,5
Мощность привода	кВт	20	20	5	5
Годовой фонд времени	ч	3915			
Время на операцию	мин.	1,52	1,76	0,38	0,5
Разряд работ	–	4			
Часовая ставка	грн.	1,67			
Стоимость РИ	грн.	500	500	28	28
Стойкость РИ	изд.	170	150	800	650
Стоимость вспомогательного РИ	грн.	1000			
Стойкость вспомогатель-ного РИ	изд.	1700	1500	вся программа выпуска	
Количество наладок	1/изд.	170	150	800	650
Трудоемкость наладки	мин.	12		16	
Часовая ставка наладчика	грн.	2,5			

Таблица 2

Результаты сравнения технологической себестоимости

№ оп.	Базовый вариант ТП					Новый вариант ТП				
	$С_{зп}$	$С_{эн}$	$А_{об}$	$Р_{об}$	И	$С_{зп}$	$С_{эн}$	$А_{об}$	$Р_{об}$	И
025	40,36	0,73	103,6	28,4	3,53	48,9	0,23	50,2	13,9	$0{,}035+\frac{1000}{N}$
030	41,08	0,74	105,4	28,9	4,00	49,25	0,24	50,9	14,0	$0{,}043+\frac{1000}{N}$
$\sum$	83,44	1,47	209,0	57,3	7,53	98,15	0,47	101,1	27,9	$0{,}078+\frac{2000}{N}$

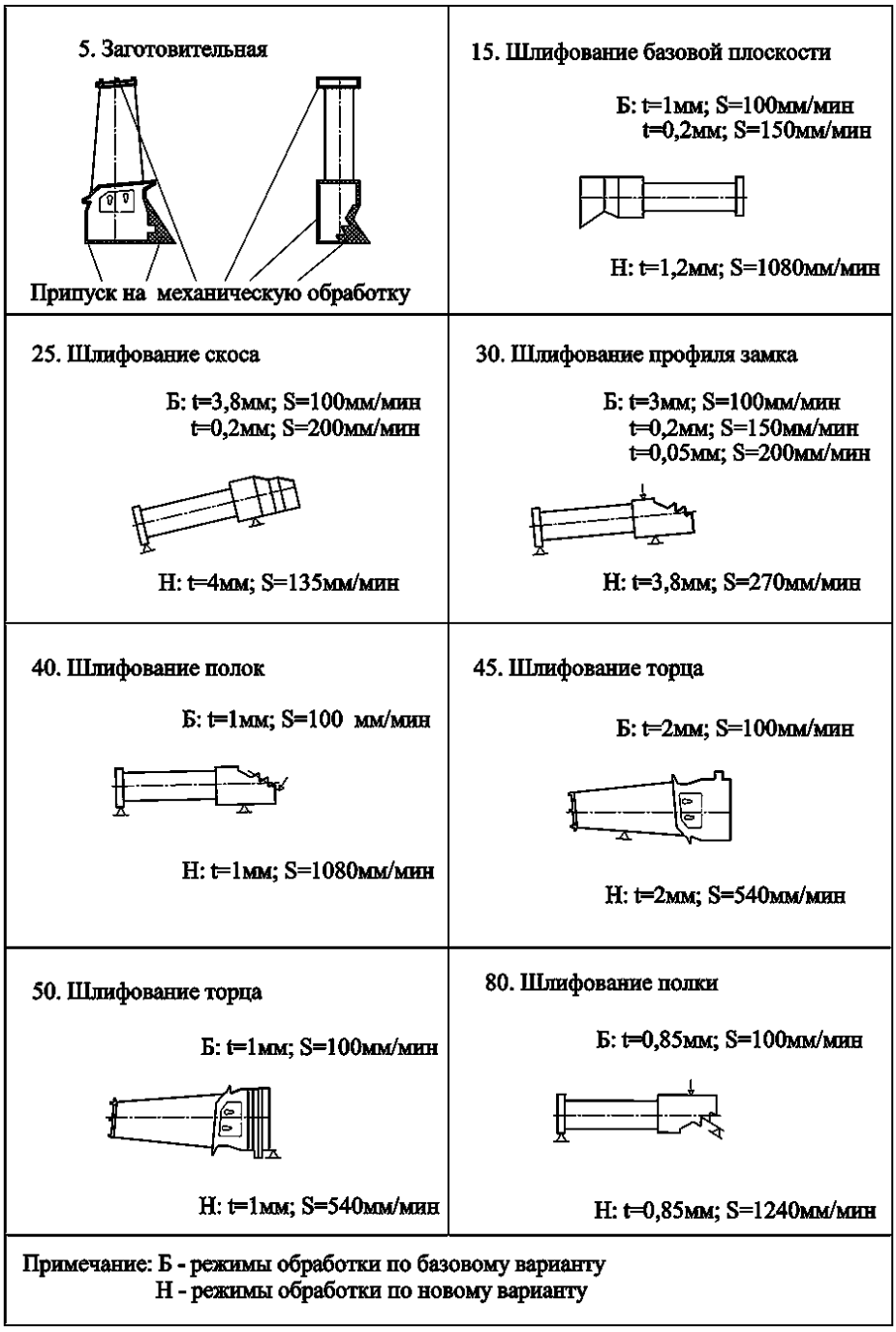


Рис. 2. Основные формообразующие операции при обработки лопатки, выполняемые глубинным шлифованием

Заработная плата вычисляется по формуле:

$$C_{зп} = lt(1 + \omega_д)(1 + \omega_н), \quad (2)$$

где l – часовая ставка, грн.; t – трудоемкость единицы работы, чел.-ч.; $\omega_д$ – коэффициент дополнительной заработной платы (принимаем равным 0,3); $\omega_н$ – коэффициент, учитывающий отчисления в фонд пенсионного страхования, занятости и социального страхования (принимаем равным 0,375).

$$C_{эн} = tЦ_{эн}K_мK_{вр}, \quad (3)$$

где t – время на операцию, станк.-ч.; $Ц_{эн}$ – стоимость электроэнергии, грн./кВт-ч.; $K_м$ – коэффициент использования электродвигателей по мощности; $K_{вр}$– коэффициент использования электродвигателей по времени, характеризует долю работы электродвигателей в штучном времени.

$$A_{об} = \frac{\sum Ц_{об}}{Ф_д} t \frac{H_а}{100}, \quad (4)$$

где $Ф_д$ – действительный годовой фонд времени работы оборудования, ч.; $H_а$ – норма амортизационных отчислений, %; $Ц_{об}$ – стоимость оборудования

(с учетом транспортно-заготовительных расходов и затрат на монтаж приблизительно 3…5%), грн; t – трудоемкость единицы работы, станко-ч:

$$Р_{об} = \frac{Р_{год}}{Ф_д К_з} t, \qquad (5)$$

где $Р_{год}$ – годовые затраты на ремонт при полной загрузке оборудования, принимается 3…4 % от стоимости оборудования; $К_з$ – общий коэффициент загрузки за год (принимается 0,8…0,9).

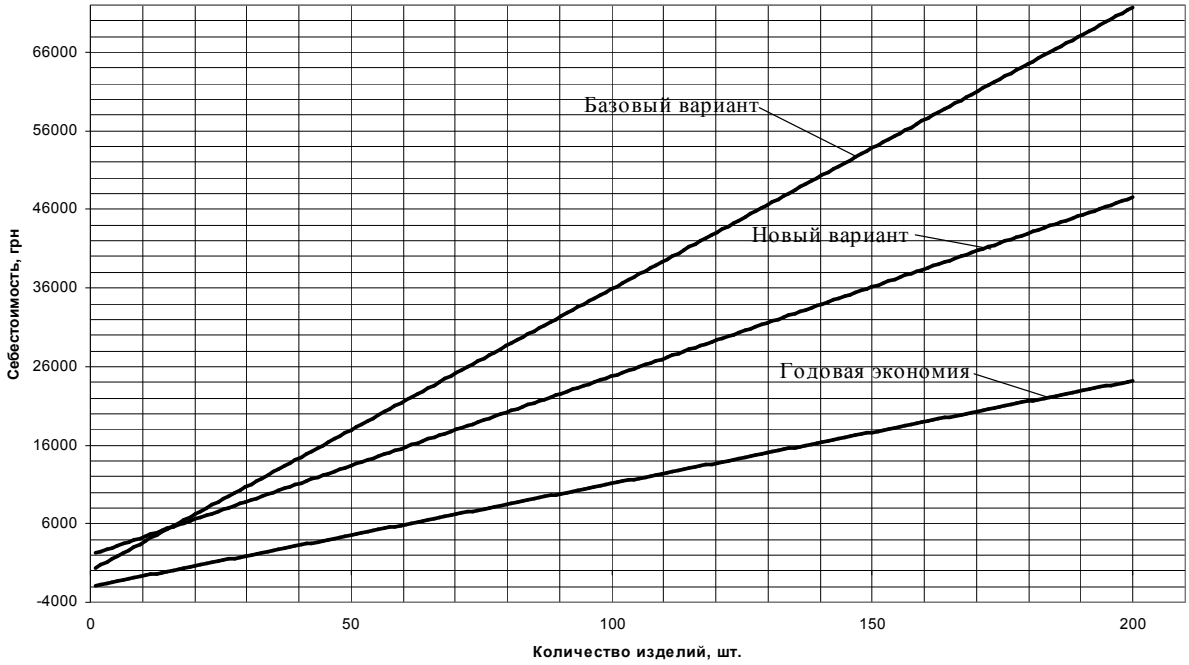


Рис. 3. Технологическая себестоимость и годовая экономия, достигнутые при обработке турбинной лопатки 1-ой ступени двигателя Д-36

Затраты на вспомогательный и режущий инструмент:

$$И = \frac{Ц_{ин}}{m} + \frac{Ц_{всп}}{n}, \qquad (6)$$

где $Ц_{ин}$ – первоначальная стоимость инструмента; $Ц_{всп}$ – первоначальная стоимость вспомогательного инструмента; m – стойкость инструмента до полного износа; n – стойкость вспомогательного инструмента до полного износа.

Годовую экономию найдем по формуле:

$$Э^N_{себ} = \Delta С_{пер.уд} N + \Delta С_{пост.}. \qquad (7)$$

Результаты сравнения технологической особенности выполнения операций 25 и 30 по базовому и новому вариантам приведены в таблице 2. Таким образом, получаем технологические себестоимости выполнения операций по базовому и предлагаемому варианту в зависимости от программы выпуска:

$$С^{N\ б}_{тех} = 358,74N;$$

$$С^{N\ н}_{тех} = 227,69N + 2000;$$

$$Э^N_{себ} = 131,05N - 2000.$$

Графическое отображение полученных зависимостей представлено на рисунке 3.

Экономический эффект от внедрения нового технологического процесса начнет проявляться после выпуска $N_{кр}$ изделий:

$$N_{кр} = \frac{С^н_{пост} - С^б_{пост}}{С^б_{тех.уд} - С^н_{тех.уд}} =$$

$$= \frac{2000 - 0}{358,74 - 227,69} = \frac{2000}{131,05} \approx 16$$

Заключение

В предлагаемом варианте специализированные станки заменены на универсальные плоскошлифовальные станки 3Е711, оснащённые планетарными шлифовальными головками. Высокопористые круги заменены кругами со средней структурой, СТ и Т твердости. Правка происходит через определенные промежутки времени в зависимости от интенсивности обработки. Дорогостоящий водный раствор эмульсола «Аквол-2» заменен на 5%-ный водный раствор Na2CO3 («содовую воду»). Выбор режимов резания осуществляется по рекомендациям, представленным в данной работе.

Экономический эффект от внедрения нового технологического процесса начнет проявляться после выпуска 16 изделий.

Литература

1. Крымов, В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей [Текст] / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.

2. Пат. 78872 Украина, В 24 В 1/100. Способ планетарного шлифования / Горбачев А.А., Сурду Н.В., Долматов А.И., Телегин А.В.; заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский Авиационный Институт». – № а 2005 04196; заявл. 04.05.05; опубл. 25.04.07, Бюл. № 5.

3. Пат. 91409 Украина, В 24 В 1/100. Устройство и способ планетарного шлифования плоских поверхностей / Курин М.А., Долматов А.И., Горбачёв А.Ф., Горбачёв А.А.; заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский Авиационный Институт». – № а 2008 11417; заявл. 22.09.08; опубл. 26.07.10, Бюл. № 14.

4. Куцин, М.А. Начало переходной экономики [Текст] / Куцин М.А., В.Ф. Зенковский// От плана – к рынку. – Х.: Прапор, 2000. – Т.1. – 584 с.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, Харьковский НИИ технологий машиностроения, Харьков, Украина..

ЕФЕКТИВНІСТЬ ВИКОРИСТАННЯ ПЛАНЕТАРНОГО ГЛИБИННОГО ШЛІФУВАННЯ ПЛОСКИХ І ПЛОСКО ФАСОННИХ ПОВЕРХОНЬ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ З ВАЖКООБРОБЛЮВАНИХ МАТЕРІАЛІВ

О.О. Горбачов

Сформульовано проблема необхідності розробки нової технології обробки плоских і плоско фасонних поверхонь деталей авіаційних двигунів із важко оброблюваних матеріалів. Отримано нова технологія обробки плоских і плоско фасонних поверхонь деталей авіаційних двигунів за допомогою планетарної шліфувальної головки, що дозволяє більш ефективно і з меншими трудовитратами вести обробку важко оброблюваних матеріалів. Розроблено технологічний процес обробки плоских і плоско фасонних поверхонь на прикладі лопатки першого ступеня турбіни ТРДД Д-36. Вироблено економічне порівняння двох варіантів обробки.

Ключові слова: глибинне шліфування, технологічний процес, планетарне глибинне шліфування, економічний ефект, важкооброблювані матеріали.

EFFICIENCY OF PLANETARY DEEP GRINDING FLAT AND FLAT SHAPED SURFACE OF AIRCRAFT ENGINE PARTS DIFFICULT TO CUT MATERIALS

A.A. Gorbachov

We formulate the problem of the need to develop new processing technologies and flat planar shaped surfaces of aircraft engine parts from difficult to cut materials. A new processing technology and flat planar shaped surfaces of aircraft engine parts using a planetary grinding head that allows you to more efficiently and with less effort to process difficult to cut materials. The technological process of machining flat and planar surfaces shaped by the example of first stage turbine blade turbofan engines D-36. Produced economic comparison of two treatment options.

Key words: deep grinding, technological process, the planetary deep grinding, economic effect, difficult to machine materials

Горбачев Алексей Александрович – кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7.03

И.Ф. КРАВЧЕНКО, А.В. ЯКОВЕНКО

ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

МЕТОД РЕШЕНИЯ ИНЖЕНЕРНО-КОНСТРУКТОРСКОЙ ЗАДАЧИ ДОВОДКИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Приведен метод доводки авиационных газотурбинных двигателей малой степени двухконтурности. В его основе лежат статистические данные и математическая модель доводки двигателя-прототипа, которые позволяют устанавливать связи между достигаемой наработкой, количеством выявленных и устранённых дефектов на двигателе. Темпы выявления и устранения дефектов и их количество дефектов существенным образом зависят от видов и набора специальных испытаний, от качества этапа проектирования двигателя. Показана возможность оптимизации процесса доводки авиационных ГТД с малой степенью двухконтурности ($m \leq 1$), в частности двигателя АИ-222-25 на основании результатов ресурсных испытаний и доводки двигателя-прототипа АИ-25ТЛ.

Ключевые слова: *двигатель, ЭЦИ, испытания, ресурс, наработка, выявленные и устраненные дефекты.*

Введение

Значительные время и материальные затраты при создании авиационных ГТД занимает этап доводки двигателя, на котором выявляются и устраняются дефекты, препятствующие надежной работе двигателя на крыле самолета. Эти дефекты могут быть выявлены при проведении целого комплекса специальных работ и проверок двигателя, его длительных и эквивалентно-циклических испытаний.

Темпы доводки двигателя существенным образом зависят от особенностей конструкции двигателя, качества этапов его проектирования и производства, от видов и последовательности проведения испытаний, а также от возможности использования информации в части доводки, сертификации и эксплуатации двигателя.

В [1] на основании статистических данных и закономерностей доводки двухконтурного двигателя Д-36 были выявлены и сформулированы основные закономерности метода, позволяющего оптимизировать процесс доводки применительно к классу двигателей большой степени двухконтурности, в частности, к двигателям Д-136 и Д-18Т.

В основе метода лежат статистические данные по испытаниям и математическая модель доводки, которые позволяют устанавливать связь между наработкой, количеством выявленных и устранённых дефектов на двигателе.

В настоящей работе показана возможность применения подобного метода для оптимизации процесса доводки авиационных ГТД с малой степенью двухконтурности ($m \leq 1$). Этот метод применён для доводки двигателя АИ-222-25 на основании результатов ресурсных испытаний и доводки двигателя-прототипа АИ-25ТЛ.

1. Основные результаты ресурсных испытаний и доводки двигателя-прототипа

В свое время для установления ресурса двигателя АИ-25ТЛ были проведены эквивалентно-циклические испытания (ЭЦИ) трёх двигателей №25ТЛ03, №9052523400137 и №9052521700022. Двигатель №25ТЛ03 с 9.04.1971г. по 8.07.1977г. прошёл ЭЦИ за ресурс 3000 часов, а двигатели №9052523400137 и №9052521700022 прошли ЭЦИ за ресурс 5000 часов (соответственно с 15.05.1987г. по 21.01.1988г. и с 22.01.87г. по 20.07. 1988г.).

В результате обработки результатов ЭЦИ двигателей АИ-25ТЛ были построены зависимости между наработкой и выявленными и устранёнными дефектами (рис. 1). Определено понятие оптимальное поле доводки.

Процесс устранения дефектов следовал за процессом их выявления с отставанием не более чем на полгода.

Темп выявления дефектов по наработке был самым высоким за первую треть испытаний (до 2000 часов), когда было выявлено более 50% всех дефектов. График зависимости между наработанным ресурсом и выявленными дефектами представлен на рис. 2.

© И.Ф. Кравченко, А.В. Яковенко

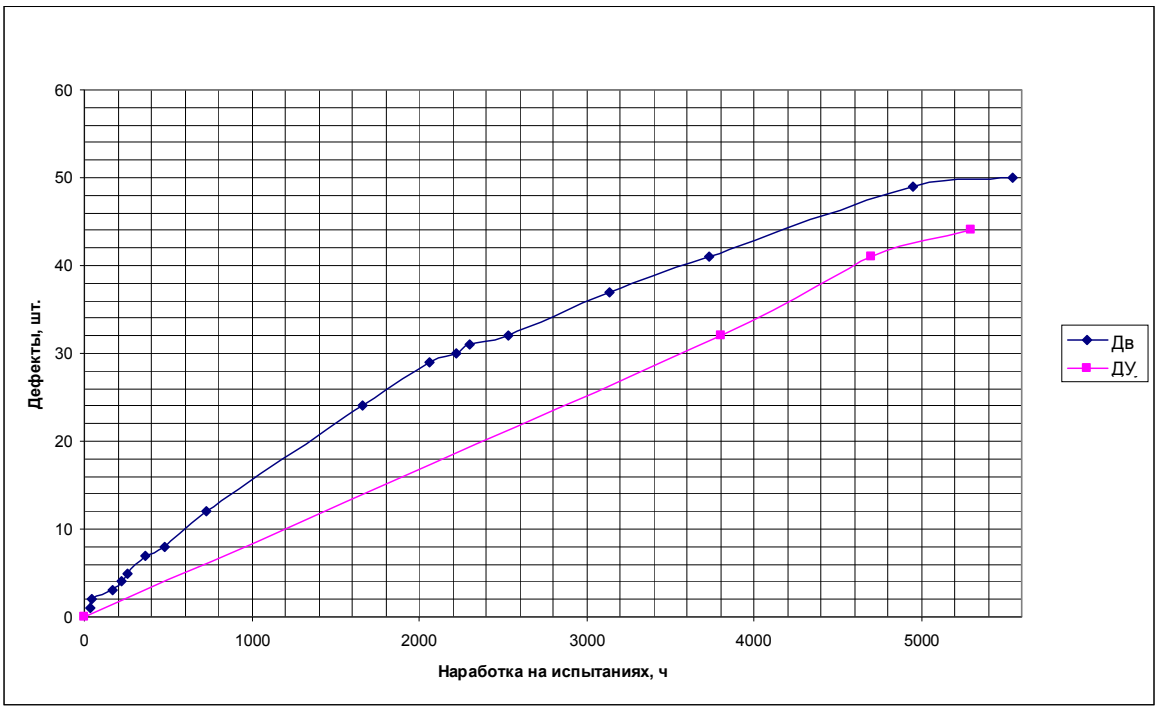


Рис. 1. Зависимость между наработанным количеством выявленными (Дв) и устранённых (Ду) дефектов двигателя-прототипа АИ-25ТЛ

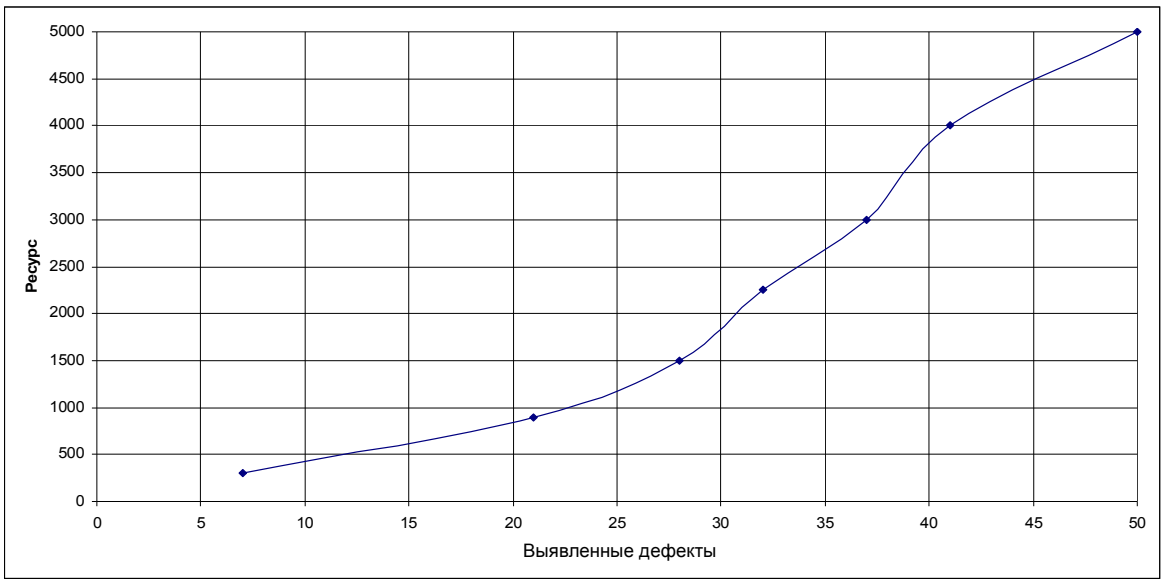


Рис. 2. Зависимость между достигнутым ресурсом и выявленными дефектами двигателя-прототипа АИ-25ТЛ

На рис. 1 и 2 могут быть две фазы доводки. Для второй фазы эти зависимости имеют прилинейный характер (и также как и в [1] для двигателя Д-36) могут быть описаны приближенно следующим образом:

$$D = D_0 + K_д \cdot (T - T_0); \quad (1)$$

$$P = P_0 + K_р \cdot (T - T_0); \quad (2)$$

$$K_с = \frac{P - P_0}{D - D_0} = \frac{K_р}{K_д}, \quad (3)$$

где D,T,P – текущие значения количества выявленных дефектов, наработки и достигнутого ресурса соответственно; D_0, T_0, P_0 – те же величины, полученные на начало второй фазы доводки; $K_д$, $K_р$, $K_с$ – коэффициенты связи соответственно между приращением количества выявленных дефектов и наработкой, ресурсом и наработкой, дефектами и наработкой.

Исходя из соотношений (1) – (3) были определены следующие коэффициенты связи для второй фазы доводки:

$K_д$ = 0,01 дефекта/час наработки;
$K_с$ = 10 часов наработки/дефект.

На рис. 3 и 4 приведены графики показывающие зависимость количества выявленных дефектов от стендовой наработки по годам доводки двигателя АИ-25ТЛ (“пилы “ доводки).

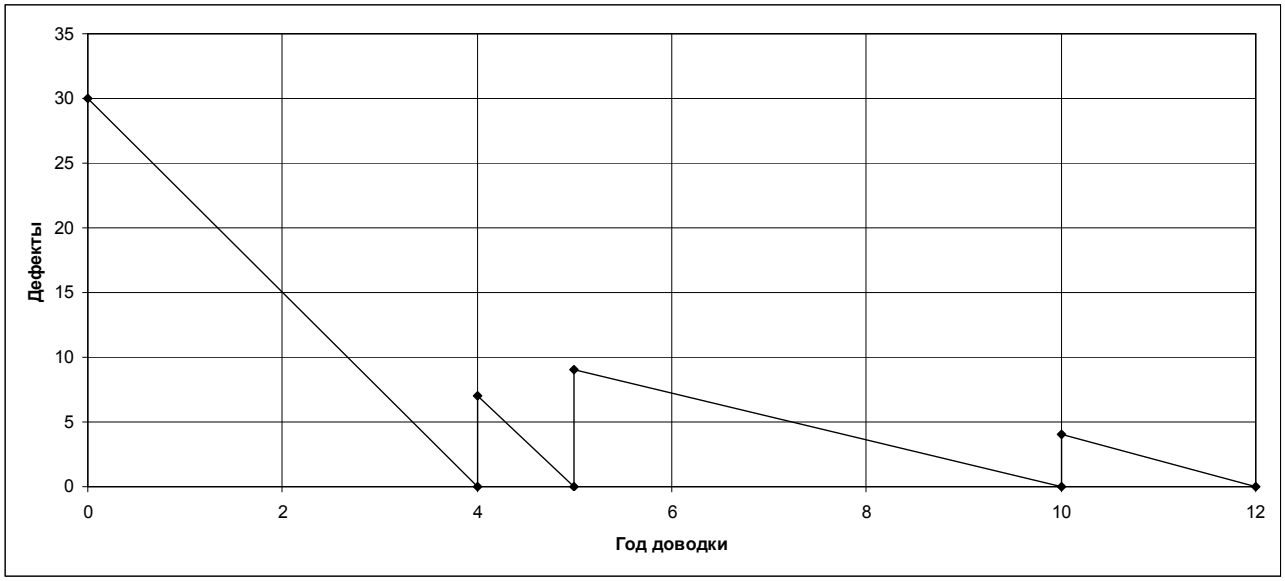


Рис. 3. Зависимость количества выявленных дефектов
по годам доводки двигателя-прототипа АИ-25ТЛ

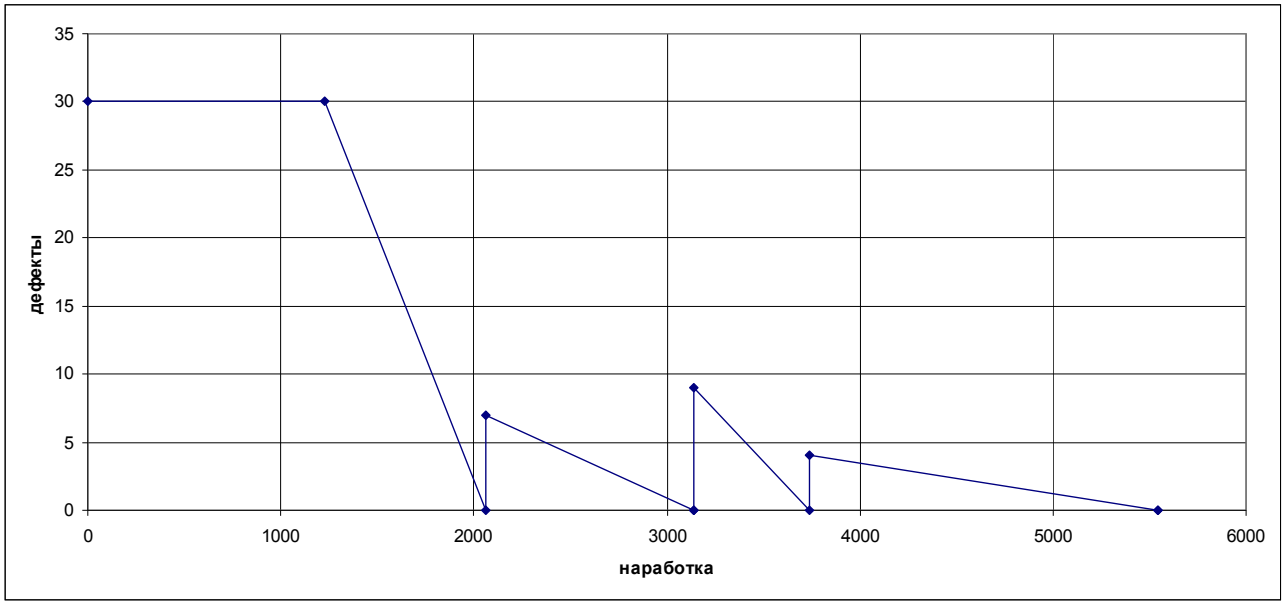


Рис. 4. Зависимость количества выявленных дефектов
от стендовой наработки двигателя-прототипа АИ-25ТЛ

Действительное поле доводки для двигателя-прототипа АИ-25ТЛ, построенное по результатам стендовых испытаний двигателей, указанных выше, показано на рис. 5.

Величины углов α, β, ограничивающих поле оптимальной доводки, определяются, с одной стороны, необходимостью снижения количества быстро выявляемых дефектов, а с другой стороны, ограничением величины суммарной стендовой наработки до экономически приемлемых значений.

Как видно из рис. 5, действительное поле доводки двигателя-прототипа АИ-25ТЛ близко к оптимальному полю доводки, характер которого определен для двигателей большой степени двухконтурности в [1].

Некоторое смещение зависимостей количества выявленных дефектов к верхней границе поля доводки, связано с тем, что на первоначальном этапе доводки было выявлено основное количество дефектов двигателя АИ-25ТЛ.

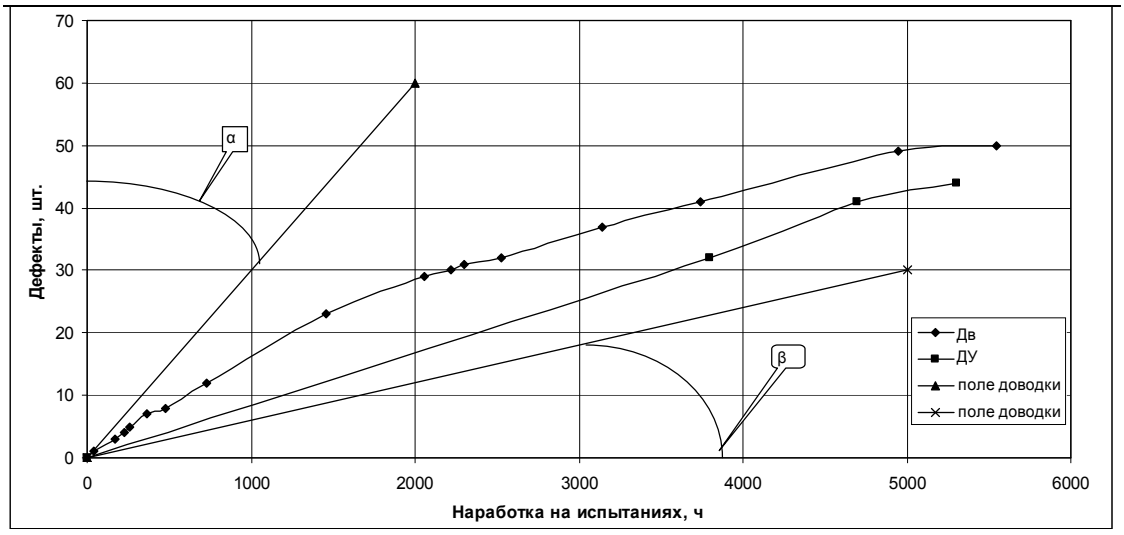


Рис. 5. Поле доводки для двигателя-прототипа АИ-25ТЛ;
отрезки прямых под углами α, β , ограничивающими поле оптимальной доводки

2. Ресурсные испытания и доводка двигателя АИ-222-25

Для осуществления прогноза доводки нового двигателя – АИ-222-25 до заданного ресурса необходимо знать, с одной стороны, закономерности и эталонное поле доводки эталонного двигателя (АИ-25ТЛ), а с другой стороны – величины коэффициентов относительной конструктивной сложности доводки $К_{осн}$ и наработки $К_{тн}$ нового двигателя сравнительно с эталонным. Тогда количество выявляемых дефектов нового двигателя и его наработка до заданного ресурса – произведение количества дефектов, выявленных на прототипе на соответствующий коэффициент – $К_{осн}$ или $К_{тн}$:

$$D_н = D_э \cdot К_{осн}; \quad (4)$$

$$T_н = T_э \cdot К_{тн}. \quad (5)$$

Кроме того, необходимо дополнительно определить коэффициенты новизны (отношение суммы оригинальных и аналогичных деталей нового и эталонного двигателя) и поправки на коэффициент дополнительной технической сложности нового двигателя. В данном случае, дополнительная техническая сложность двигателя АИ-222-25 связана с наличием системы управления двигателем нового поколения. Коэффициент относительной конструктивной сложности доводки $К_{осн}$ можно представить как произведение ряда подкоэффициентов, один из которых, связанный с наличием системы управления двигателем нового поколения равен 0,116 – отношение количества дефектов, связанных с системой управления, к общему числу выявленных дефектов.

Для установления ресурса двигателя АИ-222-25 были проведены ЭЦИ двух двигателей АИ-222-25 №№ 222003 и 222011 соответственно на ресурс 600 и 1200 часов. В результате обработки результатов указанных ЭЦИ были построены зависимости между наработкой и выявленными и устранёнными дефектами (рис. 6).

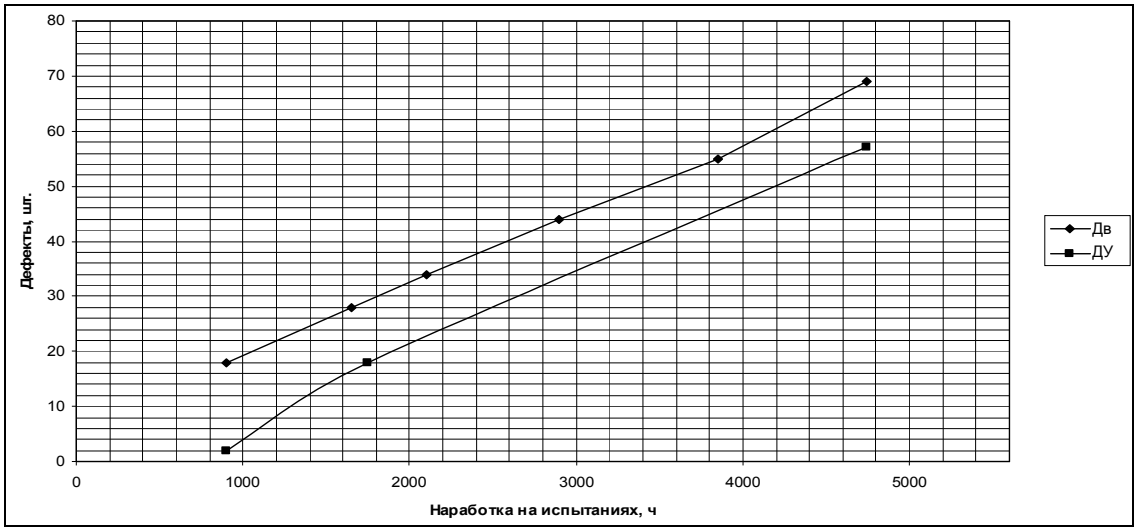


Рис. 6. Зависимость между наработкой и выявленными и устранёнными дефектами двигателя АИ-222-25

Аналогично двигателю-прототипу (АИ-25ТЛ) для АИ-222-25 темп выявления дефектов по наработке был самым высоким за первую треть (до 2000 часов) стендовой наработки, когда было выявлено более 50% всех дефектов.

Зависимость между достигнутым ресурсом и выявленными дефектами представлена на рис. 7.

На рис. 8 и 9 приведены полученные зависимости количества выявленных дефектов от стендовой наработки по годам доводки двигателя АИ-222-25 (“пила доводки“).

Как следует из приведенных рисунков время доводки АИ-222-25 по сравнению с эталонным двигателем (прототипом) уменьшено, что произошло благодаря более качественно проведенному проектированию: за счёт развития расчётно-аналитических методов и накопления опыта разработки двигателей.

График прогнозирования доводки по ожидаемым дефектам и наработке для двигателей АИ-222-25 и АИ-25ТЛ приведен на рис. 10.

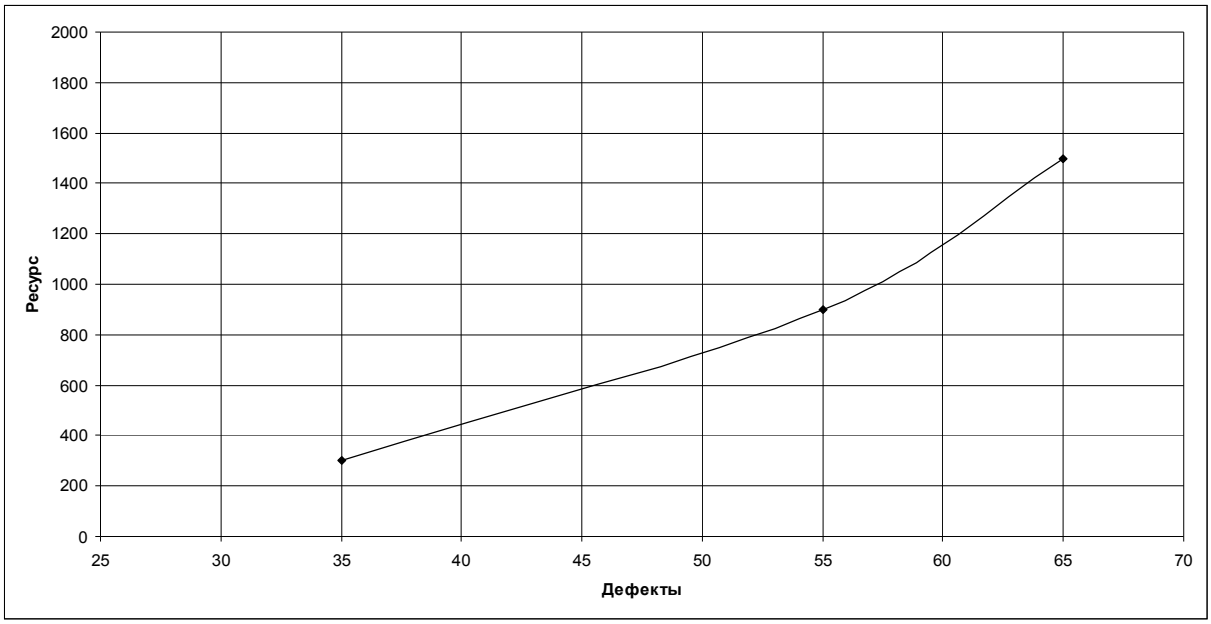


Рис. 7. Зависимость между достигнутым ресурсом и выявленными дефектами двигателя АИ-222-25

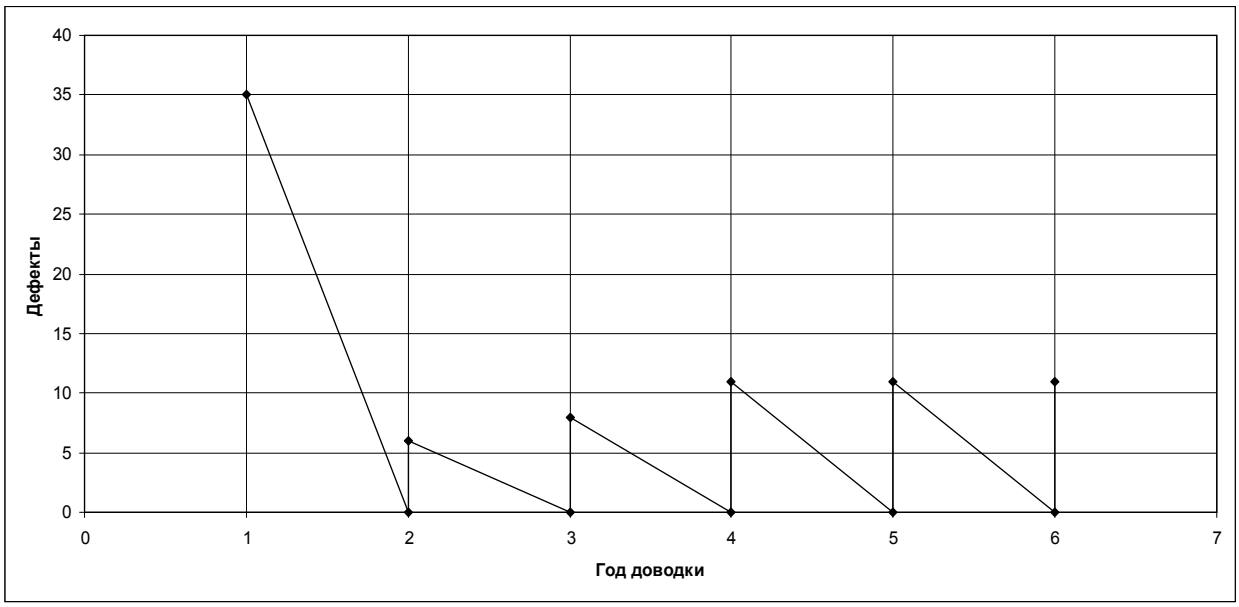


Рис. 8. Зависимость количества выявленных дефектов от стендовой наработки по годам доводки двигателя АИ-222-25

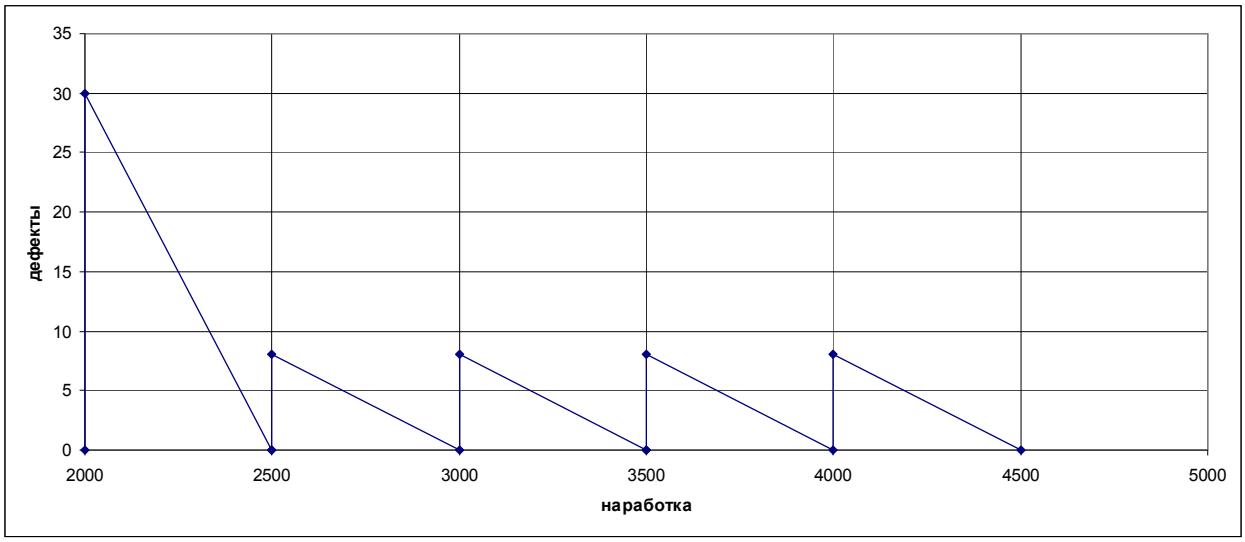


Рис. 9. Зависимость количества выявленных дефектов
от стендовой наработки двигателя АИ-222-25

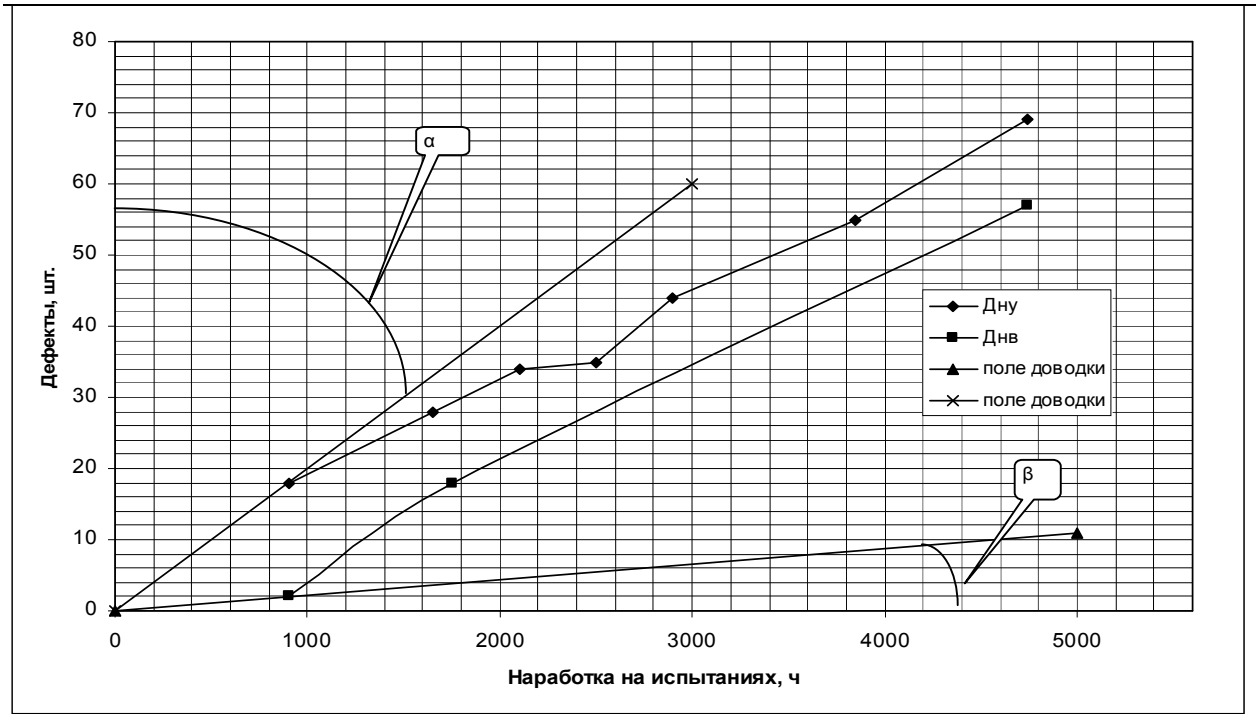


Рис. 10. Действительное поле доводки для АИ-222-25:
α, β – углы ограничивающие поле оптимальной доводки

По результатам стендовых испытаний двигателя АИ-222-25 можно сделать следующие выводы:

1) отличия в углах α и β на рис. 5 и 10 связаны с уменьшением необходимой наработки для достижения заданного ресурса и повышением качества разработки двигателей;

2) если исключить из общего количества выявленных дефектов АИ-222-25 дефекты, связанные со следующими причинами:

– снижение технологической дисциплины в производстве комплектующих и узлов самого двигателя (основная причина установленная в ходе проведения работ по устранению выявленных дефектов; 12 дефектов);

– многочисленность переборок в связи проведением работ на ФГУПП «Салют» и ГП «Ивченко-Прогресс»(8 дефектов);

– наличием системы управления двигателем нового поколения – ЭСУ-222 (10 дефектов),

то можно констатировать уменьшение общего количества выявленных дефектов (39 против 50 для АИ-25ТЛ), и, следовательно, увеличение эффективности доводки и разработки двигателя в целом.

Заключение

В процессе проведенного исследования установлено, что доводка двигателя АИ-222-25 велась в оптимальном поле доводки, определенном по результатам доводки двигателя-прототипа.

Доказано, что предложенная в [1] концепция решения инженерно-конструкторской задачи доводки двигателей большой степени двухконтурности может быть распространена и на двигатель меньшей размерности и степени двухконтурности – АИ-222-25.

Сравнительно с результатами [1] доводка АИ-222-25 показала меньшее количество выявленных дефектов и меньший период доводки, что связано с накоплением опыта разработки двигателей и развитием аналитических методов анализа конструкции, в частности совершенствование метода конечно-элементного расчёта, широко использовавшегося при проектировании АИ-222-25 (снижение числа выявленных дефектов основных деталей по сравнению с АИ-25ТЛ).

Литература

1. Муравченко, Ф.М. Концепции создания и доводки семейства высокоэффективных ТРДД с большой степенью двухконтурности: дис. в форме научного доклада на соискание ученной степени доктора техн. наук: 05.07.05 [Текст] / Муравченко Федор Михайлович, ХАИ. – Х., 1991. – 56 с.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

МЕТОД РОЗВ'ЯЗАННЯ ІНЖЕНЕРНО-КОНСТРУКТОРСЬКОГО ЗАВДАННЯ ДОВЕДЕННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ МАЛОГО СТУПЕНЮ ДВОКОНТУРНОСТІ

І.Ф. Кравченко, А.В. Яковенко

Наведено метод доведення авіаційних газотурбінних двигунів малого ступеню двохконтурності. В основу метода покладено статистичні дані та математична модель доведення двигуна-прототипу, яка дозволяє встановлювати зв'язок між досягнутим наробітком, кількістю виявлених та усунених дефектів на двигуні. Темпи виявлення та усунення дефектів та їх кількість значним чином залежать від видів та комплекту спеціальних випробувань, від якості етапу проектування двигуна. Показано можливість оптимізації процесу доведення авіаційних ГТД з малою ступеню двоконтурності ($m \leq 1$), зокрема двигуна АІ-222-25 на базі результатів випробувань та доведення двигуна-прототипу АІ-25ТЛ.

Ключові слова: двигун, ЕЦВ, випробування, ресурс, наробіток, виявлені та усунені дефекти.

METHOD OF SOLUTION ENGINEERING TASK ON LIFE AVIATION ENGINE SMALL SCALE LOW BYPASS RATIO

I.F. Kravchenko, A.V. Yakovenko

The state-of-the-art review of experimental researches on life aviation gas turbine engine small scale low bypass ratio. Inherently of method statistical data on test and mathematical model finishing, which allow be setted connection between running hours, amount revealed and debugged defect in engine. Rate revelation and debugged defect (rate finishing engine), amount defects essentially dependent from view and set special test, from quality stage engineering of engine. Demonstration capability application method, permitting optimize process on life aviation gas turbine engine small scale low bypass ratio ($m \leq 1$). This method application for debugging engine AI-222-25 on the ground result life test and debugging engine- prototype AI-25TL/

Key words: engine, ECT, test, life, running hours, expose and eliminate defects.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, доцент, Генеральный конструктор ГП ЗМКБ "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина.

Яковенко Андрей Владимирович – инженер-конструктор, ГП ЗМКБ « Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

УДК 621.438:621.564:621.643

Р.В. СЕРГИЕНКО, Б.Д. БИЛЕКА, В.Я. КАБКОВ

Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев, Украина

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОЧЕГО ЦИКЛА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТЕПЛОУТИЛИЗИРУЮЩИХ УСТАНОВОК С НИЗКОКИПЯЩИМИ РАБОЧИМИ ТЕЛАМИ

Учитывая огромнейший потенциал сбросной теплоты газотранспортных систем, утилизация этой теплоты на компрессорных станциях (КС) магистральных газопроводов может стать серьезным фактором повышения эффективности работы КС. Как подтверждают мировые тенденции, существенные достоинства в реализации таких проектов имеют безводные технологии с использованием в качестве рабочего тела цикла Ренкина низкокипящих рабочих тел (НРТ).

В работе рассмотрены вопросы выбора НРТ и начальных параметров паросилового цикла. Проведен сравнительный анализ термодинамических характеристик и параметров рабочего цикла пентана и гексана. Исследования позволили определить влияние изменения начальных параметров на эффективность ТУЭУ.

Ключевые слова: *теплоутилизирующая энергетическая установка, низкокипящие рабочие тела, пентан, гексан, паросиловой цикл, параметры пара, рабочее тело.*

Введение

Применение низкокипящих рабочих тел (НРТ) открывает реальные возможности широкого использования огромных запасов источников низко-, а в ряде случаев и среднепотенциальной теплоты промышленного и природного происхождения для производства механической или электрической энергии. Такой способ получения механической или электрической энергии от названных выше источников теплоты по сути безальтернативен.

Существует достаточно большой класс НРТ, использование которых для рассматриваемых целей возможно [1]. К низкокипящим веществам, применяемым в ТУЭУ, в настоящее время относятся: фреоны и их смеси; природные хладагенты (углеводороды, аммиак, диоксид углерода, воздух, вода); смеси фреонов с углеводородами, смеси углеводородов. Эти вещества производятся в основном для потребителей химической промышленности и нужд холодильной техники.

Однако наиболее перспективными, нашедшими наибольшее распространение, оказались органические вещества группы предельных углеводородов, а также фреоны. Область применения последних – низкотемпературные источники теплоты с температурой порядка 80-120 °С. Для первой группы характерны более высокие температуры.

Наиболее перспективными и распространенными органическими рабочими веществами являются пентан и гексан, а в некоторых случаях пропан и изобутан. В геотермальной электроэнергетике для источников теплоты с температурой выше 120 °С чаще всего применяются пентан и изобутан [2]. Надо отметить, что НРТ этой группы могут быть использованы в качестве рабочих тел и при существенно более высокой температуре источников сбросной теплоты. Причиной этого является то, что несмотря на более высокие термодинамические свойства воды как рабочего тела при более высоких температурах, ряд теплофизических свойств этих НРТ предопределяют неоспоримые технологические качества в реализации паросилового цикла.

Особенности НРТ. Интерес к НРТ вызван следующим рядом объективных причин:

1) Сравнительно низкой критической и, следовательно, рабочей температурой (130-280 °С), температурой кипения (для пентана 36 °С, гексана 68,7 °С), что позволяет утилизировать теплоту в широком температурном диапазоне, а также комплексно и эффективно использовать низкопотенциальную теплоту;

2) высокой температурой конденсации при атмосферном давлении (35-45 °С), благодаря чему можно использовать воздушные конденсаторы даже в тяжелых летних условиях, сохраняя при этом достаточно высокие температурные напоры в конденсаторах и выполняя их с атмосферным или близким к нему давлением, что существенно упрощает и удешевляет конструкцию;

3) низкая температура замерзания (от –70 до –80 °С), что является важным улучшающим обстоя-

© Р.В. Сергиенко, Б.Д. Билека, В.Я. Кабков

тельством для эксплуатации установки;

4) высокая, существенно больше чем паров воды, плотность паров НРТ, что позволяет выполнять паровые турбины, паропроводы с заметно лучшими высокогабаритными характеристиками;

5) низкие скорости звука в парах НРТ, что упрощает конструкции, проектирование и изготовление турбин;

6) возможность использования НРТ и для производства холода;

7) возможность работы ТУЭУ в автоматизированном, автономном режиме.

К отрицательным свойствам НРТ следует отнести такие:

1) взрывопожароопасность ряда НРТ;

2) невысокие транспортные свойства в передаче теплоты вследствие низкой теплопроводности, что приводит к необходимости существенно развивать поверхности теплообмена и, следовательно, габариты и массу теплообменных аппаратов;

3) сравнительно низкая температура самовоспламенения, что вынуждает применять либо двухконтурные схемы установок с промежуточным высокотемпературным теплоносителем, либо искусственно снижать температуру греющих сред (в основном отработанных газов огнетехнических устройств) до температур ниже самовоспламенения.

Одним из наиболее ярких и убедительных примеров может служить случай использования сбросной теплоты на компрессорных станциях (КС) магистральных газопроводов, где в качестве греющей среды используются выхлопные газы приводных газовых турбин с температурой от 350 до 560 ^{o}C.

В работах [3, 4] рассматривались вопросы выбора рабочих веществ и параметров рабочего цикла Ренкина для ряда НРТ. В качестве основного был исследован и выбран н-пентан. Однако рабочие паросиловые циклы были рассмотрены преимущественно в докритической области состояния пара. Вместе с тем некоторые данные, полученные по гексану, также свидетельствуют о возможности использования его в качестве рабочего тела в цикле Ренкина.

Цель работы: исследовать и сравнить термодинамические характеристики пентана и гексана – прежде всего удельной работы и эффективного КПД – в областях состояния паров пентана и гексана от докритического до критического и сверхкритического состояния.

По результатам проведенного анализа термодинамических и теплофизических свойств органических веществ [1] в качестве рабочего тела были выбраны н-пентан и гексан. Для персонала и окружающей среды они нетоксичны и озонобезопасны, не приводят к коррозии проточной части, имея при этом хорошую текучесть. Гексан, имея в определенном температурном диапазоне лучшие термодинамические свойства (удельную работу цикла, эффективный КПД, удельную работу сжатия), уступает по такому важному показателю как температура самовоспламенения (для пентана она становит 554 К, гексана 534 К). Но это не мешает использовать его в двухконтурных схемах теплоутилизирующих энергоустановок, где отсутствует прямой контакт НРТ с выхлопными газами.

Результаты и анализ расчетов

При реализации цикла Ренкина возможно использование трех состояний начальных параметров рабочего тела: 1) линия сухого насыщенного пара; 2) область перегретого пара; 3) сверхкритическая область.

На рис. 1 в системе координат давление-энтальпия изображен термодинамический цикл Ренкина на гексане в ln(p)-i диаграмме при начале цикла из названных областей.

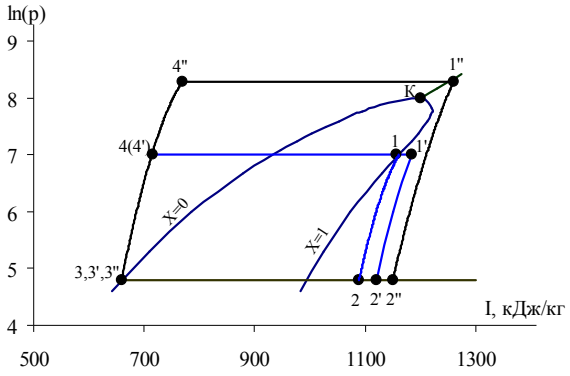


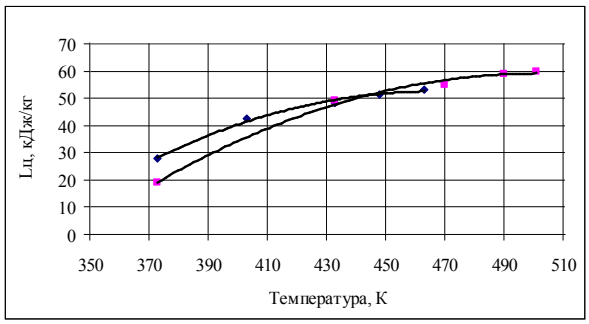
Рис. 1. Термодинамические циклы Ренкина теплоутилизирующей энергоустановки при различных начальных температурах

Реализация цикла осуществляется по такой схеме: 1) 1-2 – адиабатический процесс расширение в турбине; 2) 2-3 – изобарное охлаждение и конденсация НРТ; 3) 3-4 - сжатие гексана; 4) 4-1 – изобарное испарение и перегрев рабочего тела в парогенераторе.

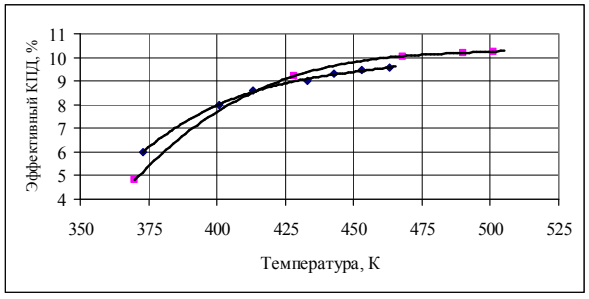
Учитывая возможную потерю тепла на участке от парогенератора до турбины, желателен небольшой перегрев рабочего тела на 3-5 К. На рис. 1 этому соответствует цикл 1'-2'-3'-4' – докритический режим с незначительным перегревом. Особенностью сверхкритического режима (1"-2"-3"-4") есть то, что процесс парообразования происходит скачкообразно, поэтому не наблюдается явного участка парообразования.

Методика расчетов.

С помощью разработанной методики в расчетах определялись все показатели, характеризирующие рабочий цикл. Это полезная работа турбины, расход рабочего тела, работы на сжатие и охлаждение и т.д. Термодинамические расчеты, которые проводились в широком диапазоне начальных температур цикла из различных областей начального состояния пентана и гексана, определили характеристики этих НРТ и позволили сделать рациональный выбор целесообразной области их работы. В соответствии с рабочей программой исследований расчитывались циклы с различными вариантами изменения рабочих параметров. На рис. 2 для докритических режимов приведены некоторые характеристики упомянутых рабочих тел.



а)



б)

Рис. 2. Зависимости удельной работы (а) цикла и эффективного КПД (б) от начальной температуры пентана и гексана в цикле:
♦ – пентан; ■ – гексан

Одним из основных требований к выбору начальной температуры есть необходимость обеспечения температуры греющей среды на входе в парогенератор НРТ ниже на 5-7 К температуры самовоспламенения рабочего тела. Варианты реализации этого условия рассматривались в [3, 5].

Разработанная методика расчета позволяет определить разность температур между греющим теплоносителем и нагреваемым по всему тракту. Заданные их величины определяют ограничения по мощности теплового источника. Эта методика использована в программе при расчете температуры греющей среды и разности температур НРТ и греющей среды по ходу течения этих сред. Исходя из расчетных данных был построен термодинамический цикл на гексане при заданной величине источника теплоты (в нашем случае рассматривался применяемый на ГТС газотурбинный двигатель ДН-70 с температурой 495 °С и расходом выхлопных газов 34,9 кг/с).

Расчет выполняется методом последовательных приближений при условии, что разница температур между греющей средой и рабочим телом (Δt) будет не ниже 8 К. Соблюдение этих условий позволяет в дальнейшем просчитывать реализуемые термодинамические циклы на НРТ и судить об осуществляемости процесса. Свойства вещества в сверхкритическом состоянии промежуточны между его свойствами в газовой и жидкой фазе. Учитывая полученные результаты, а также результаты [5], можна провести сравнительный анализ пентана и гексана – рис. 3 и 4.

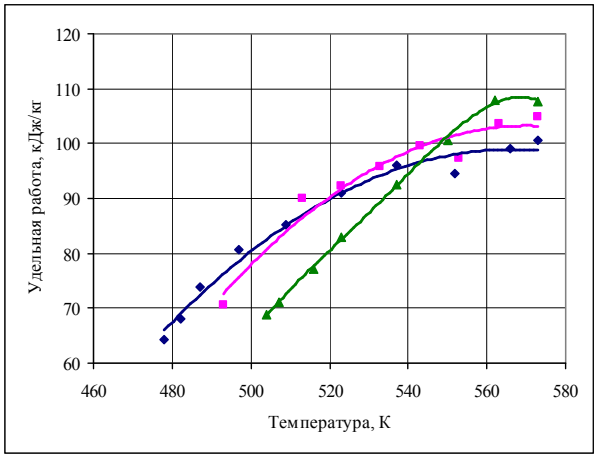


Рис. 3. Зависимость удельной работы пентановой турбины от начальной температуры пентана при различных давлениях:
♦ – 3,7 МПа; ■ – 4,8 МПа; ▲ – 6,5 МПа

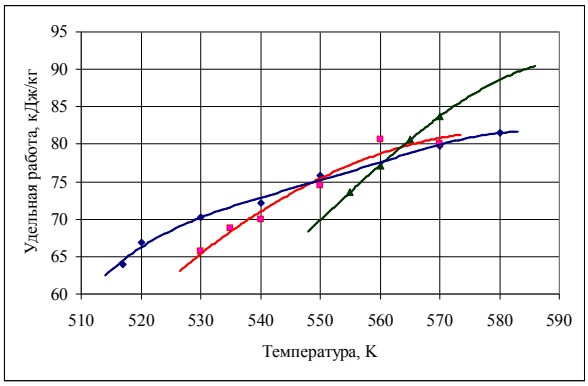


Рис. 4. Зависимость удельной работы гексановой турбины от начальной температуры гексана при различных давлениях:
♦ – 3,2 МПа; ■ – 4,0 МПа; ▲ – 5,0 МПа

Как вариант, рассматривались сверхкритические начальные параметры цикла по линии критического удельного объема (на рис. 1 от точки К до 1"). Здесь наблюдается явное преимущество пентана (рис.5), но не хватает заданной мощности сбросной теплоты и условие разницы температур греющей и нагреваемой среды не соблюдается, т.е. источник сбросной теплоты не ограничен.

При увеличении температуры рабочего тела тенденция роста удельной работы сохраняется при реализации цикла по линии критической изохоры, но это происходит только в условиях неограниченного источника тепловой мощности.

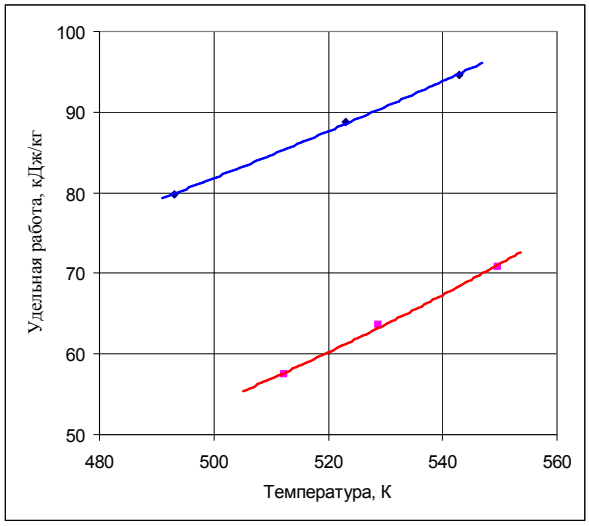


Рис. 5. Зависимость удельной работы турбины от начальной температуры рабочего тела при критическом удельном объеме:
♦ – пентан; ■ – гексан

Выводы

Из анализа полученных результатов можно сделать следующие выводы:

1. Исследования показали, что при сравнении рабочих циклов из начальных точек с граничной линии сухого насыщенного пара и из области перегретого пара при сохранении давления и повышении температуры пара удельные работы, получаемые в ТУЭУ, из-за роста работы охлаждения будут возрастать незначительно (4-5%). Поэтому нельзя признать однозначным вывод о целесообразности применения перегрева пара и необходимо рассмотрение каждого конкретного случая. Учитывая возможные потери теплоты при транспорте пара от парогенератора к паровой турбине целесообразно идти на небольшой перегрев пара (на 3-5 градусов).

2. При сравнении термодинамических параметров и характеристик НРТ на докритических режимах следует иметь ввиду, что наклон правой пограничной кривой (линии насыщения) гексана более крутой, чем у пентана, что увеличивает работу охлаждения рабочего тела при одинаковом изменении в них начального давления и температуры. Относительная удельная работа охлаждения для пентана ощутимо ниже, чем у гексана. Транспортные и теплоаккумулирующие качества по передаче теплоты, характеризируемые величинами коэффициентов теплопроводности и теплоемкости, у гексана несколько выше (примерно на 10 и 20% соответственно).

3. Исследования показали, что термодинамические показатели гексана в диапазоне начальных температур от 425 до 495 К несколько выше, чем у пентана (по КПД на 7,3%, по удельной работе до 11%). Однако при более высоких температурах эти показатели у пентана выше. Учитывая режимы роботы ТУЭУ на НРТ в условиях КС, а именно изменение нагрузок и температур в широком диапазоне работы, а также то, что температура самовоспламенения гексана на 20 градусов ниже, чем у пентана, последний более эффективен.

4. Перевод режима работы установок на пентане и гексане на критические и сверхкритические параметры по сравнению с докритическими с началом рабочего цикла с линии насыщения, в зависимости от давления, при росте удельной работы практически в 2 раза повышает внутренний эффективный КПД на 5-13% для пентана, а для гексана при росте на 50%, повышение КПД - на 8-10%. Но поскольку при этом существенно возрастает толщина стенок турбины, паро- и трубопроводов, теплообменников, и таким образом массогабаритные показатели в целом, решение о переходе к работе на таких режимах должно приниматься на базе детального технико-экономического обоснования.

Литература

1. Билека, Б.Д. Низкокипящие вещества для работы в качестве рабочих тел в теплоутилизирующих энергоустановках на компрессорных станциях магистральных газопроводов [Текст] / Б.Д. Билека, Е.П. Васильев // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2003. – Вип. 42/7. – С. 33 – 35.

2. Применение двухконтурных паротурбинных энергоустановок на низкокипящих рабочих телах в условиях геотермальных месторождений Украины [Текст] / А.А. Долинский, В.Н. Клименко, Б.Д. Билека, Е.П. Васильев // Промышленная теплотехника. – 2000. – Т. 22. – С. 30 – 42.

3. Билека, Б.Д. Комбинированные энергохолодильные установки для повышения эффективности работы газотранспортных систем [Текст] /

Б.Д. Билека // Промышленная теплотехника. – 2006. – № 2. – С. 132 – 149.

4. Сапожников, М.Б. Предельная эффективность электрических станций на низкокипящих рабочих телах [Текст] / М.Б. Сапожников, Н.И. Тимошенко // Теплоэнергетика. – 2005. – № 4. – С. 68 – 72.

5. Билека, Б.Д. Особенности выбора начальных параметров безводного цикла Ренкина для энергетических установок, утилизирующих сбросную теплоту приводных газотурбинных установок компрессорных станций [Текст] / Б.Д. Билека, В.Я. Кабков, Р.В. Сергиенко // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 2 (25)/2011. – С. 138 – 141.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., академик НАН Украины, зав. отдела ВТТГД А.А. Халатов, Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев, Украина.

ШЛЯХИ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РОБОЧОГО ЦИКЛУ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ТЕПЛОУТИЛІЗУЮЧИХ УСТАНОВОК З НИЗЬКОКИПЛЯЧИМИ РОБОЧИМИ ТІЛАМИ

Р.В. Сергієнко, Б.Д. Білека, В.Я. Кабков

Враховуючи величезний потенціал скидної теплоти газотранспортних систем, утилізація цієї теплоти на компресорних станціях (КС) магістральних газопроводів може стати серйозним фактором підвищення ефективності роботи КС. Як підтверджують світові тенденції, суттєві переваги в реалізації таких проектів мають безводні технології з використанням в якості робочого тіла в циклі Ренкіна низькокиплячих робочих тіл (НРТ). В роботі розглянуто питання вибору НРТ і початкових параметрів паросилового циклу. Проведено порівняльний аналіз термодинамічних характеристик і параметрів робочого циклу пентану і гексану. Дослідження дозволили визначити вплив зміни початкових параметрів на ефективність ТУЕУ.

Ключові слова: теплоутилізуюча енергетична установка, низькокиплячі робочі тіла, пентан, гексан, паросиловий цикл, параметри пару, робоче тіло.

WAYS TO IMPROVE THE EFFICIENCY OF THE WORKING CYCLE OF HEAT UTILIZED POWER PLANTS WITH LOW-BOILING WORKING MEDIUM

R.V. Sergienko, B.D. Bileka, V.J. Kabkov

Taking into account the great potential of waste heat of gas transportation systems, utilization of this heat at the compressor stations of gas pipeline could be a major factor in increasing the efficiency of its work. As confirmed by world trends, significant advantages in implementing of these projects are using waterless technology with low boiling medium (LBM) as working medium in Rankine cycle. The issues of choice LBM and initial parameters of steam power cycle are discussed in the paper. A comparative analysis of the thermodynamic characteristics and parameters of the working cycle of pentane and hexane is made. Researches have allowed to determine the influence of changes in the initial parameters on efficiency of heat utilized power plants.

Key words: heat utilized power plant, low-boiling working media, pentane, hexane, steam power cycle, steam parameters, the working medium.

Сергиенко Роман Владимирович – аспирант, инженер I категории отдела диагностики и оптимизации в энергетике Института технической теплофизики Национальной академии наук Украины, Киев, Украина, e-mail: bilbo1@i.com.ua.

Билека Борис Дмитриевич – доктор технических наук, заведующий лабораторией технологий комбинированной выработки энергии Института технической теплофизики Национальной академии наук Украины, Киев, Украина, e-mail: bilbo1@i.com.ua.

Кабков Виктор Яковлевич – научный сотрудник отдела диагностики и оптимизации в энергетике Института технической теплофизики Национальной академии наук Украины, Киев, Украина, e-mail: bilbo1@i.com.ua.

УДК 621.438

М.А. ТАРАСЕНКО, А.И. ТАРАСЕНКО

Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина

ЧАСТИЧНЫЕ РЕЖИМЫ ГТД РАЗНЫХ СХЕМ С ПРОМЕЖУТОЧНЫМ ТЕПЛООБМЕННИКОМ И ТУК

Рассматривается газотурбинный двигатель (ГТД), имеющий теплоутилизационный контур (ТУК) и промежуточный теплообменный аппарат между компрессорами. Компрессор считается состоящим из двух агрегатов. Компрессор перед промежуточным теплообменным аппаратом имеет отдельный привод. КПД установки поддерживается достаточно высоким в широком диапазоне мощностей регулировкой температуру воздуха на выходе из промежуточного теплообменного аппарата. Приведены результаты расчета для ГТД на базе одновальной схемы с использованием промежуточного теплообменного аппарата в режимах, как охладителя, так и подогревателя воздуха.

Ключевые слова: *ГТД, ТУК, компрессор, теплообменный аппарат, кпд, расход, температура цикла.*

Введение

Особенностью газотурбинного двигателя (ГТД) с теплоутилизирующим контуром (ТУК) является существенная зависимость температуры перед утилизационным котлом от режима работы и температуры наружного воздуха. Этот факт затрудняет осуществление утилизации и понижает КПД на частичных режимах работы.

Схема, предложенная в [1, 2] в большой степени свободна от указанных недостатков. Эта схема показана на рис. 1.

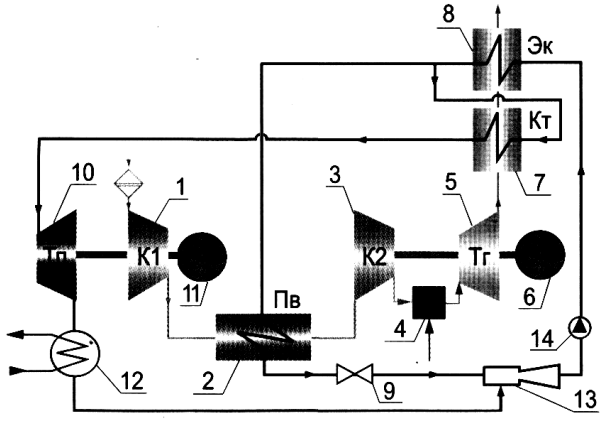


Рис. 1. Схема одновального ГТД с ТУК и промежуточным подогревателем циклового воздуха:
1 – первый компрессор; 2 – подогреватель циклового воздуха; 3 – второй компрессор; 4 – камера сгорания; 5 – турбина газовая; 6 – генератор (внешняя нагрузка); 7 – котел; 8 – водоподогреватель (экономайзер); 9 – регулирующий кран; 10 – турбина паровая; 11 – генератор (внешняя нагрузка); 12 – конденсатор; 13 – струйный аппарат; 14 – насос

Работа ГТД рис. 1 подробно описана в [1, 2].

Рисунки в предлагаемой статье выполнены на основе рисунка из статьи [2]. Авторы признательны редакции журнала «Газотурбинные технологии» за удачное представление схемы ГТД.

Обнадеживающие результаты, полученные в [1, 2] позволяют провести сравнительные расчеты для других известных схем ГТД.

Используя в этих схемах ГТД промежуточный подогрев воздуха, и регулируя температуру воздуха на выходе из промежуточного теплообменного аппарата, можно менять мощность двигателя с незначительным понижением температуры цикла, а следовательно и КПД, и без срыва ТУК.

1. Формулирование проблемы

Рассматривается схемы ГТД, изображенные на рис. 1 и рис. 2, в которых осуществляется подогрев циклового воздуха между компрессорами. Для подогрева воздуха используется низкопотенциальное тепло отходящих из утилизационного котла газов. Низкопотенциального тепла обычно много. Необходимо получить зависимость КПД двигателей рассматриваемых схем от относительной мощности при управлении температурой воздуха за промежуточным теплообменным аппаратом.

Цель работы – обосновать, путем сравнительных расчетов на ЭВМ, области применения рассматриваемых схем ГТД с промежуточным подогревателем циклового воздуха.

Общие соображения

На рис. 1 показана схема газотурбинного двигателя с ТУК и промежуточным подогревателем

© М.А. Тарасенко, А.И. Тарасенко

циклового воздуха на базе одновального ГТД. Эта схема рассмотрена в [1, 2] для турбогенератора.

На рис. 2 показана схема, в которой электрическая машина (рис. 1, позиция 11) отсутствует.

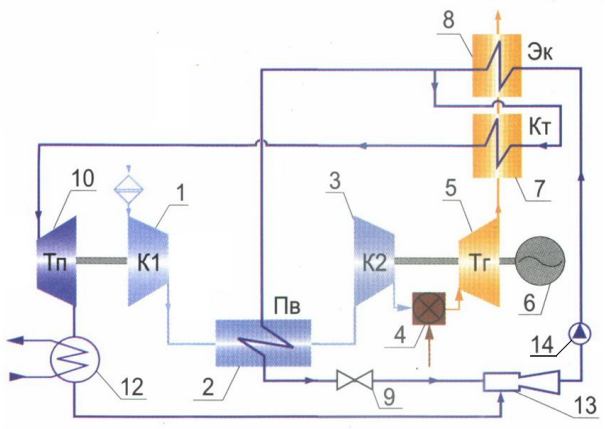


Рис. 2. Схема ГТД со свободной паровой турбиной ТУК для привода компрессора К1 и промежуточным подогревателем циклового воздуха

Для схемы рис. 2 скорость вращения компрессора перед теплообменным аппаратом переменна и определена балансом мощностей паровой турбины Тп и компрессора К1.

В процессе работы схем рис. 1 и рис. 2 используется следующий алгоритм работы:

1. На режимах работы близких к номинальному режиму мощность двигателя регулируют изменением температуры за подогревателем циклового воздуха. Температуру цикла при этом поддерживают на заданном уровне (как вариант – равной температуре на номинальном режиме). Таким способом понижают мощность до тех пор, пока температура за подогревателем циклового воздуха не станет равной 200 °С, если есть проблемы с устойчивой работой компрессора, то температуру на выходе из промежуточного теплообменного аппарата можно поддерживать на более низком уровне, например, на 150 °С с возможностью понижения.

2. Если температура за подогревателем циклового воздуха равна максимально допустимой, то ее поддерживают на заданном уровне, а температуру цикла понижают.

2. Решение проблемы

Необходимо определиться с возможностью использования схемы рис. 2 в качестве энергетической машины, и рассмотреть применение этой схемы, в качестве главного судового двигателя работающего по винтовой характеристике.

Сравнительный анализ схем рис. 1 и рис. 2 выполнен при следующих параметрах номинального режима:

Температура за камерой сгорания ..... 1000 °С;
Суммарная степень повышения давления 20;
КПД элементарной ступени 0,9;
Температура за подогревателем (охладителем) циклового воздуха ..... 40 °С;
Степень восстановления полного давления в котле, подогревателе и камере сгорания 0,95;
Отношение КПД парового цикла к КПД цикла Карно ..... 0,55.

Результаты сравнительных расчетов показаны на графиках рис. 3.

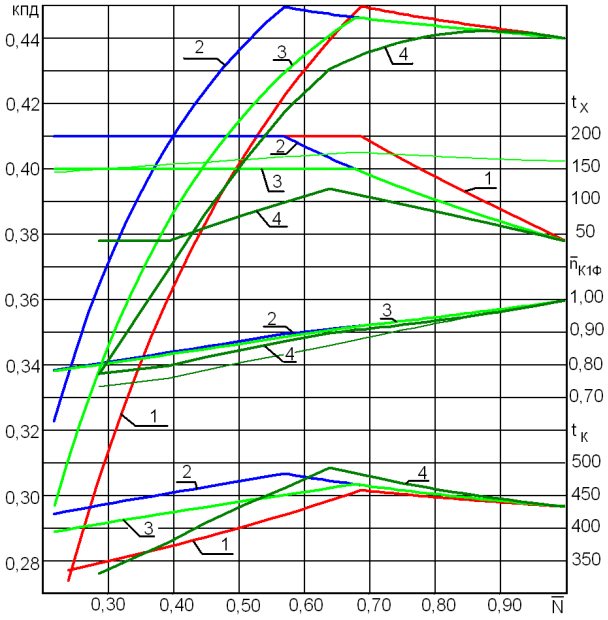


Рис. 3. Параметры ГТД схем рис. 1 и 2 при температуре наружного воздуха 15 °С: 1 – параметры схемы рис. 1; 2 – параметры схемы рис. 2 при 200 °С; 3 – параметры схемы рис. 2 при 150 °С; 4 – параметры схемы рис. 2 при работе по винтовой характеристике

На рис. 3 цифрой 1 указаны параметры ГТД схемы рис. 1. Так как в этой схеме скорость вращения компрессоров постоянна, то на графике она не показана. Цифрой 2 на этом рисунке указаны параметры ГТД схемы рис. 2 при максимальной температуре за подогревателем воздуха 200 °С. Видно, что параметры схемы рис. 2 лучше по сравнению со схемой рис. 1, однако, требуется анализ работы компрессоров. Способ повышения устойчивости – уменьшить температуру воздуха за подогревателем (кривые 3). Этим способом авторы злоупотребляли с целью обеспечить работу ГТД рис. 2 по винтовой характеристике. Формально ГТД рис. 2 по винтовой характеристике работать может, но лучше использовать винт регулируемого шага (ВРШ).

Если не применять ВРШ, то реверс реализовать затруднительно.

На рис. 4 показаны характеристики компрессоров с линиями совместной работы.

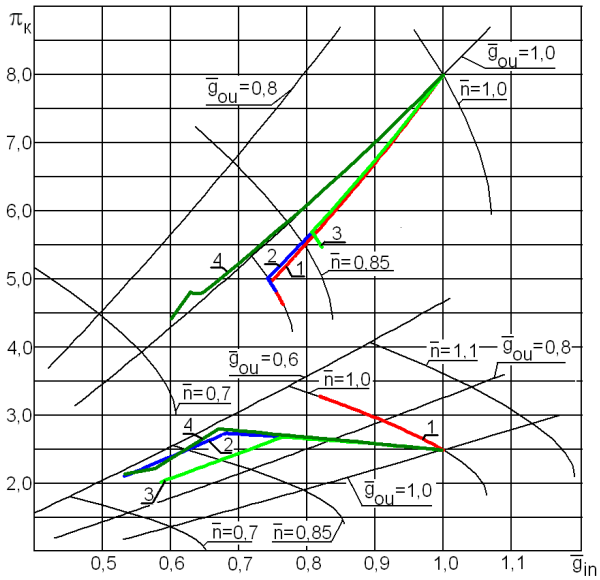


Рис. 4. Линии совместной работы ГТД схем рис. 1 и рис. 2 при температуре наружного воздуха 15 °С: 1 – параметры схемы рис. 1; 2 – параметры схемы рис. 2 при 200 °С; 3 – параметры схемы рис. 2 при 150 °С; 4 – параметры схемы рис. 2 при работе по винтовой характеристике

Из рис. 4 видно, что применение схемы рис. 2 не ухудшило состояние компрессоров. Следовательно, схема рис. 2 предпочтительнее. Надо сказать, что устойчивость работы компрессора низкого давления вызывает опасение. Поэтому компрессор низкого давления должен быть переразмерен. Его рабочая номинальная точка должна быть смещена по изодроме вниз.

Следует подчеркнуть, что в случае ограничений по температуре за промежуточным теплообменным аппаратом (кривые 3 на графиках рис. 1 и рис. 2) параметры ГТД схемы рис. 2 такие, как и у схемы рис. 1 без ограничений, но запас устойчивости компрессора низкого давления выше.

Важно, чтобы при изменении температуры наружного воздуха компрессор низкого давления не терял устойчивость. С целью анализа состояния ГТД при изменении температуры на входе необходимо провести сравнительные расчеты параметров схемы рис. 2 для температур воздуха на входе в ГТД равных +45 °С, +15 °С и –30 °С. Параметры номинального режима те же, что при расчетах рис. 3 и рис. 4. На рис. 5 приведены параметры ГТД схемы рис. 2 практически во всем диапазоне температур воздуха на входе в двигатель.

Расчеты выполнены при условии, что максимальная температура за промежуточным теплообменным аппаратом равна 150 °С.

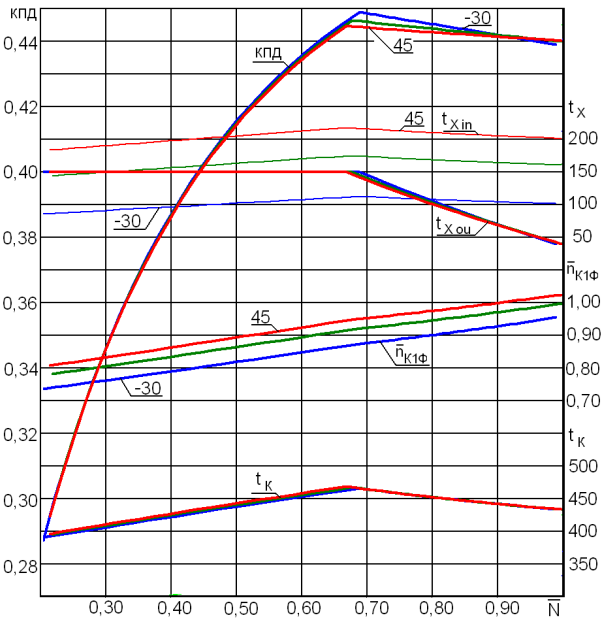


Рис. 5. Параметры ГТД схемы рис. 2 при температурах наружного воздуха +45 °С, +15 °С и –30 °С

На рис. 5 $t_{x\ ou}$ и $t_{x\ in}$ – температуры на входе и выходе промежуточного теплообменного аппарата;

$n_{К1Ф}$ – фактическая скорость вращения компрессора 1;

$t_К$ – температура на входе в котел.

На рис. 6 показаны линии совместной работы.

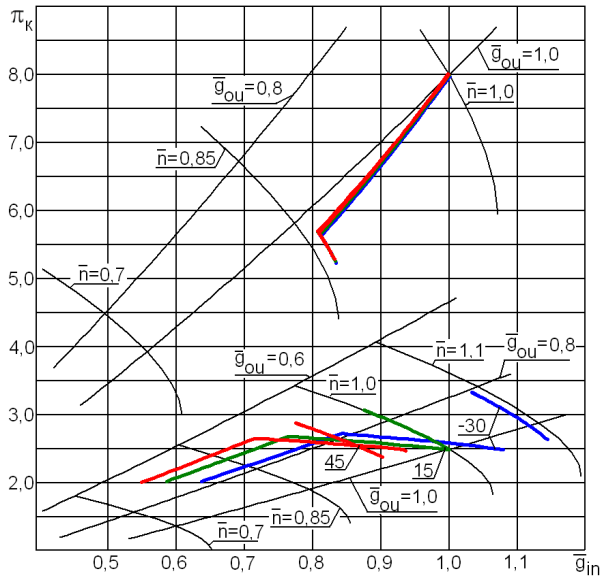


Рис. 6. Линии совместной работы ГТД схемы рис. 2 при температурах наружного воздуха +45 °С, +15 °С и –30 °С

На рис. 6 показаны линии совместной работы компрессоров для схем рис. 1 и 2. Применение схе-

мы рис. 2 не ухудшило положение компрессоров с точки зрения устойчивой работы.

Заключение

Промежуточный подогрев (охлаждение) циклового воздуха в ГТД с ТУК можно рассматривать как средство для обеспечения утилизации на частичных режимах в широком диапазоне температур наружного воздуха.

Показана целесообразность применения более простой схемы рис. 2.

Можно отметить, что для переоборудования стандартного ГТД до схемы рис. 2 не требуется расстыковка двигателя и организация каких-либо механических связей с ним. ТУК организовывается стандартным образом, а паровая турбина, дополнительный компрессор и теплообменный аппарат состыковываются с входным устройством ГТД. При наличии вспомогательного котла можно организовать запуск двигателя без электростартеров, используя паровую турбину.

Применение промежуточного подогрева (охлаждения) циклового воздуха делает параметры ГТД стабильными. Мощность и КПД двигателя мало зависят от температуры наружного воздуха.

Рациональное использование вторичных тепловых ресурсов двигателя, путем промежуточного подогрева циклового воздуха в ГТД с ТУК, позволяет, по сравнению со стандартной схемой, повысить на частичных режимах КПД двигателя на 10 % или до 5 % абсолютных при уровнях КПД порядка 44 %.

Литература

1. Тарасенко, М.А. Рациональное использование вторичных тепловых ресурсов в ГТД с ТУК на частичных режимах [Текст] / М.А. Тарасенко, А.И. Тарасенко // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 2. – С. 119–122.

2. Тарасенко, М.А. Рациональное использование низкопотенциальных тепловых ресурсов в ГТД с ТУК на частичных режимах [Текст] / М.А. Тарасенко, А.И. Тарасенко // Газотурбинные технологии. – 2011. – № 10 (101). – С. 42–44.

Поступила в редакцию 25.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Р. Ткач, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина.

ЧАСТКОВІ РЕЖИМИ ГТД РІЗНИХ СХЕМ С ПРОМІЖНИМ ТЕПЛООБМІННИКОМ І ТУК

М.О. Тарасенко, О.І. Тарасенко

Розглядається газотурбінний двигун (ГТД), який має теплоутилізуючий контур (ТУК) та теплообмінний апарат проміж компресорами. Компресор вважається побудованим з двох агрегатів. Компресор до теплообмінного апарату має окремий привод від парової турбіни. Змінюючи температуру повітря, що виходить з теплообмінного апарату проміж компресорами можливо підтримувати ККД на досить високому рівні у широкому діапазоні потужностей. Наведено результати розрахунків для ГТД на базі одновальної схеми з використанням теплообмінного апарату проміж компресорами в якості підігрівача повітря.

Ключові слова: ГТД, ТУК, компресор, теплообмінний апарат, ККД, витрата, температура циклу.

PARTIAL REGIMES OF GAS-TURBINE ENGINE WITH DIFFERENT SCHEMES WITH INTERMEDIATE HEAT EXCHANGER AND HRO

M.A. Tarasenko, A.I. Tarasenko

Gas-turbine engine (GTE) with a heat-recovering outline (HRO) and intermediate heat exchanger in the compressor is reviewed. Compressor is consisting with two units. That part of compressor that is set before heat exchanger could has a dedicated drive. Changing temperature on heat exchanger output efficiency can be set and kept high enough in the wide range of power. The calculating results for GTE, based on single-shafted scheme with usage of intermediate heat exchanger as air heater, are given.

Key words: GTE, HRO, compressor, heat exchanger, efficiency, consumption, temperature of cycle.

Тарасенко Мария Александровна – инженер, ст. лаборант кафедры механики и конструирования машин Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: tai777@ukrpost.net.

Тарасенко Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры механики и конструирования машин Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: tai777@ukrpost.net.

УДК 621.515.003

Ф.Г. СОРОГИН[1], Ю.Ф. БАСОВ[1], Ю.В. ШАХОВ[2], И.И. ПЕТУХОВ[2], А.В. МИНЯЧИХИН[2]

[1]*АО "Мотор Сич", Запорожье, Украина*
[2]*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина*

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГТП Д-336-2 С ОТБОРОМ ВОЗДУХА ДЛЯ РАСПЫЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ

Пневматические форсунки в составе распылительной системы охлаждения циклового воздуха газотурбинного привода имеют ряд преимуществ перед жидкостными. Однако для распыла воды требуется сжатый воздух. Рассмотрено влияние отбора сжатого воздуха на энергетическую эффективность ГТП Д-336-2. Определены допустимые расходы воздуха и конкретизированы места возможного его отбора. Проанализирована целесообразность использования охладителей сжатого воздуха. Приведены расчетные данные о влиянии отбора воздуха и распыла воды на климатическую характеристику газотурбинного привода Д-336-2 с номинальной мощностью 6,3 МВт.

Ключевые слова: *газотурбинный привод, цикловой воздух, испарительное охлаждение, пневматическая форсунка, отбор воздуха, климатическая характеристика.*

Введение

Повышение температуры входного воздуха значительно снижает мощность и эффективность газотурбинного привода (ГТП) по сравнению с параметрами ISO (рис. 1). Для ГТП Д-336-2 при температуре 313 К снижение мощности достигает 28,4% от номинальной [1, 2]. Излом кривых обусловлен открытием клапанов перепуска воздуха КНД при повышенных температурах воздуха.

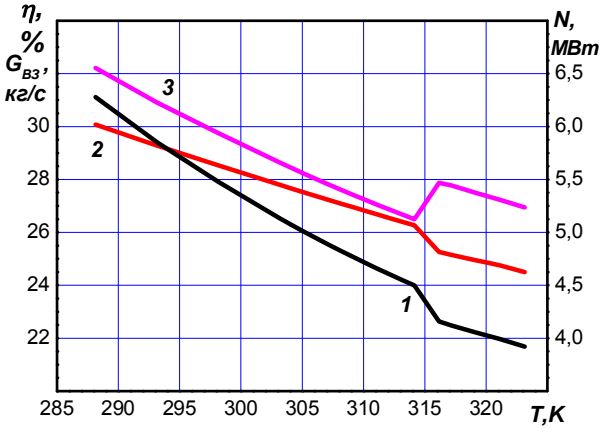


Рис. 1. Климатическая характеристика ГТП Д-336-2: 1 – мощность; 2 – эффективный КПД; 3 – расход воздуха

Охлаждение циклового воздуха в значительной мере позволяет устранить указанные негативные последствия. Для воздуха с относительной влажностью до 70% более предпочтительным представляется контактное охлаждение за счёт испарения воды в охлаждаемый воздух. Оно значительно дешевле конвективного, для реализации которого нужны холодильные машины [2]. Преимуществом последнего рассматривается возможность охлаждение воздуха любой влажности. Однако образование конденсата во влажном воздухе, охлаждаемом с помощью поверхностного теплообменника, усложняет конструкцию системы охлаждения и технологию ее эксплуатации.

Среди систем испарительного охлаждения применительно к ГТП по удельной стоимости и условиям эксплуатации преимущества имеют распылительные системы охлаждения (РСО), обеспечивающие образование и испарение в воздухе мелкодисперсных капель воды. Для охлаждения единицы массы воздуха на 25 К достаточно испарить 1% воды. Ограничение в каждом конкретном случае определяется достижением точки росы в охлажденном влажном воздухе [2].

Для распыла воды используются как гидравлические, так и пневматические форсунки, которые должны обеспечивать дисперсность распыла воды не хуже 40 мкм [3]. Преимуществами РСО с пневматическими форсунками являются больший единичный расход через форсунку, меньшие гидравлические потери в воздухозаборном тракте ГТП, простота монтажа и эксплуатации [2]. К недостаткам следует отнести более сложную конструкцию форсунки и необходимость обеспечения подачи дополнительного потока сжатого воздуха. Параметры и источники последнего требуют детального обоснования.

© Ф.Г. Сорогин, Ю.Ф. Басов, Ю.В. Шахов, И.И. Петухов, А.В. Минячихин

Цель работы. В статье проанализирован рабочий процесс пневматической форсунки, конкретизированы параметры сжатого воздуха, способы его отбора и подготовки применительно к РСО циклового воздуха ГТП Д-336-2. Рассмотрены энергозатраты на подготовку сжатого воздуха, влияние его отбора на энергетическую эффективность ГТП. Получены расчетные данные о влиянии отбора воздуха и распыла воды на эффективность ГТП Д-336-2 при различных начальных температурах циклового воздуха.

1. Рабочий процесс пневматической форсунки

Анализ публикаций по конструкции и рабочему процессу пневматических форсунок показал, что мелкодисперсный распыл воды вполне реализуем. Однако однозначно связать конструктивные, режимные параметры и качество распыла, ориентируясь только на литературные источники, невозможно. Термин «пневматические» употребляют и для форсунок, где в качестве активного потока выступает водяной пар. Уровень начального давления активного потока для воздуха составляет 0,2…0,8 МПа, для перегретого пара 0,9…2,6 МПа. Форсунки низкого давления применяются для распыла жидкого топлива в промышленных печах, где в качестве активного потока используется либо весь воздух, необходимый для горения, либо большая его часть.

Мелкодисперсный распыл можно получить при высоком давлении [4]. Поэтому затраты энергии на сжатие воздуха достаточно велики (рис. 2) и стремятся уменьшить удельный (на единицу массы распыливаемой жидкости) расход активного потока. При распыле воды удельный расход воздуха составляет 0,5…1,7. Для перегретого пара это соотношение может быть снижено до 0,25…0,3 за счет значительно более высокого давления. При прочих равных условиях меньший удельный расход воздуха обеспечивается в пневматических форсунках эжекционного типа с внутренним смешением. Для них рекомендуют удельный расход воздуха 0,8.

Из теплофизических свойств наибольшее влияние на дисперсность распыла оказывают вязкость и поверхностное натяжение жидкости [5, 6]. При распыле высоковязких жидкостей вязкость является существенным фактором. Однако в области умеренных и малых значений вязкости, характерных для воды, это влияние практически не сказывается. Для воды в интервале температур 20…80°С, характерном для РСО, коэффициент динамической вязкости снижается в три раза. Коэффициент поверхностного натяжения воды в этом интервале меняется незначительно.

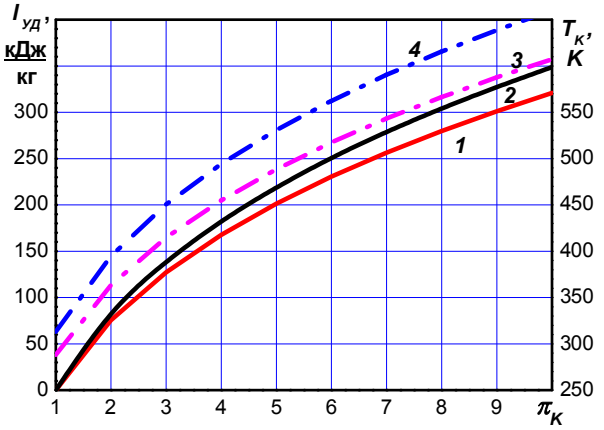


Рис. 2. Характеристики процесса сжатия воздуха в компрессоре с КПД 0,84:
1, 2 – удельная работа; 3, 4 – конечная температура;
1, 3 – $T_{ОС}$=288,15; 2, 4 – $T_{ОС}$=313,15

Таким образом, факторами, определяющими дисперсность распыла воды для РСО, могут выступать конструкция пневматической форсунки, удельный расход и начальное давление воздуха. В результате выполненных исследований отработана конструкция пневматической форсунки с центральным сверхзвуковым газовым соплом и периферийной подачей воды, близкая к эжекционному типу. Наряду с качеством распыла при отработке конструкции значительное внимание уделено снижению удельного расхода воздуха.

В результате разработана пневматическая форсунка с расходом воды около 25 г/с и удельным расходом воздуха не более 1,2. Давление воздуха на входе составляло 0,5…0,7 МПа. О качестве и факеле распыла дают представление фото на рис.3. При низкой температуре окружающего воздуха испарение капель незначительное и в зоне распыла виден туман из капель, сдуваемых ветром (рис. 3 а). При высокой температуре воздуха в зоне распыла происходит полное испарение капель (рис. 3 б).

2. Энергетические характеристики ГТП

Для охлаждения циклового воздуха до входа в ГТП даже при начальной его температуре 45°С и относительной влажности 20% расход воды составляет не более 0,8% расхода воздуха [3]. С учетом этого и данных, приведенных на рис. 1, максимальный расход воздуха для распылительной системы охлаждения ГТП Д-336-2 с пневмофорсунками составляет около 0,24 кг/с.

С точки зрения энергетической эффективности для подачи этого воздуха целесообразно использовать отдельный компрессор, приводимый от свободной турбины ГТП. В этом случае сжатый цикловой воздух из ГТП не отбирается и далее после под-

вода теплоты в камере сгорания совершает работы при расширении в турбинах. От ГТП отбирается только мощность.

а

б

Рис. 3. Взаимодействие факела распыла пневматической форсунки с атмосферным воздухом: а – $T_{ОС}$ = 15 ºС; б – $T_{ОС}$ = 28 ºС

С точки зрения удобства и надежности эксплуатации сжатый воздух целесообразно отбирать от компрессора ГТП, используя один из технологических отборов. Но энергетическая эффективность такого способа ниже, так как отбираемый воздух выводится из цикла и не совершает работу в турбинах.

Конструкцией ГТП Д-336-2 предусмотрена возможность отбора части циклового воздуха за четвертой ступенью компрессора низкого давления (КНД) и после четвертой ступени компрессора высокого давления (КВД). С точки зрения организации распыла воды в шахте комплексного воздухоочистительного устройства (КВОУ) предпочтительным является отбор воздуха из КНД с давлением на номинальном режиме до 0,3 МПа. Однако этот штатный отбор воздуха из КНД используется для охлаждения элементов турбины и дополнительный отбор для РСО на этапе отработки технологии может нарушить баланс системы.

В связи с этим единственным вариантом остается отбор воздуха за четвертой ступенью КВД, который в холодное время года используется для антиобледенительной системы. Однако на номинальном режиме давление воздуха за четвертой ступенью КВД составляет 0,86 МПа, а температура 569 К. Перед пневматической форсункой давление воздуха понижается путем дросселирования до 0,6…0,7 МПа. Полная температура при этом не снижается. Статическая температура при дальнейшем истечении из сопла падает до 310…350 К.

Чтобы снизить полную температуру рассматриваемого распыливающего потока до значений, соответствующих температуре охлажденного циклового воздуха, необходимо дополнительно испарить до 10% воды или предварительно охладить сжатый воздух в теплообменнике. Тепловая нагрузка последнего может составить до 60 кВт. Более подробные данные о влиянии места отбора воздуха на энергетические показатели ГТП Д-336-2 представлены в табл. 1 для трех температур $T_{ОС}$ окружающего воздуха с относительной влажностью 60%.

Расход $G_{ВД}$ распыливаемой воды отвечает условию достижения состояния насыщения, т.е. температуры точки росы, после полного ее испарения в воздух [3]. С повышением температуры наблюдается рост затрат воды. Величина $\Delta T_{В3}$ характеризует снижение температуры циклового воздуха в равновесном процессе испарительного охлаждения для указанного случая.

Таблица 1

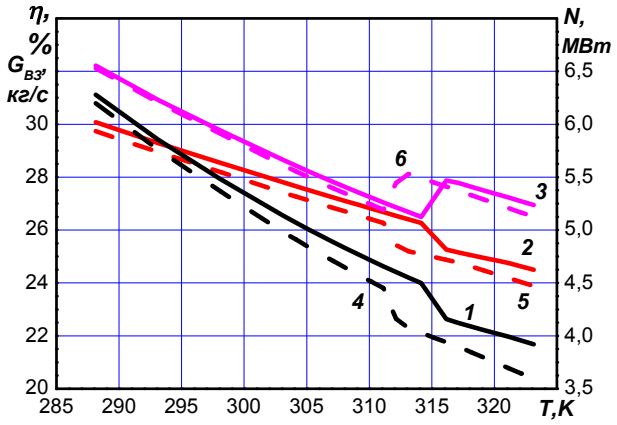
Показатели процесса отбора воздуха

$T_{ОС}$, К	303,15	313,15	323,15
$G_{ВД}$, кг/с	0,078	0,090	0,101
$G_{В3}$, кг/с	0,0519	0,0599	0,0672
$\Delta T_{В3}$, К	6,16	7,41	8,56
$\pi_{КНД\ отбор}$	2,69	2,57	2,42
$\pi_{КВД\ отбор}$	7,60	7,11	6,56
$N_{Ф1}$, кВт	6,15	6,94	7,44
$N_{Ф2}$, кВт	14,8	16,9	18,5
$l_{уд\ ГТП}$, кДж/кг	179,2	170,6	145,5
ΔN, кВт	9,3	10,2	9,8

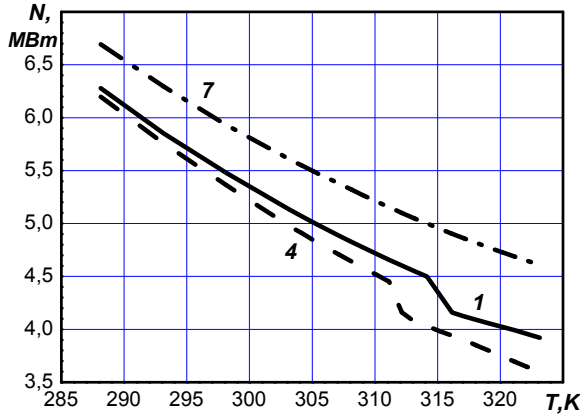
Для распыла воды в пневматические форсунки подается воздух с общим расходом $G_{В3}$. В данном расчете взяты средние значения удельного расхода распыливающего воздуха для разработанной форсунки.

Мощность, затрачиваемая на получение сжатого воздуха, зависит от места его отбора. Приведенные в таблице значения степени повышения давления для мест отбора в КНД и КВД взяты без учета влияния отбора воздуха на эти показатели. Соответствующие им значения удельной работы компрессора приведены на рис. 2. Для случая отбора после КНД мощность $N_{Ф1}$ существенно ниже, чем $N_{Ф2}$, от-

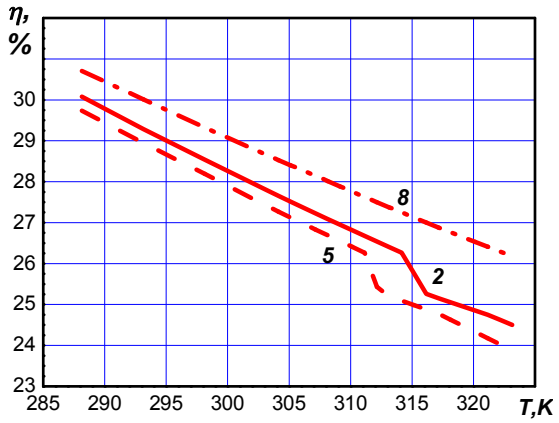
вечающая условию отбора воздуха после четвертой ступени КВД.



а



б



в

Рис. 4. Климатическая характеристика ГТП Д-336-2 с отбором воздуха и с охлаждением: а – влияние отборов воздуха; б – мощность; в – эффективный КПД; 1, 4, 7 – мощность; 2, 5, 8 – эффективный КПД; 3, 6 – расход входного воздуха; 1, 2, 3 – исходный привод; 4, 5, 6 – с отбором воздуха 200г/с; 7, 8 – с охлаждением и отбором

Другим негативным фактором, связанным с отбором воздуха, является «недобор» мощности ΔN ГТП из-за уменьшения расхода рабочего тела через турбины. Если не учитывать охлаждение распыливающего потока воздуха, то эта величина не зависит от места отбора воздуха и определяется расходом распыливающего воздуха $G_{В3}$ и удельной работой цикла ГТП $l_{уд\ ГТП}$, приведенной в таблице для соответствующих значений температуры. Резкое снижение удельной работы при температуре 323,15 К обусловлен открытием клапанов перепуска воздуха компрессора низкого давления.

Результаты расчета энергетических показателей ГТП Д-336-2 с учетом изменения характеристик элементов при отборе циклового воздуха для различных температур окружающего воздуха представлены на рис. 4, а. Здесь и далее рассматривался отбор 0,2 кг/с воздуха после четвертой ступени КВД. Более существенное снижение мощности наблюдается для высоких температур окружающего воздуха.

Анализ проводился при давлении окружающего воздуха 0,101 МПа, относительной влажности 60% и фиксированной температуре 1280 К газа перед рабочими лопатками турбины высокого давления. Частота вращения свободной турбины составляла 7200 об/мин. Скорость воздуха на входе определялась по характеристикам привода Д-336-2 и заданной площади проходного сечения всасывающей шахты.

Охлаждение воздуха за счет испарения распыленной воды не только компенсирует потери мощности из-за отборов воздуха для нужд РСО, но и дает значительное повышение мощности (рис. 4, б) и КПД (рис. 4, в) при высоких атмосферных температурах.

Выводы

Преимуществами РСО с пневматическими форсунками являются отсутствие загромождения воздухозаборного тракта подводящими элементами и простота монтажа системы. Отработанные конструкции пневматических форсунок позволяют получить необходимую дисперсность факела распыла. Для работы форсунок целесообразно использовать сжатый воздух, отбираемый из компрессора ГТП. В ГТП Д-336-2 на стадии отработки технологии может использоваться штатный отбор для антиобледенительной системы. Даже при максимальных отборах воздуха снижение мощности ГТП сравнительно мало и значительно перекрывается приростом мощности из-за испарительного охлаждения циклового воздуха. Например, при температуре 320 К такой прирост составляет около 20% относительных мощности ГТП Д-336-2 с неохлаждаемым цикловым воздухом. Расчетные показатели снижения мощности из-за отбора воздуха при высоких температурах и возможность исключения перепуска воздуха в КНД с охлаждением циклового воздуха в первую очередь нуждаются в экспериментальном подтверждении.

Литература

1. Эффективность газотурбинного привода с охлаждением циклового воздуха [Текст] / И.И. Петухов, А.В. Минячихин, Р.Л .Зеленский, П.Д. Жеманюк, Ф.Г. Сорогин, А.И. Таран // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8 (16). – С. 13 – 15.

2. Анализ эффективности ГТП Д-336-2 с распылительной системой охлаждения циклового воздуха [Текст] / Ф.Г. Сорогин, Ю.Ф. Басов, П.Д. Жеманюк, В.П. Трофимов, А.В. Минячихин, И.И. Петухов, Ю.В.Шахов // Газотурбинные технологии. – 2011. – № 9. – С. 24 – 27.

3. Распылительные системы охлаждения циклового воздуха газотурбинного привода и их эффективность [Текст] / Ю.Ф. Басов, П.Д. Жеманюк, И.И.Петухов, А.В. Минячихин, Ф.Г. Сорогин, Ю.В. Шахов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 7 (64). – С. 38 – 43.

4. Weiss, M.A. Atomization in high velocity air-stream [Text] / M.A. Weiss, C.H. Worsham // American Rocket Society Journal. – 1959. – Vol. 29, N. 4. – P. 252 – 259.

5. Витман, Л.А. Распыливание жидкости форсунками [Текст] / Л.А. Витман, Б.Д. Кацнельсон, И.И. Палеев. – М.-Л.: Госэнергоиздат, 1962. – 264 с.

6. Распыливание жидкостей [Текст]/ В.А. Бородин, Ю.Ф. Дитякин, Л.А. Клячко, В.А. Ягодкин. – М.: Машиностроение, 1967. – 264 с.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ГТП Д-336-2 З ВІДБОРОМ ПОВІТРЯ ДЛЯ РОЗПИЛЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ ОХОЛОДЖЕННЯ

Ф.Г. Сорогін, Ю.Ф. Басов, Ю.В. Шахов, І.І. Петухов, А.В. Мінячихін

Пневматичні форсунки в складі розпилювальної системи охолодження циклового повітря газотурбінного приводу мають ряд переваг перед рідинними. Однак для розпилу води потрібно стиснене повітря. Розглянуто вплив відбору стисненого повітря на енергетичну ефективність ГТП Д-336-2. Визначено допустимі витрати повітря і конкретизовані місця можливого його відбору. Проаналізована доцільність використання охолоджувачів стисненого повітря. Наведено розрахункові дані про вплив відбору повітря і розпилу води на кліматичну характеристику газотурбінного приводу Д-336-2 з номінальною потужністю 6,3 МВт.

Ключові слова: газотурбінний привід, циклове повітря, випарне охолодження, пневматична форсунка, відбір повітря, кліматична характеристика.

EFFECTIVENESS ANALYSIS OF THE D-336-2 GTU WITH CYCLIC AIR RECUSATION FOR SPRAY COOLING SYSTEM

F.G. Sorogin, Y.F. Basov, Y.V. Shakhov, I.I. Petukhov, A.V. Minyachikhin

Pneumatic sprayers as the part of the GTU cyclic air spray cooling system have the advantages in comparison with hydraulic atomizers. But compressed air is required for water atomization. Cyclic air recusation influence on D-336-2 GTU energy efficiency is considered. Allowable cyclic air expenditure is determined and possible cyclic air recusation places are concretized. Practicability of the compressed air coolers using has been analyzed. The calculated data of the cyclic air recusation and water atomization influence on climate characteristics of the D-336-2 GTU with nominal capacity of 6.3 MW are presented.

Key words: gas turbine unit, cycle air, evaporative cooling, pneumatic sprayer, air recusation, climate characteristics

Сорогин Федор Геннадьевич – заместитель главного конструктора, АО "Мотор Сич", Запорожье, Украина, e-mail: sku@motorsich.com.

Басов Юрий Фёдорович – главный конструктор по серийным изделиям, зам. начальника УГК АО "Мотор Сич", Запорожье, Украина, e-mail: basov@motorsich.com.

Шахов Юрий Васильевич – ст. научн. сотр. кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k205@mail.ru.

Петухов Илья Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ilya2950@gmail.com.

Минячихин Артем Владимирович – мл.научн. сотр. кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k205@d2.khai.edu.

УДК 621.1.076-627.7

О.М. БУГАЕНКО

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

РАСЧЕТ ДАЛЬНОБОЙНОСТИ МНОГОФАЗНОГО ПОТОКА И РАЗМЕРА ПЯТНА ПОКРЫТИЯ НЕФТЕЗАГРЯЗНЕННЫХ УЧАСТКОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРАЕКТОРНОГО ПОДХОДА

В данной работе рассмотрены вопросы обеспечения экологической безопасности в зоне разлива нефтепродуктов. Для этих целей был создан многофазный газогенератор на базе авиационного двигателя использующий в качестве несущей фазы его газовый поток. Разработана математическая модель разгонного устройства, что дало возможность проектирования различных видов сопел Проведена верификация данной модели с помощью современных методов вычислительной аэродинамики (ВАГД) и теоретический расчет дальнобойности многофазного потока и размера пятна покрытия нефтезагрязненных участков. При расчетах использовался траекторный подход, представлены результаты расчетов, сделаны выводы.

Ключевые слова: *экологическая безопасность, математическая модель, газовый поток, верификация, авиационный двигатель.*

Введение

В настоящее время аварийные разливы нефти и нефтепродуктов (ННП) при добыче, транспортировке, переработке, хранении могут привести к экологической катастрофе и загрязнению окружающей природной среды. Для очистки загрязненной поверхности от нефтяных загрязнений применяется физико-химический метод, который включает в себя распределение тонкодисперсных сорбционных материалов на загрязненной поверхности с последующим их сбором. Недостатком способа, использующего сорбенты, является их обязательный сбор после окончания процесса сорбции и дальнейшая утилизация или переработка для повторного применения.

Для более тонкой очистки поверхности воды, а также почвы возможно введение в загрязняющую среду водной суспензии препарата, содержащего нефтеокисляющие бактерии (биологический метод). Важной задачей при этом является доставка и распределение на загрязненной поверхности обезвреживающих веществ.

Для доставки и распределения обезвреживающих веществ на загрязненные поверхности, в Национальном аэрокосмическом университете «ХАИ» создана установка на базе авиационного двигателя, отработавшего свой летный ресурс, использующая в качестве несущей фазы газовый поток двигателя (рис. 1) [1]. Рассматриваемый газогенератор состоит из двух основных частей: газотурбинного двигателя (ГТД) и специального разгонного устройства.

Задача ГТД – формирование газового потока, являющегося несущей фазой, с заданными параметрами в выходном устройстве.

Выходное устройство формирует многофазный поток твердых частиц сорбента или биодеструктора.

Необходимо отметить, что предлагаемый газогенератор может выполнять различные задачи экологической направленности такие как тушение пожаров, очистка железнодорожных вагонов от остатков грузов, пылеподавление при взрывных работах в карьерах, дегазации и дезактивации техники, производственных и гражданских сооружений и т.д.

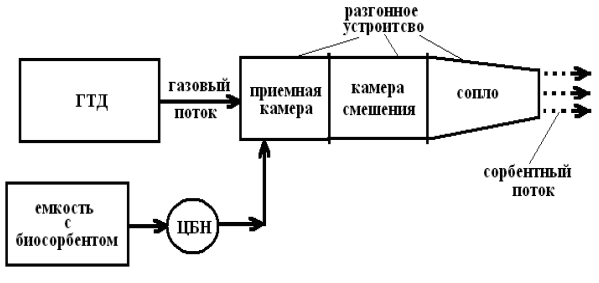


Рис. 1. Принципиальная схема установки

Предлагаемая турбоустановка работает следующим образом. Частицы сорбента – твердая фаза или суспензия биодеструктора – жидкая фаза, подаются в выходное устройство установки, где происходит подача частиц сорбента или биодеструктора, к которым затем подводится кинетическая энергия от газового потока двигателя и твердые частицы или биодеструктор ускоряются и перемещаются с газовым потоком.

© О.М. Бугаенко

Постановка задачи

Основными параметрами, определяющими эффективность работы многофункционального газогенератора, являются скорость дисперсной фазы и давление несущей фазы (газа) в разгонном устройстве. Для этого нами была создана математическая модель, позволяющая производить расчет различных видов сопел [2]. Для определения достоверности результатов, полученных с помощью предложенной модели (то есть для верификации модели), может быть использован экспериментальный метод. Его реализация возможна, так как нами были созданы установки с различными ГТД и разгонными устройствами, спрофилированными по предложенной методике. Однако экспериментальные исследования связаны со значительными материальными и временными затратами; кроме того, экспериментально проверить целый ряд параметров крайне сложно. Альтернативный подход основан на использовании более точных моделей процессов, происходящих в разгонном устройстве. Эти модели основаны на использовании модели более высокого уровня, реализованной на базе современного пакета вычислительной аэрогидродинамики (ВАГД).

Необходимо сравнить решения двух задач по определению параметров многофазных течений: многожидкостной с использованием математической модели и траекторной (дисперсной), основанной на ВАГД [3].

При верификации определялось изменение основных параметров по длине сопла методом ВАГД, которое сравнивалось с результатами, полученными с помощью математической модели.

Таким образом, используя метод ВАГД, мы можем оценить работу многофункционального газогенератора и теоретически оценить дальность доставки обезвреживающих веществ и площадь пятна покрытия нефтезагрязненных участков земли и водной поверхности.

Решение поставленной задачи.

Для решения поставленной задачи нами [3] использовался траекторный подход (моделирование методом ВАГД). Наличие третьей (жидкой) фазы не учитывалось, так как ее влияние незначительно вследствие малой концентрации.

Решение методом ВАГД проводилось в трехмерной расчетной области размером 40×8×8 м на сетке, представленной на рис. 2. Размер элементов сетки в горизонтальном направлении увеличивается по мере удаления от оси газовой струи. Данное распределение густоты сетки выполнено для уменьшения количества элементов сетки (соответственно для уменьшения времени расчета) при сохранении необходимой точности.

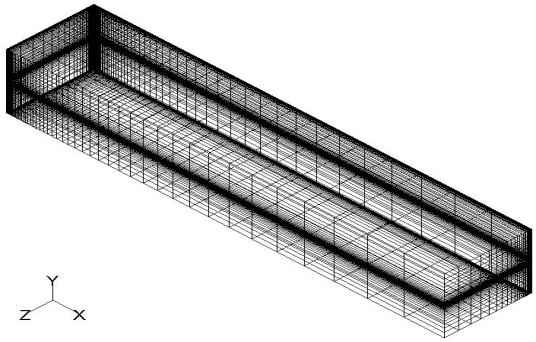
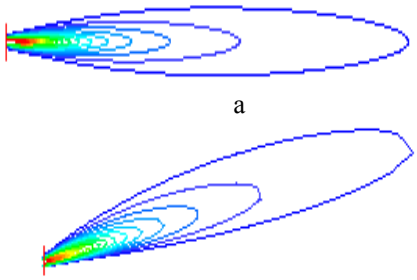


Рис. 2. Трехмерная расчетная сетка

Задача решалась в два этапа. На первом этапе определялись параметры газового потока (рис. 3), после чего определялись траектории частиц, которые движутся под действием силы тяжести, газовых сил (в том числе флуктуационных) и сил инерции.



а

б

Рис. 3. Распределение абсолютной скорости газа за соплом (Wг=150 м/с) в плоскости его симметрии

Данный подход позволил получить статистические параметры, характеризующие дальнобойность и размеры пятна покрытия, поскольку в расчете учитывается рассеивание, вызванное влиянием турбулентности на траекторию частицы. Главными преимуществами данного подхода являются его наглядность и умеренная требовательность к машинным ресурсам.

Траектории 1000 пробных частиц определялись для Wч = 50 м/с и dч = 3 мм при двух значениях плотности частиц (ρ = 200 кг/м^3 и ρ = 700 кг/м^3), двух значениях скорости газа на срезе сопла (Wг = 150 м/с и Wг = 200 м/с) и двух углах подъема струи (α = 0 и α = 15°). Результаты расчетов для (Wг = 150 м/с и α = 0) представлены на рис. 4.

Результаты, представлены на рис. 3 – 4, позволяют сделать вывод о том, что метод ВАГД позволяет оценить дальнобойность сорбентного потока и площадь покрытия им загрязненной нефтепродуктами поверхности для сорбентов различной плотности, при изменении скорости газа в разгонном устройстве газогенератора и угла подъема струи потока.

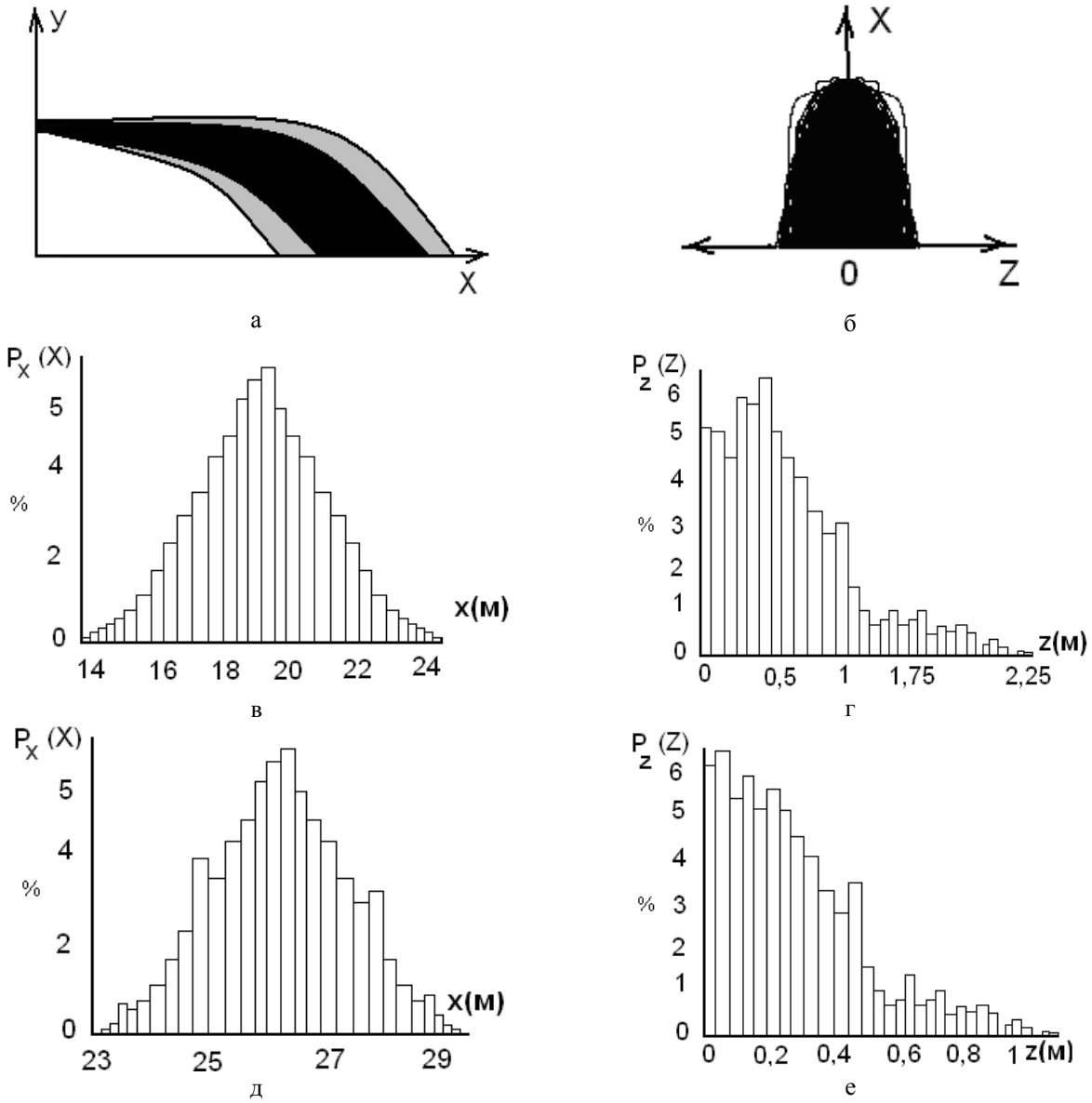


Рис. 4. Распределение частичек в потоке:
а, в, д – общий вид траектории и функции плотности распределения частичек по длине зоны покрытия;
б, г, е – общий вид траектории и функции плотности распределения частичек по ширине зоны покрытия;
в, г – ρ = 200; д, е – ρ = 700

Заключение

Анализ представленных выше материалов позволяет сделать вывод о достоверности математической модели сопла разгонного устройства и возможности ее использования в совместной модели с газотурбинным двигателем.

Кроме того, необходимо отметить важное значение решения задачи течения многофазных потоков в трехмерном пространстве, которое позволяет на стадии проектирования технологического процесса очистки водной акватории или грунта оценить дальнобойность и размеры пятна покрытия обезвреживающими веществами загрязненной поверхности.

Литература

1. Бугаенко, О.М. Многофункциональный газогенератор для ликвидации последствий загрязнений водных акваторий и грунта нефтепродуктами [Текст] /О.М. Бугаенко, Ю.А. Гусев, Н.В. Нечипорук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 8 (55). – С. 176 – 185.

2. Математическое моделирование многофункциональных генераторов трехфазных потоков на базе авиационных ГТД [Текст] / С.В. Епифанов, О.М. Бугаенко, Ю.А. Гусев, А.В. Скляров // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8 (24). – С. 58 – 61.

3. Проверка достоверности математической модели многофазного разгонного сопла [Текст] / В.Е. Костюк, О.М. Бугаенко, Ю.А. Гусев, А.В. Скляров // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 7 (33). – С. 157 – 160.

Поступила в редакцию 24.05.2012

Рецензент: канд. техн. наук, ст. научн. сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей В.Е. Костюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

РОЗРАХУНОК ДАЛЕКОБІЙНОСТІ БАГАТОФАЗОВОГО ПОТОКУ ТА РОЗМІРУ ПЛЯМИ ПОКРИТТЯ НАФТОЗАБРУДНЕНИХ ДІЛЯНОК З ВИКОРИСТАННЯМ ТРАЕКТОРНОГО ПІДХОДУ

О.М. Бугаєнко

В даній роботі розглянуто питання забезпечення екологічної безпеки в зоні розливу нафтопродуктів. Для цих цілей було створено багатофазовий газогенератор на базі авіаційного двигуна, що використовує в якості несучої фази його газовий потік. Розроблено математичну модель розгінного пристрою, що дало можливість проектування різноманітних видів сопел. Проведено верифікацію даної моделі з допомогою сучасних методів обчислювальної аеродинаміки (ОАГД) та теоретичний розрахунок далекобійності багатофазового потоку і розміру плями покриття нафтозабруднених ділянок. При розрахунках використовувався траєкторний підхід, представлені результати розрахунків, зроблено висновки.

Ключові слова: екологічна безпека, математична модель, газовий потік, верифікація, авіаційні двигуни.

CALCULATION OF THE RANGE OF MULTIPHASE FLOW AND SIZE OF OIL SPILL COVERING BY USING TRAJECTORY APPROACH

O.M. Bugayenko

The given work is dedicated to issues of environmental safety in the area of oil product spill. To this end a multiphase gas generator based on gas turbine engine that uses its gas flow as a carrying phase has been created. A mathematical model of a boosting unit has been elaborated which enabled designing of various types of nozzles. This model has been verified with the help of up-to-date methods of computational aerohydrodynamics, and theoretical calculation of the range of multiphase flow and size of oil spill covering was done. A trajectory approach was employed for calculations, results of calculation have been presented and conclusions drawn.

Key words: environmental safety, mathematical model, gas flow, verification, gas turbine engine

Бугаенко Олег Михайлович – канд. техн. наук, старший преподаватель, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: o.bugaenko2010@yandex.ua.

УДК 533.6

С.В. ЕРШОВ[1], Д.А. КОЗЫРЕЦ[2]

[1]*Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков*
[2]*Национальный технический университет "ХПИ", Харьков, Украина*

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДА РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЙ ВЯЗКОГО ГАЗА В КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТКАХ

Предложено усовершенствование численного метода расчета трехмерных течений вязкого сжимаемого газа в проточных частях компрессоров. В новом газодинамическом решателе реализованы ограничения реализуемости для турбулентных напряжений и выполнено уточнение граничных условий на выходе. При этом существенно повысилась робастность решателя, что проявилось в возможности проведения расчетов для практически любого режима от достаточно произвольного начального приближения. Ложные отрывы в приторцевых пограничных слоях на выходе компрессора при этом не возникают. Построена расчетным путем характеристика двухступенчатого осевого компрессора. Исследована сложная вихревая структура течения в последнем спрямляющем аппарате.

Ключевые слова: *численный метод, ограничение реализуемости, характеристика компрессора, осевая скорость, решатель.*

Введение

Моделирование трехмерных течений вязкого сжимаемого газа в многоступенчатых компрессорах является важной задачей современной вычислительной аэродинамики, решение которой позволит улучшить аэродинамическое качество компрессорных проточных частей. Основные трудности решения этой задачи вызваны сложной структурой течения в лопаточных аппаратах компрессоров: большие положительные градиенты давления, массивные отрывные области, интенсивные вторичные течения. При моделировании потока с такими явлениями решающее значение приобретает адекватность численной модели.

В ИПМаш НАНУ разработан программный комплекс FlowER [1], который использовался в ряде организаций для расчета пространственных течений в компрессорах. К сожалению, численная модель течения, реализованная в этом комплексе программ, во многих случаях не позволяет рассчитывать течение в многоступенчатых компрессорах, так как сходимость численного решения достигается, преимущественно, при чрезмерно больших размерах ячеек у стенок, что противоречит правилам моделирования турбулентности и приводит к неверному расчету пограничных слоев.

В настоящей работе метод расчета пространственных течений в компрессорах усовершенствован и реализован в рамках нового программного комплекса F [2], который является развитием решателя FlowER. Проведено численное исследование трехмерного вязкого отрывного течения в многоступенчатом компрессоре. Анализ отрывных течений проводился с помощью идей, изложенных в монографии [3].

1. Модель течения

Рассматривается расчетная область, включающая в себя по одному межлопаточному каналу каждого лопаточного аппарата многоступенчатого компрессора. Турбулентное течение вязкого сжимаемого газа в этой области описывается уравнениями Навье-Стокса, осредненными по Рейнольдсу и записанными в криволинейной системе координат, вращающейся с постоянной угловой скоростью. Турбулентные напряжения в этих уравнениях и в формуле для производства турбулентности рассчитываются по гипотезе Буссинеска.

В настоящей работе используется модель турбулентности k-ω SST.

2. Ограничения реализуемости

Серьезным недостатком формулы Буссинеска является то, что она может генерировать физически нереализуемые турбулентные напряжения [5]. В частности, тензор рейнольдсовых напряжений может не удовлетворять неравенству Коши-Буняковского и, кроме того, нормальные рейнольдсовы напряжения могут оказаться положительными. Вклад турбулентных напряжений в уравнения движения значителен и неправильный их расчет может приво-

© С.В. Ершов, Д.А. Козырец

дить к ошибкам в решении. Так при наличии положительных градиентов давления в потоке модели турбулентности сталкиваются с трудностями правильного описания отрывных областей. Поэтому в настоящей работе предложено модель турбулентности дополнить ограничениями реализуемости [6], которые обеспечивают выполнение неравенства Коши-Буняковского для тензора турбулентных напряжений и не допускают положительных значений нормальных рейнольдсовых напряжений. Данная модификация, не реализованная в стандартном решателе FlowER, имеет принципиальное значение при расчете течений в компрессорах.

3. Граничные условия

Задание граничных условий на выходе расчетной области за последним лопаточным аппаратом компрессора вызывает определенные трудности. При дозвуковой осевой компоненте скорости требуется задать одно граничное условие и наиболее часто для этих целей использовали статическое давление. Однако такое условие не гарантирует существование или единственность решения, а значит и корректность постановки задачи, так как известно, что одному значению статического давления на выходе компрессора может соответствовать как отсутствие решения, так и несколько решений.

В стандартной версии решателя FlowER использовалось задание на выходе компрессора инварианта Римана, приходящего на границу извне расчетной области. В пограничном слое инвариант Римана существенно меняется, закон этого изменения определяется решением и заранее неизвестен. Поэтому такое граничное условие будет искажать развитие пограничных слоев на торцевых стенках. В этом смысле большинство расчетов течений в компрессорах, проведенных в работе [7], являются недостаточно точными. Более того, использование в пограничном слое характеристических соотношений (инвариантов), полученных для невязкого потока, весьма сомнительно. Исходя из этого, в настоящей работе в сечении выхода расчетной области задается распределение по радиусу осевой компоненты скорости, что согласуется с идеями ряда работ в этой области, в частности [8]. Так как значения осевой скорости в пограничном слое на торцевых поверхностях на выходе неизвестны, то необходимо применить специальную процедуру учета пограничного слоя. Рассматривалось задание профиля развитого пограничного слоя по степенному закону 1/7 и перенос характеристик профиля скорости в выходное сечение из ближайшего поперечного слоя ячеек. Во втором случае решение получалось более устойчивым и точным, особенно, если профиль скорости вблизи выходного сечения характеризовался знакопеременной кривизной. Чтобы избежать сложностей определения вблизи выходной границы толщины пограничного слоя по профилю скорости в настоящей работе для этих целей использовались смешивающие функции модели турбулентности k-ω SST [4]. Для определения неизвестных величин на границе выхода в ядре потока и во внешней области пограничного слоя использовались соотношения на характеристиках, а во внутренней области пограничного слоя, где вязкие и турбулентные эффекты доминируют, применялась экстраполяция параметров на границу выхода. Разделение пограничного слоя на внешнюю и внутреннюю части также оценивалось с помощью смешивающих функций Ментера [4].

На входе в расчетную область перед первым лопаточным аппаратом компрессора при дозвуковой осевой скорости потока задаются распределения по радиусу полного давления, полной температуры и двух углов – меридионального и тангенциального, – задающих направление вектора скорости. Для уравнений модели турбулентности на входе фиксируется степень турбулентности потока, по которой рассчитывается кинетическая энергия турбулентности. Удельная скорость диссипации при этом определяется исходя из геометрических масштабов проточной части. Если во входном сечении имеются турбулентные пограничные слои, то в них кинетическая энергия турбулентности и удельная скорость диссипации определяются на основе известных закономерностей для пограничного слоя в соответствии с алгоритмом, предложенным в работе [9]. В стандартной версии решателя FlowER изменение турбулентных величин у стенок на входе не учитывалось и это приводило к существенным погрешностям расчета пограничного слоя [10]. Остальные параметры на входе определяются по соотношениям на характеристиках и экстраполяционным формулами, подобно тому, как это сделано на выходе.

На твердых стенках задаются условия прилипания и отсутствия теплообмена. Давление рассчитывается исходя из проекции уравнения импульса на сеточное направление. На проницаемых поверхностях, отделяющих текущий межлопаточный канал, от соседних каналов того же лопаточного аппарата (поверхности периодичности) и от каналов соседней решетки (поверхности скольжения), выставляются условия периодичности и скольжения соответственно. В последнем случае осуществляется осреднение параметров течения в окружном направлении и переход из абсолютной системы координат во вращающуюся или наоборот.

4. Численные результаты

Для численного интегрирования систем уравнений Навье-Стокса и модели турбулентности ис-

пользуется неявная разностная схема Годунова второго порядка аппроксимации [11]. Для ускорения сходимости применялся локальный временной шаг.

В качестве объекта исследования рассматривался двухступенчатый компрессор. На рис. 1 приведена характеристика компрессора, полученная в результате расчетов трехмерного течения, которые проводились от достаточно произвольно заданного начального приближения при различных значениях осевой скорости потока на выходе.

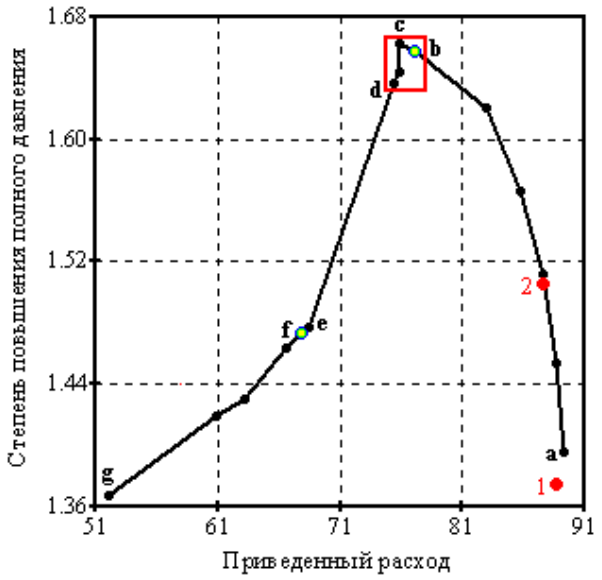


Рис. 1. Зависимость степени повышения полного давления от приведенного расхода

Правая (рабочая) ветвь характеристики располагается между точками **a** (режим запирания) и **c** (граница устойчивости). Левая (срывная) ветвь характеристики ограничена точками **e** и **g**. Переход с рабочей ветви на срывную происходит между точками **c** и **e**. Численное решение для режимов на участке характеристики между точками **b** и **d** оказалось существенно нестационарным. В настоящей работе режимы, соответствующие точкам **b** (окрестность максимальной степени повышения полного давления) и **f**, выбраны для анализа в качестве характерных. Необходимо отметить, что при использовании стандартной версии решателя FlowER удалось получить решение только вблизи запирания для режимов, соответствующих точкам **1** и **2**.

На рис. 2 приведены изолинии давления на поверхности лопатки (B) и на втулочной поверхности (H), а также линии тока в отрывне в прикорневой области на режиме **b**. Наблюдаемые в потоке вихри обозначены цифрами 1-7. Так как в прикорневой области наблюдается существенно нерасчетный положительный угол атаки, то образуется большая отрывная зона на стороне разрежения. В этой области располагаются вихри 1-5, закрученные против часовой стрелки, и вихрь 6, вращающийся по часовой стрелке. Вихри 1,2,3 и 4 возникают на втулочной поверхности на границе зон повышенного и пониженного статического давления и подходят к поверхности разрежения в областях повышенного давления. Отрывная зона замыкается седловой точкой S2.

Перед входной кромкой лопатки образуется седловая точка S1, из которой выходят линии отрыва, отделяющие область подковообразного вихря 7 от основного потока. Ветви подковообразного вихря не затекают на поверхность разрежения лопатки из-за существования упомянутой выше большой отрывной зоны. Ось вихря расположена достаточно далеко от линии отрыва. Положение седловой точки, оси подковообразного вихря и его ветвей существенно зависит от режима работы компрессора.

На режиме **f** в канале СА2 наблюдается существенно иная картина течения, что можно увидеть на рис. 3, где показаны линии тока вблизи поверхности разрежения лопатки. Здесь буквой T обозначен периферийный меридиональный обвод. Отрыв потока на стороне разрежения у корня небольшой, в то время как на периферии образовалась большая протяженная зона. Сравнение вихревой структуры течения на режимах **b** и **f** показывает, что переход с рабочей ветви характеристики на ее срывную ветвь в СА2 сопровождается перемещением отрыва из прикорневой области в периферийную при изменении осевой скорости на выходе компрессора на незначительную величину.

Заключение

Предлагаемая модификация метода расчета течений в компрессорах при больших положительных градиентах давления, состоящая в учете ограничений реализуемости для турбулентных напряжений и в модификации граничных условий на выходе, позволяет одинаково легко проводить численное моделирование потока как на рабочей, так и на срывной ветвях характеристики.

Анализ течения в многовенцовом компрессоре показал сложную структуру отрывных течений.

В дальнейшем целесообразно выполнить численное моделирование:

– переходных режимов в компрессорах, вызванных последовательным уменьшением (увеличением) расхода, с целью выявления гистерезисных явлений;

– устойчивости компрессора к возмущениям полного давления на входе;

Данные исследования проводились в работе [12] в постановке течения невязкого газа и, естественно, интересно повторить такие же исследования

для вязкого потока. Следует отметить, что такое моделирование следует выполнять в нестационарной постановке (локальный шаг по времени недопустим). Также необходимо провести сопоставление с экспериментальными данными, например, для компрессора работы [13].

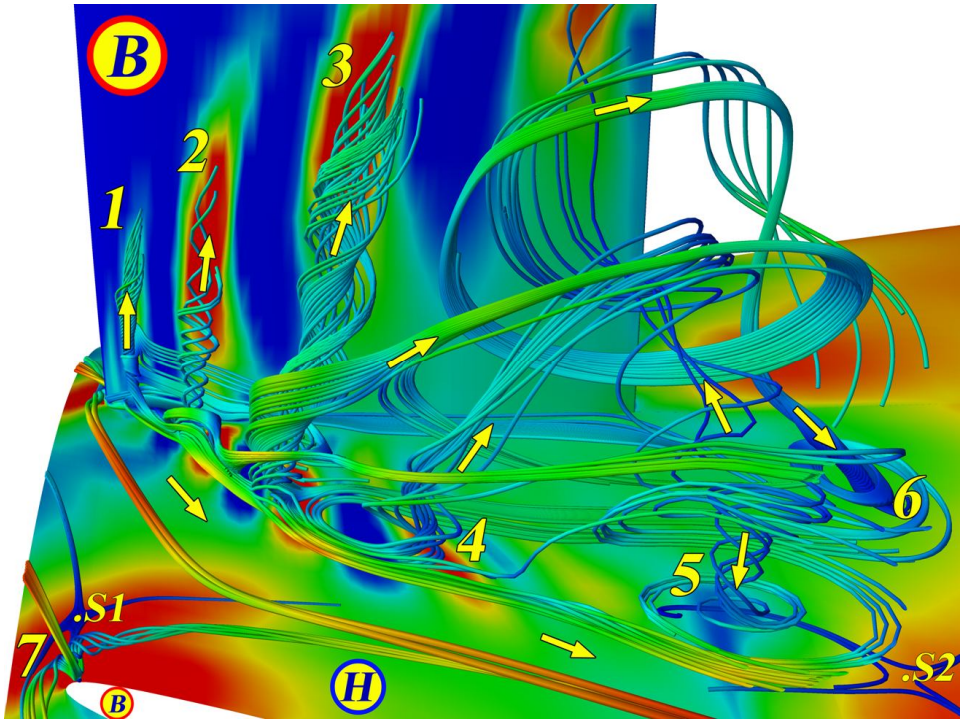


Рис. 2. Вихревая структура в СА2 на режиме b

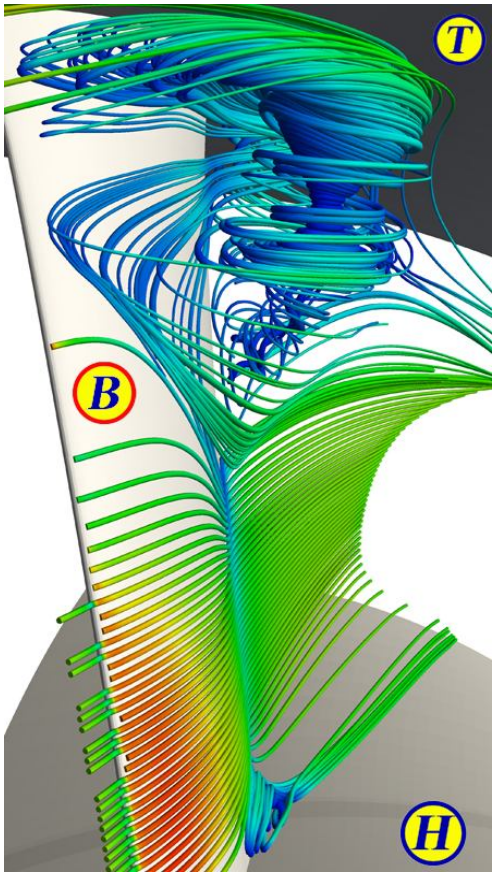


Рис. 3. Вихревая структура в СА2 на режиме **f**

Литература

1. Єршов, С.В. Комплекс програм розрахунку тривимірних течій газу в багатовінцевих турбомашинах "FlowER" [Текст] / С.В. Єршов, А.В. Русанов // Свідоцтво про державну реєстрацію прав автора на твір, ПА № 77. Державне агентство України з авторських та суміжних прав, 19.02.1996.

2. Развитие комплекса программ расчета трехмерных течений вязкого сжимаемого газа в лопаточных аппаратах турбомашин [Текст] / С.В. Єршов, В.А. Яковлев, А.И. Деревянко, М.Н. Гризун // Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование: Вестник национального технического университета «ХПИ», 2011. – № 5. – С. 25 –32.

3. Чжен П. Отрывные течения [Текст]: пер. с англ. / П. Чжен. – М.: Наука, 1972. – Т. 1. – 299 с.

4. Menter, F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [Text] / F.R. Menter // AIAA J. – 1994. – V. 32, No 8. – P. 1598 – 1605.

5. Lumley, J.L. Computational modeling of Turbulent Flows [Text] / J.L. Lumley // Adv. Appl. Mech. – 1978. – V. 18. – P. 123 - 176.

6. Ершов, С.В. Ограничение реализуемости для модели турбулентности SST k-ω [Текст] / С.В. Ершов // Проблемы машиностроения. – 2008. – Т. 11, № 2. – С. 14 – 23.

7. Русанов, А.В. Математичне моделювання нестаціонарних в'язких просторових течій у проточних частинах турбомашин [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук: 05.05.16 / Русанов Андрій Вікторович; НАН України. Ін-т пробл. машинобуд. ім. А.Н. Підгорного. – Х., 2005. – 362 с.

8. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров [Текст]: пер. с англ. / Н. Кампсти. – М.: Мир, 2000. – 688 с.

9. Ершов, С.В. Граничные условия во входном пограничном слое для k-ω моделей турбулентности [Текст] / С.В. Ершов // Проблемы машиностроения. – 2008. – Т. 11, № 3 . – С. 24 – 29.

10. Unsteady Effects of Shock Wave Induced Separation [Text]: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design / P.Doerffer et al. (Eds.). – C.: Springer, 2010. – V.114. – 350 p.

11. Ершов, С.В. Квазимонотонная схема повышенной точности для интегрирования уравнений Эйлера и Навье–Стокса [Текст] / С.В. Ершов, // Математическое моделирование. – 1994. – Т. 6, № 11. – С. 63 – 75.

12. Yershov, S.V. Numerical simulation of 3D separated flow through multistage turbomachine [Text] / S.V. Yershov // ICFM5/95, Proc. 5th Int. Conf. Fluid Mechanics, Cairo, Egypt, 2 – 5 Jan. 1995, Cairo, Cairo University Publication, 1995, V.2. – P. 1 – 10.

13. Аэродинамические исследования модельной компрессорной ступени с малым относительным диаметром втулки [Текст] / Научный отчет ХАИ: 1-29; Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского; рук. Ершов Г.В.; исполн. Павленко В.Н. [и др.]. – Х., 1975. – 29 с. – № ГР 74010320 – Инв. № 6507722.

Поступила в редакцию 25.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.И. Гнесин, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

ВДОСКОНАЛЕННЯ МЕТОДУ РОЗРАХУНКУ ТЕЧІЙ В'ЯЗКОГО ГАЗУ У КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ

С.В. Єршов, Д.О. Козирець

Запропоновано вдосконалення числового методу розрахунку тривимірних течій в'язкого стисливого газу в проточних частинах компресорів. У новому газодинамічному розв'язувачі реалізовано обмеження реалізовності для турбулентних напружень та виконано уточнення граничних умов на виході. При цьому істотно підвищилась робастність розв'язувача, що проявилось у можливості проведення розрахунків для практично будь-якого режиму від досить довільного початкового наближення. Помилкові відриви в приторцевих примежевих шарах на виході компресора при цьому не виникають. Побудована розрахунковим шляхом характеристика двоступінчатого осьового компресора. Досліджена складна вихрова структура течії в останньому спрямляючему апараті.

Ключові слова: чисельний метод, обмеження реалізовності, характеристика компресора, осьова швидкість, розв'язувач.

DEVELOPMENT OF SOFTWARE SYSTEM FOR COMPUTATIONS OF 3D VISCOUS COMPRESSIBLE FLOW IN TURBOMACHINERY BLADE ROWS

S.V. Yershov, D.A. Kozyrets

The modification of numerical method for computations of 3D viscous compressible flows through compressors is suggested. Realisability constraints for turbulent Reynolds stresses and modification of exit boundary conditions is implemented in the new CFD solver. The robustness of the solver is significantly increased, which was manifested in the possibility to carry out the calculations for any flow conditions using sufficiently arbitrary initial flowfield. In this case spurious separations in endwall boundary layers at the exit of the compressor does not appear. We calculated two-stage axial compressor performance. We studied complex vortex flow structure in the last straightening cascade.

Key words: numerical method, realisability constraints, characteristics of the compressor, the axial velocity, solver.

Ершов Сергей Владимирович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, Институт проблем машиностроения им. А.Н.Подгорного НАН Украины, Харьков, e-mail: yershov@ipmach.kharkov.ua.

Козырец Дмитрий Александрович – аспирант, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина, e-mail: trancefer17@rambler.ru.

УДК 621.515

В.П. ГЕРАСИМЕНКО[1], М.Ю. ШЕЛКОВСКИЙ[2]

[1]*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина*
[2]*"Заря"-"Машпроект" ГП НПКГ, Николаев, Украина*

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТОК В СИСТЕМЕ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО КОМПРЕССОРА

Рассмотрены новые виды потерь в проточной части компрессора, их учет ,и меры по снижению. Обоснованы моделирующие условия: радиальный зазор; нестационарность; управляемая диффузорность. На примере средней ступени компрессора высокого давления рассмотрено влияние окружного навала лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата на характеристики ступени. Установлено оптимальное сочетание навалов лопаток РК и НА.. Ввиду смешения эффектов радиального зазора с парными вихрями и кольцевым пограничным слоем предложено их влияние на КПД РК учитывать совместно. Также совместно оценивать кромочные потери, вызываемые нестационарное взаимодействие лопаточных венцов, с реактивным сопротивлением акустического импеданса и генерированием шума.

Ключевые слова: *турбомашина, компрессор, рабочее колесо, эксперимент, характеристика, угол отставания, коэффициент полезного действия.*

Введение

Повышение термодинамических параметров ГТД сопровождается усложнением их схем и требует непрерывного совершенствования элементов конструкции, методов проектирования узлов, применения современных средств автоматического управления и др. Вместе с тем, завершающей стадией создания конкретного ГТД остается его экспериментальная доводка – этап, используемый в качестве критерия оценки качества продукции. Ввиду большой сложности современных ГТД этот этап выливается в чрезвычайно трудоемкие процедуры со значительными материальными и временными затратами. Несмотря на применение новых методов и технологий проектирования при создании двигателей, снижающих трудоемкость экспериментальных работ, абсолютные издержки, к сожалению, практически не уменьшаются. В этой связи выдвигаются повышенные требования к качеству проектно-конструкторских и экспериментальных работ, что диктует необходимость постоянного совершенствования материальной базы и методов проектирования. Характерным примером развития таких методов является создание турбомашин – основных узлов ГТД. Высокие значения степеней повышения давления в ГТД ($\pi_K^* \approx 35...45$) требуют коренных изменений в подходах создания компрессоров. Их отличительной особенностью является необходимость поддержания при столь высоких π_K^* уровня КПД компрессора за счет повышения КПД ступеней. При достигнутых значениях КПД ступеней $\eta_{ст}^* = 0,9...0,92$ приходится учитывать практически все источники потерь, чтобы с одной стороны повысить точность оценки КПД, а с другой – принимать меры по снижению каждого вида потерь.

Наряду с основными видами потерь (профильными, вторичными, концевыми) в проточной части компрессора и его ступеней, снижению которых главным образом уделялось внимание в предыдущие годы развития ГТД, в нынешнее время приходится также учитывать не менее значимые источники потерь: перетекание в радиальном зазоре [1, 2]; нестационарность, обусловленную закромочными следами за предыдущей относительно движущейся решеткой профилей [3 – 6]; дополнительную диффузорность межлопаточных компрессорных каналов, связанную с повышением аэродинамической нагрузки [7]; волновые потери на скачках уплотнения. Увеличение степеней повышения давления многоступенчатых компрессоров требует увеличения коэффициентов напора лопаточных венцов, что приводит к росту вторичных и концевых потерь, а также относительной величины радиального зазора особенно в последних осевых ступенях.

Анализ течения в радиальном зазоре свидетельствует о существенном взаимодействии вихря перетекания с парными вихрями и кольцевым пограничным слоем на корпусе, а следовательно – о смешении этих эффектов, чем поясняют частое объ-

© В.П. Герасименко, М.Ю. Шелковский

единение этих факторов при оценке снижения КПД турбомашины. Установлена возможность ослабления эффекта перетекания на снижение КПД рабочих колес (РК) путем применения S-образного профиля на концах лопаток [2].

Кроме ухудшения характеристик турбомашин из-за нестационарности, вызванной следамим за лопатками [4, 5], следует принимать во внимание в нестационарных потоках проявление акустического импеданса в виде реактивного сопротивления[8] и потери энергии на генерирование шума. Так как эти три эффекта нестационарности практически трудно разделить в отдельные виды потерь, то очевидно при оценке снижения КПД турбомашины из-за такой нестационарности моделирование целесообразно воспроизводить в реальных условиях испытаний.

Для учета перечисленных источников потерь при проектировании компрессоров в практике конструкторских бюро обычно используют статистические данные или полуэмпирические формулы, полученные в условиях, отличных от реальных предполагаемых условий работы компрессора. Отличие условий естественно требует внесения определенных корректив в расчетные оценки и в геометрические характеристики лопаточных венцов, что затягивает последующие доводочные испытания. Для ускорения создания компрессоров их проектирование часто сопровождают параллельными аэродинамическими расчетами с помощью современных программных комплексов (ANSYS CFX, FlowER и др.), позволяющих анализировать протекающие процессы в межлопаточных каналах путем 3D моделирования [9, 10]. Моделирование построено на решении уравнений движения газа в форме Навье-Стокса с замыкающими соотношениями по Рейнольдсу.

Целью данной статьи является дальнейшее совершенствование компрессорных лопаточных венцов на основе 3D моделирования.

Основной материал

Рассмотрим работу ступени компрессора с окружным навалом лопаточных венцов рабочих колес (РК) и направляющих аппаратов (НА) на примере средней ступени компрессора высокого давления стационарного ГТД [10] (рис.1), при неравномерной эпюре полного давления, температуры и угла потока на входе в расчетную область. Геометрическое моделирование и CFD-анализ выполнены с использованием программного комплекса ANSYS CFX 12.1 с сеточным разбиением ($3,5\cdot10^6$) узлов на лопаточный венец. Решалась стационарная задача. Лопаточные венцы спрофилированы по закону постоянства циркуляции по высоте. Для закрутки потока на входе в РК использован фиктивный входной направляющий аппарат. Моделирование выполнено при числе $\mathrm{Re} > 2\cdot10^5$ путем задания условий на входе в расчетную область.

Навал лопаток в окружном направлении осуществляли путём придания оси центра масс сечений лопатки формы кривой, а положение оси центра масс на i -ом радиусе задавали углом θ_{2i} поворота оси Z вокруг оси X (рис. 2). При этом лопатки приобретали “ бочкообразность”.

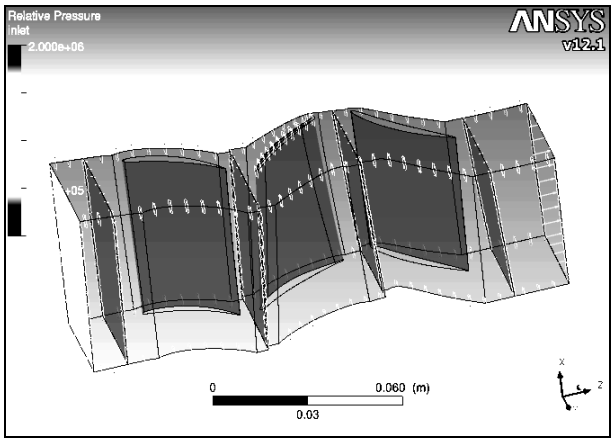
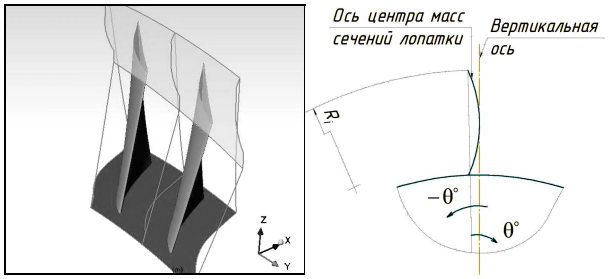


Рис. 1. Расчетная схема CFD-исследования



а б

Рис. 2. Схема навала лопаток:
а – межлопаточный канал;
б – линия центров масс сечений лопатки

Численное исследование характеристик лопаточных венцов РК и НА проведено в широком диапазоне режимов при разном окружном навале лопаток отдельно в каждом из них. Как следует из полученных результатов (рис. 3-4), при окружном навале лопаток РК: $\theta = 1,5^\circ$ (вариант 1), $\theta = 3^\circ$ (вариант 2) и НА: $\theta = -1,5^\circ$ (вариант 5), $\theta = -3^\circ$ (вариант 6) на выпуклой стороне лопаток наблюдается резкое ухудшение обтекания, а следовательно – характеристик ступени, как по коэффициенту напора, так и по КПД. Во всех исследованных вариантах навала лопаточных венцов РК и НА наблюдаются заметные изменения параметров потока в концевых областях (рис. 5-6).

Уменьшение коэффициента потерь в РК при $\theta = -1,5^\circ$ (вариант 3) и $\theta = -3^\circ$ (вариант 4) связано,

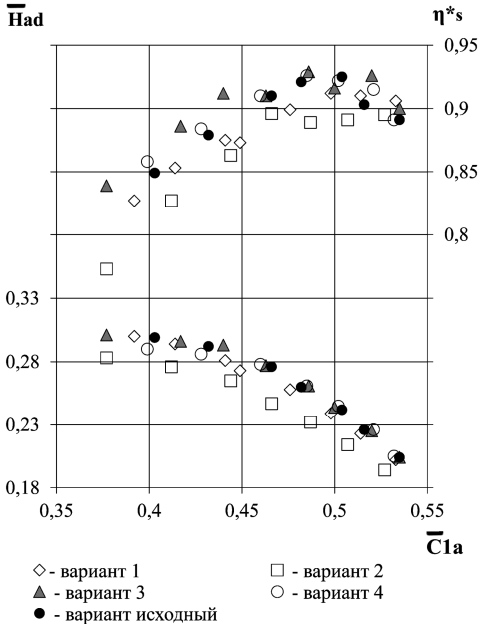


Рис. 3. Расчетная характеристика ступени компрессора при изменении окружного навала лопаток РК

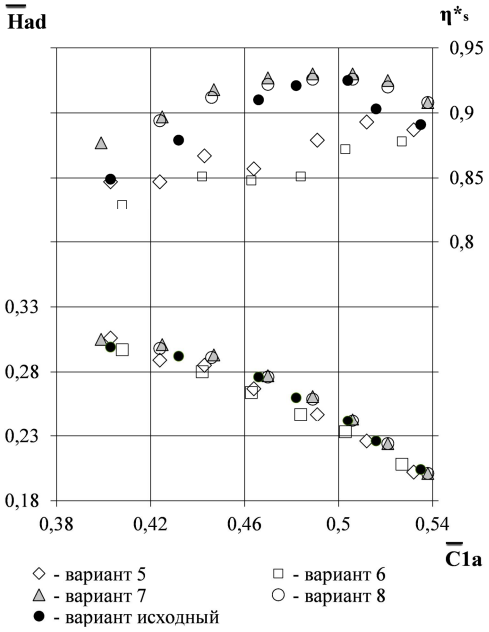
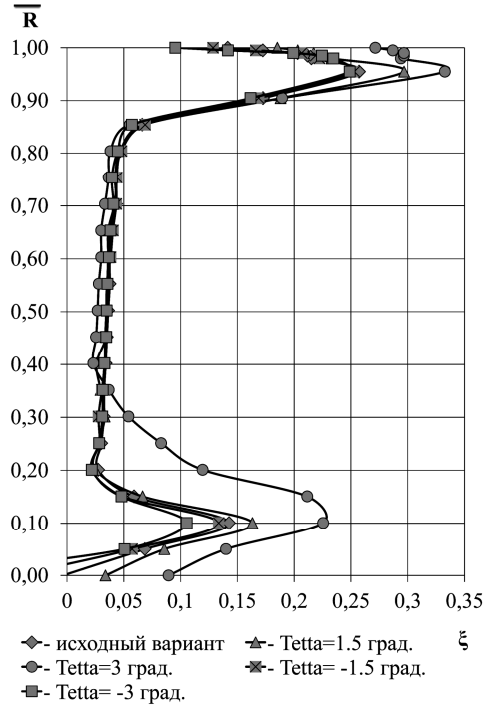
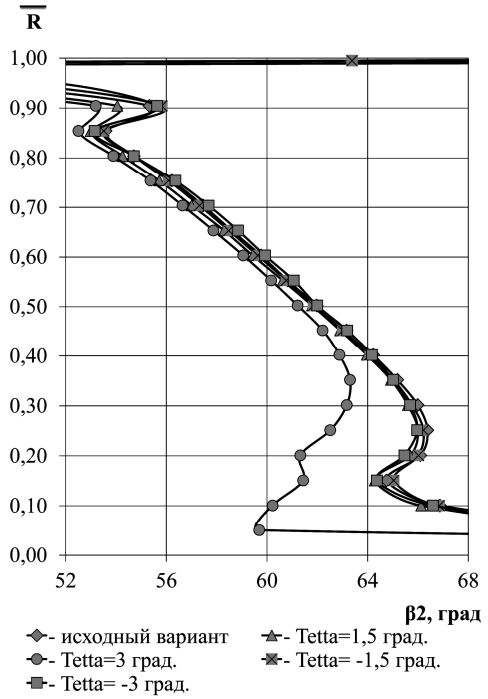


Рис. 4. Расчетная характеристика ступени компрессора при изменении окружного навала лопаток НА

в основном, с уменьшением потерь в радиальном зазоре, что также приводит к уменьшению угла отставания на выходе из решетки. При $\theta = 1,5^\circ$ (вариант 7) и $\theta = 3^\circ$ (вариант 8) в межлопаточных каналах НА существенно уменьшается зона углового отрыва во втулочной области, что оказывает положительное влияние на коэффициент потерь, при этом угол отставания потока в этой зоне компрессорной решетки уменьшается (рис. 6).



а

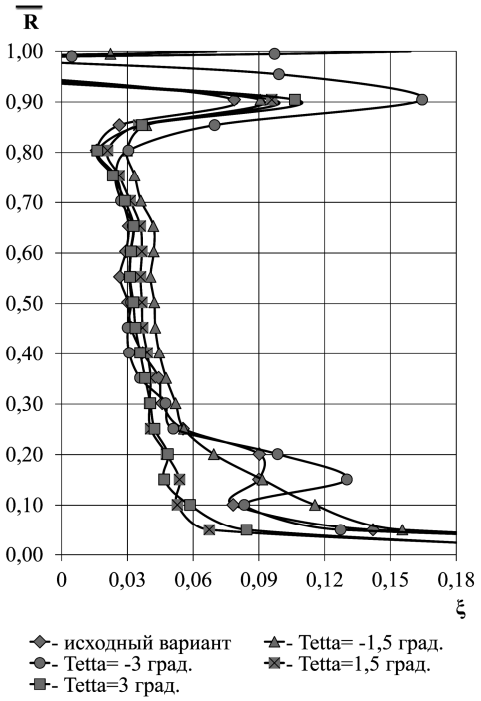


б

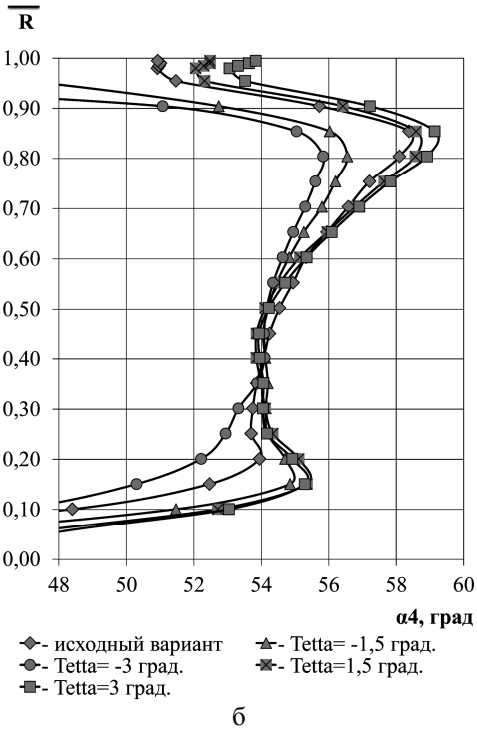
Рис. 5. Распределение коэффициента потерь (а) и угла выхода потока (б) в решетке РК по высоте при неравномерной эпюре параметров на входе

Сопоставление расчетов исходного варианта ступени и с навалом лопаток РК ($\theta = -1,5^\circ$) и НА ($\theta = 1,5^\circ$) показало, что КПД ступени с навалом повысилось на $(1,5 \div 2)\,\%$ (рис. 7), за счет перераспределения поля параметров по высоте, локализации срывных зон и уменьшения вторичных

потерь – т.е. улучшения структуры течения в межлопаточных каналах. При этом изменилась также вихревая структура течения в области радиального зазора (рис. 8, 9).



а



б

Рис. 6. Распределение коэффициента потерь (а) и угла выхода потока (б) в решетке НА по высоте при неравномерной эпюре параметров на входе

Описанные результаты расчетов относятся к решению прямой аэродинамической задачи.

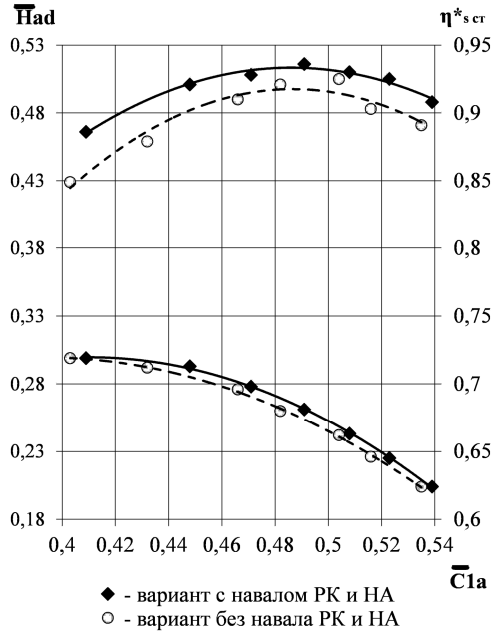
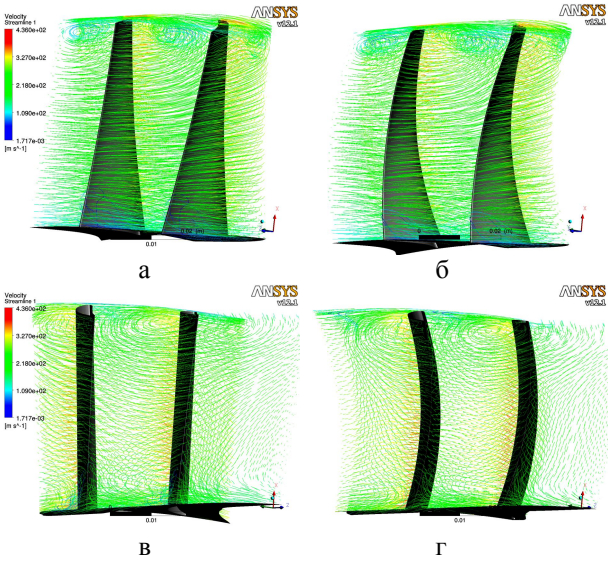
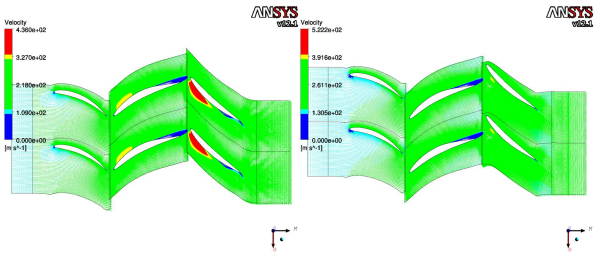


Рис. 7. Расчетная характеристика ступени при оптимальном сочетании окружных навалов лопаточных венцов РК и НА



а б в г

Рис. 8. Распределение линий тока в межлопаточных каналах РК и НА исходного варианта (а, в) и с навалом РК и НА (б, г) , соответственно



а б

Рис. 9. Расчет течения в межлопаточных каналах РК и НА исходного варианта (а) и с навалом лопаток (б)

При проектировочных расчетах по определению формы лопаток (т.е. в обратной постановке задачи) необходимы дополнительные промежуточные расчеты, результатом которых являлось бы получение расчетных соотношений по формированию облика лопаточных венцов на стадии проектирования компрессора на заданные параметры, предварительно полученных с помощью 3D-моделирования. Подобные соотношения обычно представляют собой обобщенные статистические данные по величинам потерь и углов отставания потока в лопаточных венцах. Хотя они широко используются в практике конструкторских бюро, но имеют определенные ограничения по набору переменных и учету перечня факторов, и в частности вышеуказанных видов потерь. Расширение списка переменных и границ изменения их диапазона может быть получено расчетным путем по моделям и в натурных экспериментах с соблюдением теории гидродинамического подобия [11, 12]. К основным критериям подобия в компрессорах обычно относят [13]: числа Re и M, геометрическое и кинематическое подобие, показатель адиабаты как параметр, характеризующий свойство рабочего тела в виде зависимости плотности и давления. Критерии Фруда и Прандтля, характеризующие проявление гравитационных сил и свойств теплопроводности газа, обычно исключают из рассмотрения, как не влияющие на процесс течения или малоизменяемые для конкретных типов газов. Таким образом, при моделировании лопаточных машин подобие традиционно обеспечивали соблюдением равенства пяти критериев подобия или автомодельности по этим критериям. Эти условия соблюдали при стационарных режимах течения. Для нестационарных потоков в решетках турбомашин и других гидравлических системах важным показателем проявления нестационарных эффектов, является число Струхаля. Данный критерий, очевидно, необходимо было бы учитывать в связи с наличием взаимодействия лопаточных венцов из-за следов за лопатками при относительном перемещении соседних лопаточных венцов РК и НА. К сожалению, существующие публикации по данному вопросу весьма ограничены и пока отсутствуют достаточные сведения по учету таких потерь. В этой ситуации, очевидно, указанный эффект в неявном виде может быть учтен при оценке, например, профильных потерь в лопаточном венце и снижения его КПД путем измерений параметров и аэродинамических характеристик данного лопаточного венца в системе ступени или многоступенчатого компрессора. Такой подход принят в данной работе, что позволяет утверждать о неявном учете нестационарности на характеристики лопаточных венцов.

В результате испытаний одиннадцатиступенчатого осецентробежного компрессора с осевой частью “специального” профилирования [9] на компрессорном стенде предприятии ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект” был выполнен анализ изменения угла отставания на выходе из лопаточных венцов РК и НА. Обработка результатов эксперимента по углу отставания проводилась при условии равенства величины относительной толщины потери импульса в следе за решеткой РК и НА ступени. При получении коэффициента m (тангенса угла наклона кривой зависимости угла отставания от угла изгиба профиля $(\delta-\delta_0)/\theta$) [13] (рис. 10) предполагалось, что величина угла отставания при нулевом изгибе профиля неизменна для решеток специального профилирования и для стандартных решеток профилей.

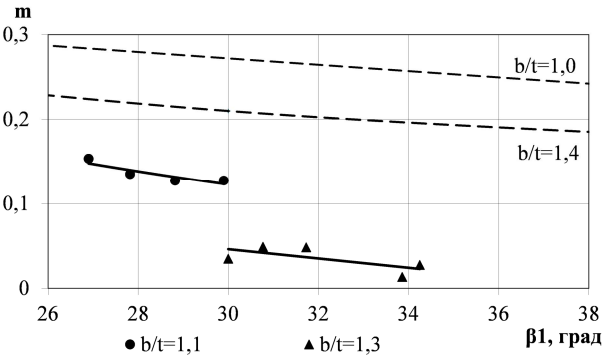


Рис. 10. Зависимость коэффициента m от густоты решетки и угла входа потока

По результатам экспериментальных исследований осевая часть компрессора была идентифицирована по осесимметричной двумерной расчетной модели с учетом полученных поправок на угол отставания потока, в зависимости от густоты решетки, угла изгиба профиля, величины угла входа потока [14].

Литература

1. Лакшминарайана. Методы расчета влияния радиального зазора в осевых турбомашинах [Текст] / Лакшминарайана // Тр. америк. общ. инж.–мех. Сер.: Теоретические основы инженерных расчётов. – 1970. – Т. 92, № 3. – С. 64 – 79.

2. Герасименко, В.П. Эффекты радиального зазора в турбомашинах [Текст] / В.П. Герасименко, Е.В. Осипов, М.Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8/16. – С. 51 – 58.

3. Самойлович, Г.С. Нестационарное обтекание и аэроупругие колебания решеток турбомашин [Текст] / Г.С. Самойлович. – М.: Наука, 1969. – 444 с.

4. Шубенко-Шубин, Л.А. Об оценке профильных потерь в турбинной решетке, обтекаемой нестационарным потоком [Текст] / Л.А. Шубенко-Шубин, Ф.А. Стоянов, А.Л. Шубенко // Энергомашиностроение. – 1972. – № 1. – С. 7 – 9.

5. Герасименко, В.П. Исследование влияния нестационарности потока на характеристики ступени осевого компрессора [Текст] / В.П. Герасименко, А.В. Приходько // Газовая динамика двигателей и их элементов: сб науч. тр. – Х., 1989. – Вып. 1. – С. 102 – 107.

6. Флиттер. Нестационарная аэродинамическая реакция статора компрессора на возмущения, вызванные следами за лопатками ротора [Текст] / Флиттер, Джей, Беннет // Тр. америк. общ. инж.–мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1978. – Т. 100, № 4. – С. 201 – 209.

7. Зангер. Использование методов оптимизации при проектировании компрессоров с управляемой локальной диффузорностью межлопаточных каналов [Текст] / Зангер // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1983. – Т. 105, № 2. – С. 14 – 21.

8. Sparks, C.R. On the transient interaction of centrifugal compressors and their piping systems [Text] / C.R. Sparks // Trans. of the ASME. Journal of Engineering for power. – 1985. – Vol. 105, № 4. – P. 851–901.

9. Василенко, С.Е. Влияние формы средней линии профилей на потери в концевых областях прямых компрессорных решеток [Текст] / С.Е. Василенко, В.В. Огнев, Р.З. Тумашев // Изв. вузов. Машиностроение. – 1987. – № 2. – С. 76 – 79.

10. Расчет суммарных газодинамических характеристик компрессоров по идентифицированной модели с использованием CFD-технологий [Текст] / В.Е. Спицын, М.А. Шаровский, А.В. Ивченко, Е.А. Токарева, М.Ю. Шелковский // Современные технологии в газотурбостроении.: сб. науч. тр. – 2009. – № 4/5 (40). – С. 37 – 41.

11. Шенк, Х. Теория инженерного эксперимента [Текст] / Х. Шенк. – М.: Мир, 1972. – 381 с.

12. Седов, Л.И. Методы подобия и размерности в механике [Текст] / Л.И. Седов - М.: Наука, 1977. – 440 с.

13. Холщевников, К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст] / К.В. Холщевников. – М.: Машиностроение, 1970. – 614с.

14. Расчетно-экспериментальное исследование осецентробежного компрессора со специальным профилированием лопаточных венцов [Текст] / М.А. Шаровский, М.Ю. Шелковский, Е.А. Токарева, А.В. Ивченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 9 (76). – С. 34 – 40.

Поступила в редакцию 31.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Д. Борисенко, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина.

РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ГАЗОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК У СИСТЕМІ БАГАТОСТУПЕНЕВОГО КОМПРЕСОРА

В.П. Герасименко, М.Ю. Шелковський

Розглянуто нові види втрат у проточній частині компресора, їх облік та заходи щодо зниження. Обґрунтовано моделюючі умови: радіальний зазор, нестаціонарність, керована дифузорність. На прикладі середнього ступеня компресора високого тиску розглянуто вплив колового нахилу лопаток робочого колеса і напрямного апарату на характеристики ступеня компресора. Виявлено оптимальне сполучення колових нахилів лопаток РК і НА. Через змішування ефектів радіального зазору з парними вихорами та кільцевим примежовим шаром запропоновано їхній вплив на ККД РК враховувати спільно. Також спільно оцінювати кромкові утрати, що викликають нестаціонарну взаємодію лопаткових вінців, з реактивним опором акустичного імпедансу та генеруванням шуму.

Ключові слова: турбомашина, компресор, робоче колесо, експеримент, характеристика, кут відставання, коефіцієнт корисної дії.

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF COMPRESSOR VANES GASDYNAMIC CHARACTERISTICS IN MULTISTAGE COMPRESSOR

V.P. Gerasimenko, M.Y. Shelkovsky

We consider new types of losses in the flow part of the compressor , their accounting, mitigation measures. Simulating conditions were justified: radial clearance, non-stationary, controlled diffusion. The influence of different forms of circuit bending of impeller blades and guide vanes on the characteristics of the compressor stage, on the example of the middle stage of a high-pressure compressor were consider. It is appeared optimal combination tangent slop compressor vane wheel and guide vane. In consequence of mix effects of blade tip with matching whirl and axisymmetric boundary layer theirs influence take into account combination. Also combination take into account loss in vane swirl with reactive resistance of acoustic impedance and generating noise.

Key words: turbomachinery, compressor, impeller, experiment, characteristic, deviation angle, efficiency.

Герасименко Владимир Петрович – доктор технических наук, профессор Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, boyko@d2.khai.edu.

Шелковский Михаил Юрьевич - инженер 2 категории сектора газодинамики отдела компрессоров ЦНИОКР «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина, e-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua.

УДК 621.165:532.6

А.В. РУСАНОВ[1], С.В. МОИСЕЕВ[2], П.Н. СУХОРЕБРЫЙ[1], А.И. КОСЬЯНОВА[1], Р.А. РУСАНОВ[1]

[1]*Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков*
[2]*ОАО "Турбогаз", Харьков, Украина*

МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ПРОТОЧНЫХ ЧАСТЕЙ ТУРБОДЕТАНДЕРНЫХ АГРЕГАТОВ

Представлены методика и блок-схема алгоритма проектирования высокоэффективных проточных частей турбин турбодетандерных агрегатов, работающих в широком диапазоне режимных параметров. Выполнена апробация разработанного метода при проектировании проточной части турбины турбодетандера МТДА-3,0-10,4-МП-У2. Представлены вид лопаток и обводов радиально-осевой ступени ТДА, рабочая характеристика разработанной проточной части, а также визуализация течения в рабочем колесе на различных режимах. Результаты натурных испытаний подтвердили все заявленные проектные характеристики ТДА.

***Ключевые слова**: проточная часть, трехмерное вязкое течение, радиально-осевое рабочее колесо, турбодетандерный агрегат.*

Введение

В настоящее время существует достаточно большое число различных технологических процессов, в которых необходимо понижение давления природного газа. Во многих случаях такое понижение осуществляется с помощью дросселирования, при котором внутренняя энергия газа не используется. Для утилизации этой энергии необходимо применение турбодетандерных установок. По приблизительным оценкам, в Украине имеется значительный энергетический потенциал для использования турбодетандерных установок:

– газораспределительные станции и газораспределительные пункты – $3{,}8\ 10^9$ кВт час в год (540 МВт установленной мощности);

– газодобывающие предприятия – $1{,}1\ 10^9$ кВт час в год (150 МВт установленной мощности);

– газоперекачивающие станции – $0{,}1\ 10^9$ кВт час в год (15 МВт установленной мощности).

Доля такой генерации в энергетическом балансе Украины относительно невелика, но при этом ее величина сопоставима с экономически целесообразным потенциалом ветроэнергетики. Использование энергии избыточного давления газа имеет ряд преимуществ: для ее утилизации не нужны дополнительные энергетические затраты, технологический процесс получения энергии является экологически чистым, а генерирующее оборудование имеет достаточно низкую удельную стоимость ($ 300 – 500 за 1 киловатт установленной мощности).

Объекты, на которых возможно использование турбодетандерных установок, существенно отличаются по характеристикам газа – давлению, расходу, перепаду и т.д., из-за чего требуется практически в каждом случае создание нового, со своими индивидуальными особенностями, генерирующего оборудования.

В работе представлен метод, позволяющий в короткие сроки (приблизительно 2-3 месяца) разрабатывать проточные части турбодетандерных агрегатов с газодинамическими характеристиками, соответствующими лучшим мировым образцам. В подходе используются методы различных уровней сложности от одномерных до трехмерных, основанных на численном интегрировании осредненных уравнений Навье-Стокса.

1. Метод проектирования проточной части турбины турбодетандерного агрегата

Алгоритм проектирования проточной части турбодетандера представлен на рис. 1.

На первом этапе выполняется предварительный расчет геометрических характеристик проточной части с помощью достаточно простых методик, основанных на решении одномерных уравнений:

– сохранения массы

$$G = \rho C_a S = \text{const};$$

– сохранения ротальпии (следствие закона сохранения энергии)

$$h^* = e + \frac{W^2 + \Omega^2 r^2}{2} = \text{const};$$

© А.В. Русанов, С.В. Моисеев, П.Н. Сухоребрый, А.И. Косьянова, Р.А. Русанов

Рис. 1. Блок-схема алгоритма проектирования проточной части ступени

– потерь кинетической энергии

$$\xi = 1 - \frac{i^*_{вх} - i_{вых}}{i^*_{вх} - i_{вых\,ад}},$$

где G – массовый расход; ρ – плотность; C_a – расходная составляющая скорости; S – площадь поперечного сечения проточной части; h^* – ротальпия заторможенного потока во вращающейся системе координат (относительно вращающегося венца); e – внутренняя энергия потока; W – скорость потока во вращающейся системе координат; Ω – скорость вращения лопаточного венца; r – радиус; ξ – потери кинетической энергии потока; $i^*_{вх}$ – энтальпия заторможенного потока на входе в ступень; $i_{вых}$ – энтальпия потока на выходе из ступени; $i_{вых\,ад}$ – адиабатическая энтальпия потока на выходе из ступени.

Приведенные одномерные уравнения дополняются соотношениями для треугольников скоростей в решетке [1].

Поиск геометрических характеристик ступени ведется среди большого количества вариантов варьируемых параметров с учетом основных конструктивных и режимных ограничений:

– режимные параметры – свойства рабочего тела, граничные условия, число режимов;

– режимные и конструктивные ограничения – реактивность ступени, высота межлопаточного канала РК, угол входа потока в РК в относительном движении, угол выхода потока из РК в абсолютном движении, максимальное число Маха, массовый расход (для неноминальных режимов);

– варьируемые параметры – радиусы средних сечений на входе и выходе из РК, угол выхода потока из НА в абсолютном движении, угол выхода потока из РК в относительном движении, отношение площадей поперечных сечений на входе и выходе РК, частота вращения РК.

На основе полученных геометрических характеристик строится полная трехмерная геометрия проточной части, для чего используются методы аналитического профилирования проточных частей. Эти методы позволяют строить турбинные ступени как осевого [2], так и радиально-осевого типов [3], которые описываются кривыми 2-4 порядков (рис. 2).

Проверка и доводка проточных частей выполняются с помощью программного комплекса ***FlowER*** [4]. В комплексе реализованы следующие элементы математической модели: осредненные по Рейнольдсу нестационарные уравнения Навье-Стокса, двухпараметрическая дифференциальная модель турбулентности SST Ментера, неявная квазимонотонная ENO-схема повышенной точности [5, 6]. Для замыкания уравнений Рейнольдса используются различные уравнения состояния, в том числе метод интерполяционно-аналитического учета реальных свойств рабочего тела [7].

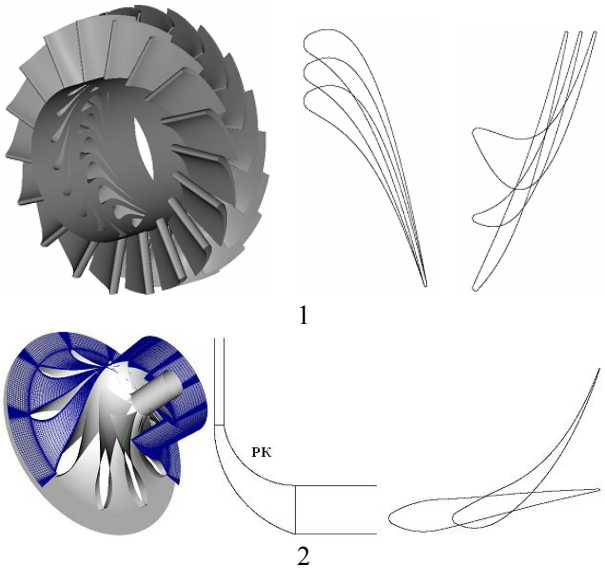


Рис. 2. Алгоритм проектирования геометрии проточной части ступени:
1 – осевая ступень; 2 – радиально-осевое РК

2. Апробация метода проектирования проточной части турбины турбодетандерного агрегата

Для апробации разработанного алгоритма была спроектирована проточная часть турбины турбодетандера МТДА-3,0-10,4-МП-У2 по исходным данным, предоставленным партнером проекта ОАО «Турбогаз» (таблица 1).

Вид и основные геометрические характеристики спроектированной проточной части представлены на рис. 3 и в таблице 2. Рабочее колесо радиально-осевого типа, а направляющий аппарат – поворотный.

Результаты поверочных расчетов показали, что по газодинамическим характеристикам проточная часть удовлетворяет всем требованиям технического задания (таблица 1).

Таблица 1

Технологические параметры эксплуатации и геометрические ограничения турбодетандера

№ п/п	Наименование	Режим		
		номинал	мин	макс
1	Массовый расход газа, кг/с	26,68	18,68	29,35
2	Абсолютное давление газа на входе, МПа	9,1	8,1	10,1
3	Температура газа на входе, ^{o}C	5,5	5,5	5,5
4	Плотность газа на входе, кг/м^3	97,14	84,16	110,4
5	Энтальпия газа на входе, кДж/кг	-4446,9	-4433,2	-4460,0
6	Абсолютное давление газа на выходе, МПа	5,1	5,1	5,1
7	Температура газа на выходе, **не более**, ^{o}C	-30	-23	-35,5
8	Внутренний КПД (без учета трения диска, утечек и перетечек рабочего тела), % не менее	90	80	80
9	Частота вращения колеса, тыс. об/мин*	12 – 16	10 – 20	
10	Габаритный размер (по входным кромкам соплового аппарата), **не более,** м	0,41		
11	Максимальный наружный диаметр рабочего колеса, м	0,27		
12	Диаметр вписанной окружности в профиль лопатки СА в центре поворота лопатки СА, **не менее**, мм	15		
13	Минимальный радиальный зазор между выходными кромками лопатки СА и входными кромками лопатки колеса (при максимальном открытии СА), мм	5		
14	Толщина выходной кромки лопатки СА и РК, **не менее**, мм	2		
15	Расстояние от выходной кромки лопатки СА до центра оси поворота лопаток СА по отношению к хорде лопатки, %	45		
16	Температура газа на выходе при адиабатном расширении, °С	-33	-26,23	-38,6
17	Плотность газа на выходе при адиабатном расширении, кг/м^3	64,75	60,70	68,67
18	Энтальпия газа на выходе при адиабатном расширении, кДж/кг	-4496,5	-4474,7	-4515,8

* Значение частоты вращения выбирается из условия обеспечения максимально возможного КПД турбины на номинальном и минимальном режимах.

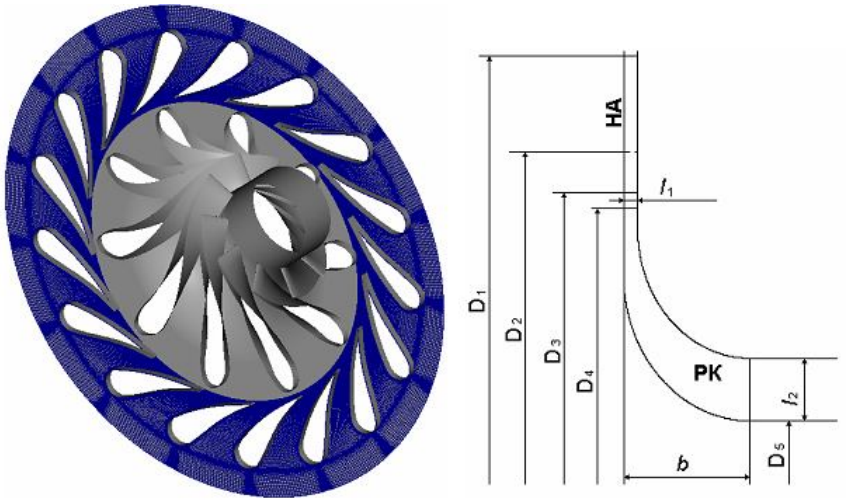


Рис. 3. Вид турбины турбодетандера

Таблица 2

Основные геометрические размеры проточной части

№	Параметр	Величина, мм
1	D_1, диаметр по входным кромкам НА*	406,10
2	D_2, диаметр оси поворота НА	320,26
3	D_3, диаметр по выходным кромкам НА*	284,28
4	D_4, диаметр по входным кромкам РК	270,00
5	D_5, диаметр вала РК	80,10
6	l_1, высота канала на входе в РК	7,15
7	l_2, высота канала на выходе из РК	27,90
8	b, осевой размер лопаток РК	65,00

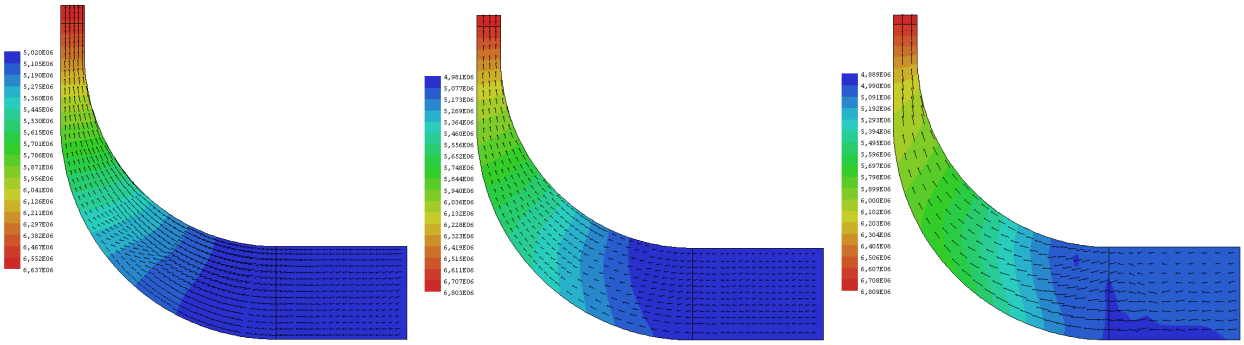
* диаметры входных и выходных кромок лопаток НА указаны для базового угла установки

На рис. 4, 5 показана визуализация течения в РК на номинальном режиме и режимах минимального и максимального расходов. Видно, что на всех режимах, даже, несмотря на наличие существенно положительных и отрицательных углов атаки, течение сохраняется безотрывным.

На рис. 6 показаны интегральные характеристики проточной части на различных режимах и полученная на их основе рабочая характеристика.

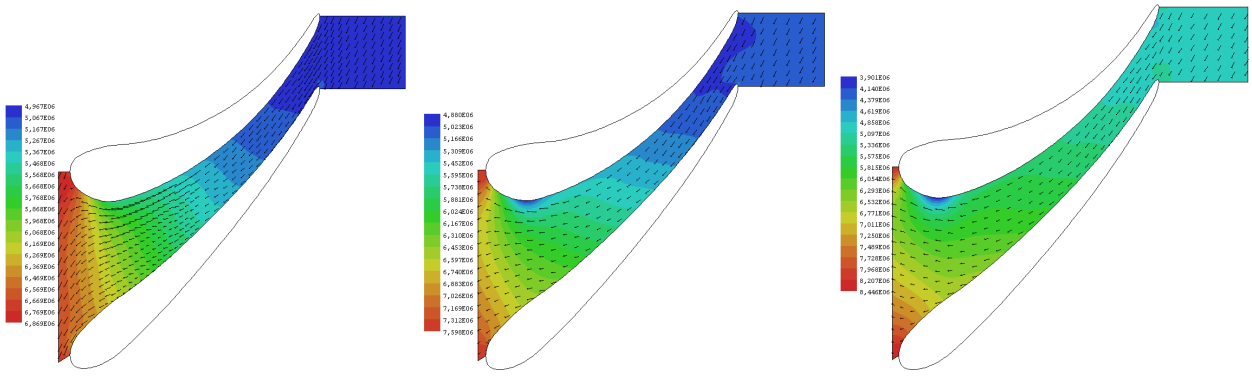
Видно, что для полученной рабочей характеристики внутренний КПД проточной части во всем диапазоне выше 92 %.

В настоящее время разработанная проточная часть изготовлена (рис. 7), установлена на турбодетандере МТДА-3,0-10,4-МП-У2 Тимофеевского нефтегазоконденсатного месторождения Гадяцкого района Полтавской области (рис. 8) и прошла испытания, в результате которых были подтверждены все заявленные характеристики.



а б в

Рис. 4. Изолинии статического давления и векторы скорости. Среднее меридиональное сечение РК: а – минимальный расход; б – номинальный режим; в – максимальный расход



а б в

Рис. 5. Изолинии статического давления и векторы скорости. Среднее сечение РК:
а – минимальный расход; б – номинальный режим; в – максимальный расход

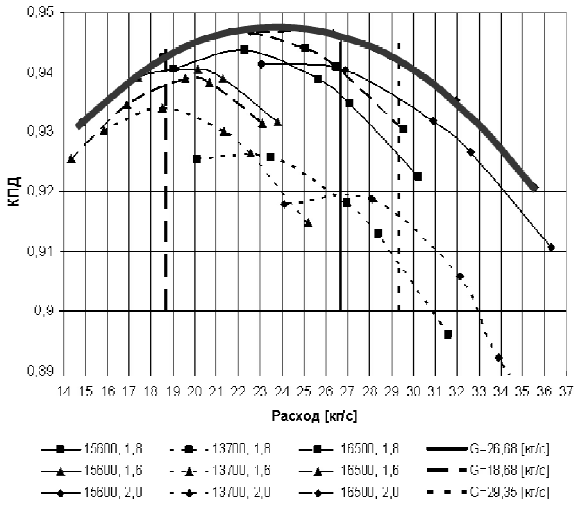


Рис. 6. Рабочая характеристика проточной части

Рис. 7. Изготовленное рабочее колесо

Заключение

Разработана методика проектирования высокоэффективных проточных частей турбин турбодетандерных агрегатов, работающих в широком диапазоне режимных параметров.

Рис. 8. Турбодетандер МТДА-3,0-10,4-МП-У2

Предложена форма проточной части (лопатки и обводы) радиально-осевой ступени ТДА. Результаты расчета проточной части на номинальном режиме показали, что КПД проточной части равен 94,6 %, а мощность – 1,585 МВт. Поворотный направляющий аппарат обеспечивает КПД не ниже 92 % во всем диапазоне режимов работы ТДА.

Результаты натурных испытаний подтвердили все заявленные проектные характеристики ТДА.

Литература

1. Дейч, М.Е. Техническая газодинамика [Текст] / М.Е. Дейч. – М.: Госэнергоиздат, 1961. – 671 с.

2. Русанов, А.В. Метод аналитического профилирования лопаточных венцов проточных частей осевых турбин [Текст] / А.В. Русанов, Н.В. Пащенко, А.И. Косьянова // Восточ.-Европ. журн. передовых технологий. – 2009. – № 2/7 (38). – С. 32 – 37.

3. Русанов, А.В. Профилирование радиально-осевых турбин с использованием современных компьютерных технологий [Текст] / А.В. Русанов, О.И. Шатравка, А.И. Косьянова // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. − 2009. − № 4. − С. 58 − 62.

4. А. с. Комплекс програм розрахунку тривимірних течій газу в багатовінцевих турбомашинах «FlowER» / С.В. Єршов, А.В. Русанов; Державне агентство України з авторських та суміжних прав. – ПА № 77; опубл. 19.02.96. – 1 с.

5. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин [Текст] / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Ершов и др. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2002. – 356 с.

6. Русанов, А.В. Математическое моделирование нестационарных газодинамических процессов в проточных частях турбомашин [Текст]: моногр. / А.В. Русанов, С.В. Ершов. – Х.: ИПМаш НАН Украины, 2008. – 275 с.

7. Русанов, А.В. Использование уравнений термодинамических свойств водяного пара IAPWS-95 в 3-D расчетах [Текст] / А.В. Русанов, Н.В. Пащенко // Восточ.-Европ. журн. передовых технологий. – 2010. – № 5/7(47). – С. 37 – 41.

Поступила в редакцию 24.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук В.В. Соловей, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина.

МЕТОД ПРОЕКТУВАННЯ ВИСОКОЕФЕКТИВНИХ ПРОТОЧНИХ ЧАСТИН ТУРБОДЕТАНДЕРНИХ АГРЕГАТІВ

А.В. Русанов, С.В. Моісеєв, П.М. Сухоребрий, Г.І. Косьянова, Р.А. Русанов

Представлено методика та блок-схема алгоритму проектування високоефективних проточних частин турбін турбодетандерних агрегатів, що працюють у широкому діапазоні режимних параметрів. Виконана апробація розробленого методу при проектуванні проточної частини турбіни турбодетандера МТДА-3,0-10,4-МП-У2. Представлені вид лопаток та обводів радіально-осьового ступеня ТДА, робоча характеристика розробленої проточної частини, а також візуалізація течії в робочому колесі на різних режимах. Результати натурних випробувань підтвердили всі заявлені проектні характеристики ТДА.

Ключові слова: проточна частина, тривимірна в’язка течія, радіально-осьове робоче колесо, турбодетандерний агрегат.

DESIGN METHOD OF HIGH-PERFORMANCE SETTINGS FOR TURBINE EXPANSION ENGINE

A.V. Rusanov, S.V. Moiseiev, P.N. Soukhorebry, A.I. Kosyanova, R.A. Rusanov

The principles and procedure chart of design style for high-performance settings with wide range of operating modes at turbine expansion engine are presented. The approbation of method for setting design realized for turbine expansion engine MTEE-3,0-10,4-MP-U2. Blades and outline for radial-axial TEE stage, operating character for proposed turbine setting and flow visualization at runner for various operating modes are presented. Environmental tests have shown good agreement for all claimed TEE characteristics.

Key words: flow part, three-dimensional viscous flow, radial-axial runner, turbine expansion engine.

Русанов Андрей Викторович – доктор технических наук, зам. директора по научной работе, зав. отделом гидроаэромеханики энергетических машин ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: rusanov@ipmach.kharkov.ua.

Моисеев Сергей Викторович – главный инженер, ОАО “Турбогаз”, Харьков, Украина, e-mail: oao@turbogaz.kharkov-ua.com.

Сухоребрый Петр Николаевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: sukhor@ipmach.kharkov.ua.

Косьянова Анна Игоревна – ведущий инженер, ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: akuniver@rambler.ru.

Русанов Роман Андреевич – инженер первой категории, ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина.

УДК 621.43.056+519.6

Д.А. ДОЛМАТОВ, А.В. КУКУРУДЗА, М. ХАДЖИВАНД

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

ХИМИЧЕСКАЯ КИНЕТИКА РЕАКЦИЙ ВОЗБУЖДЕННЫХ ЧАСТИЦ ПРИ СЛАБОЙ ИОНИЗАЦИИ СРЕДЫ

Рассмотрены вопросы математического моделирования процессов горения с детализированной кинетикой при аномальном стохастическом распределении частиц по энергетическим уровням. Исследован механизм возникновения значимых концентраций возбужденных неионизированных частиц, предложена модель учета влияния степени общей ионизации реакционной среды на генеральный баланс горения углеводородов. Статья содержит данные о скачкообразных изменениях концентраций и интенсивности реакций характерных веществ вследствие вторичного воздействия стационарного электрического разряда.

Ключевые слова: *константа скорости, возбужденное состояние, радикал, ион, время релаксации, распределение энергии, электрохимическая реакция.*

Общие вопросы химической кинетики

Математические модели горения, основанные на детализированной химической кинетике процесса, предъявляют очень высокие требования к точности определения детерминирующих физических констант, в первую очередь – параметров, описывающих элементарные реакции. Абсолютное большинство реакций относятся к термическому типу, константа скорости при этом определяется в форме Аррениуса [1, 2]:

$$k_i = A_i T^{b_i} e^{-\frac{E_i}{RT}}, \qquad (1)$$

где E_i – энергия активации; A_i, b_i – константы реакции.

Как известно, энергия активации реакции определяется, в первую очередь, эволюцией электронных орбиталей соответствующих атомов реагирующих веществ [3]. Наиболее простой случай, поддающийся теоретическому моделированию и прогнозированию, заключается во взаимодействии двух частиц, находящихся в основном квантовом состоянии, причем все электронные связи также являются невозбужденными. Реакция таких молекул, несмотря на некоторую громоздкость вычислительного аппарата, вполне описывается уравнениями квантовой механики и стохастической термодинамики, причем система уравнений имеет единственное точное решение (для вероятностного распределения частиц по энергиям теплового движения и собственных колебаний решение будет представлено в спектральной форме, однако с полностью детерминированными коэффициентами, [4]).

К сожалению, действительное вещество для температур, свойственных зоне максимума реакций большинства современных камер сгорания, всегда находится в частично возбужденном состоянии. Несмотря на то, что температуры даже стехиометрических кислородных пламен углеводородов (в том числе в детонационной волне) слишком малы для термической ионизации и высоких возбужденных состояний, некоторое количество атомов и радикалов в основной зоне горения находятся в возбужденном состоянии (в первую очередь, по энергии связей, [3]) достаточно продолжительное время для вступления во взаимодействие с другими частицами. Параметры реакции реагентов в основном и возбужденном состоянии существенно отличаются вследствие принципиальных различий в механизме рекомбинации электронных связей и делают невозможным или по крайней мере чрезвычайно ресурсоемким теоретическое вычисление параметров константы скорости реакции. В связи с этим энергия активации и константы значительной части элементарных реакций определены в ходе косвенных экспериментов, исходя из предположения о нормальном характере распределения частиц по квантовым уровням [4].

Наиболее значительный вклад в возбуждение частиц термического пламени, по-видимому, вносит лучистый перенос энергии, вызывающий кратковременное возбуждение частиц среды по механизму:

$$R + h\nu \rightarrow R^*, \qquad (2)$$

причем в силу нестабильности возбужденной частицы, небольшого времени релаксации и низкой энергии возмущающего излучения процесс носит ярко

© Д.А. Долматов, А.В. Кукурудза, М. Хадживанд

выраженный неравновесный характер, а число частиц, находящихся в неосновных состояниях, на несколько порядков меньше общего числа частиц. На рис. 1 представлено приблизительное распределение частиц по квантовым числам для метано-этанового воздушного и кислородного пламени.

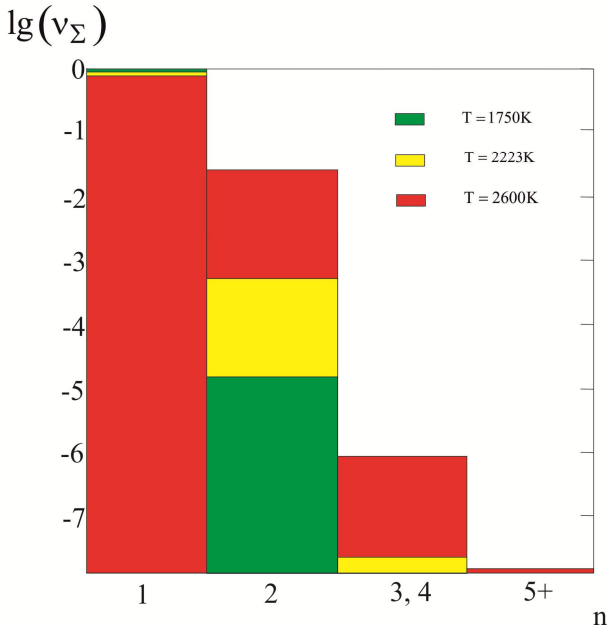


Рис. 1. Обобщенные доли частиц в основном и возбужденных состояниях

Как нетрудно видеть из диаграммы распределения суммарных мольных долей частиц, даже для высокотемпературного кислородного горения с T = 2600 K квазиравновесная доля невозбужденных частиц составляет около 95%, что объясняется весьма высокими эквивалентными температурами квантовых переходов (как правило, порядка $3\cdot10^3$ – $2\cdot10^4$ K). Несколько более значима доля частиц с возбужденными колебательными степенями свободы (согласно некоторым данным, до 20% в стехиометрическом кислородно-метановом пламени), однако данный вид возбужденного состояния слабо влияет на порог инициации и характерное время реакции. Вышеприведенные факторы позволяют использовать для определения констант скоростей при моделировании термических пламен выражение (1) с точностью до 0,001%.

Вместе с тем следует отметить, что дальнейшее увеличение доли возбужденных частиц приводит к значительному изменению характера протеканий большинства реакций. Как было указано выше, термическая энергия и излучение видимого спектра, характерное для камеры сгорания, не способны привести к существенному приросту числа возбужденных частиц. Однако электрический разряд, как в силу высокой эффективной температуры (до 12000 K), так и по причине высокой энергии свободных электронов, значительно сильнее способствует возбуждению радикалов и молекул. В зоне основного разряда, очевидно, превалируют реакции непосредственной ионизации частиц электронным ударом [5] в силу очень большой энергии свободных электронов. Для успешного моделирования электрохимических пламен необходимо численное исследование влияния характеристик реакционной зоны на концентрацию возбужденных частиц и их химическую активность.

Влияние возбужденных частиц на процесс горения

Математическая модель электрохимического горения включает, помимо уравнений газовой динамики, систему уравнений Максвелла для описания электромагнитных полей и зарядов:

$$\nabla\vec{E} = \frac{1}{\varepsilon_0}\left(\rho_f + \rho_b\right); \qquad (3)$$

$$\nabla\vec{B} = 0; \qquad (4)$$

$$\nabla\times\vec{E} = -\frac{\partial\vec{B}}{\partial t}; \qquad (5)$$

$$\nabla\times\vec{B} = \mu_0\left(\vec{j}_b + \vec{j}_f\right) + \frac{1}{c^2}\frac{\partial\vec{E}}{\partial t}, \qquad (6)$$

где $\vec{E}$ – напряженность электрического поля; $\vec{B}$ – магнитная индукция; ρ_b, ρ_f – плотность связанных и свободных зарядов; $\vec{j}_b$, $\vec{j}_f$ – плотность связанных и свободных токов; c – скорость света в вакууме;

Для замыкания системы, получаемой объединением (3) – (6) с уравнениями движения сплошной среды и турбулентности, используется уравнение для определения эффективных сечений ионизации и возбуждения [5]:

$$\sigma_i = \int_{\Delta E_D}^{\varepsilon} d\sigma = \frac{\pi q_e^4\left(\varepsilon - \Delta E_D\right)}{\varepsilon^2\Delta E_D}, \qquad (7)$$

где q_e – заряд электрона; ε – полная энергия электрона; ΔE_D – энергия активации.

Для реакций возбуждения, в которых участвуют электронейтральные частицы, в (7) используется масса атакующей частицы в соответствующей степени вместо заряда электрона.

Реакции ионизации и возбуждения электронным ударом вполне описываются уравнением (7), поскольку электрон (и ионы) представляет собой стабильную частицу, время существования которой намного превышает время траекторного движения. Частицы в возбужденном состоянии, напротив, об-

ладают сравнительно коротким временем жизни, определяемом временем релаксации [6]. При моделировании процессов горения в настоящей работе учитывается только вклад метастабильных состояний со временем релаксации $\tau_r > 10^{-5}$ с, т.е. таких частиц, которые за время релаксации испытывают достаточное число соударений для вероятности химической реакции более 5%. Действительное время существования таких частиц определяется интегрированием функций вероятности реакции $P(n,p)$ по времени:

$$\tau' = \int_0^t \sum P_i(n,p)dt, \qquad (8)$$

где суммирование ведется по всем возможным реакциям с участием рассматриваемой частицы. На рис. 2, 3 представлено поперечное сечение основной зоны разряда и её окрестности с указанием доли возбужденных и заряженных частиц для стехиометрического метано-воздушного пламени. Очевидно, что несмотря на стабильность ионов по сравнению с возбужденными частицами, зона значимой концентрации ионизированных частиц жестко привязана к телу разряда.

При этом градиент концентрации ионов значительно выше (рис. 3), а влияние газодинамического течения – ниже, чем соответствующие величины для возбужденных частиц. В целом можно утверждать, что общая доля возбужденных частиц в теле и окрестности разряда сопоставима с долей ионов, несмотря на значительно большие сечения ионизации и затруднительность неионизирующего возбуждения высокоэнергетическими электронами дугового разряда.

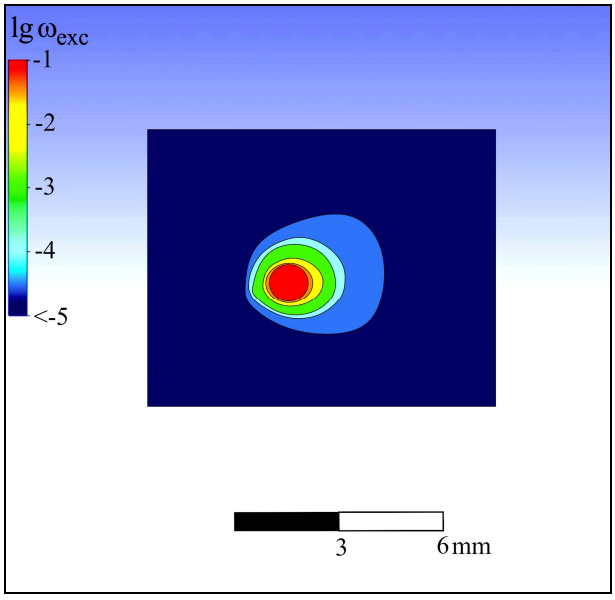


Рис. 2. Доля возбужденных частиц

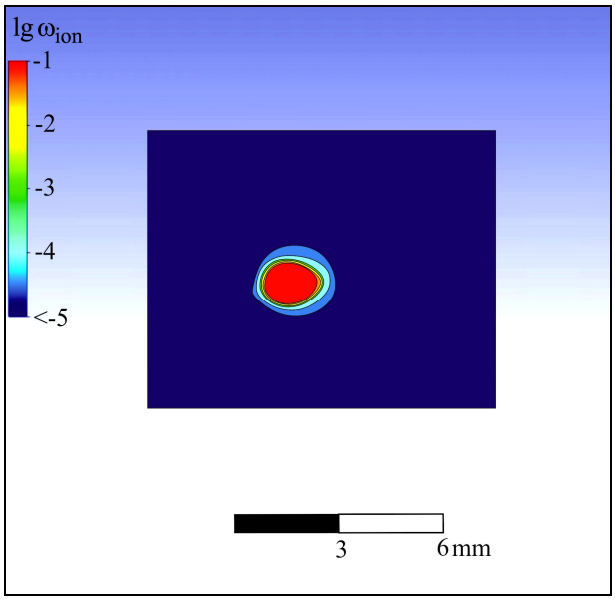


Рис. 3. Доля ионизированных частиц

Влияние разряда на распределение частиц по уровням возбуждения также приводит к заметному изменению долей частиц в верхней части спектра, причем, в отличие от термических пламен, основным фактором является не температура среды, а концентрация ионизированных частиц. На рис. 4 представлена диаграмма распределения возбужденных частиц по квантовым числам. Достаточно интересна инверсия воздействия концентрации ионов на содержание частиц различных уровней возбуждения, в особенности – метастабильных состояний со сравнительно малой энергией (n = 2).

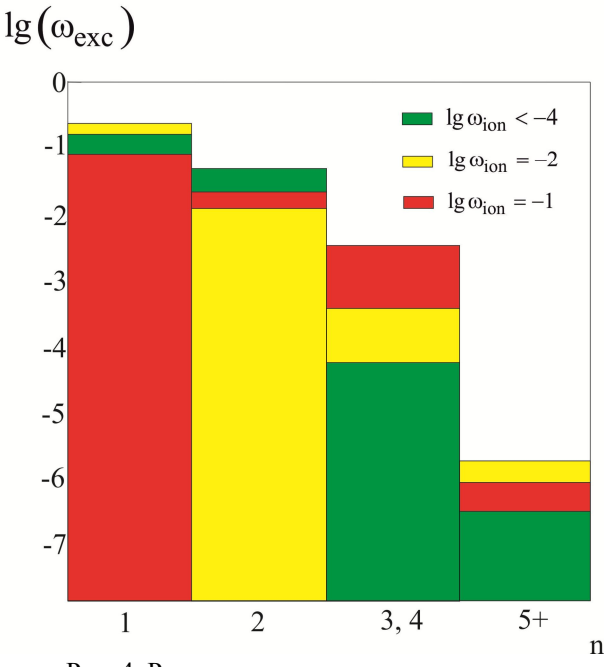


Рис. 4. Распределение частиц по уровням возбуждения при различной ионизации среды

Согласно результатам численного моделирования, подобное перераспределение частиц по уровням возбуждения заметно сказывается на концентрациях наиболее значимых веществ, полях температуры и эмиссионных характеристиках зоны горения. Разумеется, температура непосредственно в стволе разряда и ближайшей окрестности зависит только от энергетических и амплитудно-частотных характеристик дуги, однако в зоне вторичной ионизации изменение температуры не может быть объяснено исключительно конвективным и лучистым энергообменом. На рис. 5 представлена зависимость температуры среды от доли возбужденных частиц вне непосредственного воздействия разряда (средняя температура в рассматриваемой зоне при термическом горении – 1950 К).

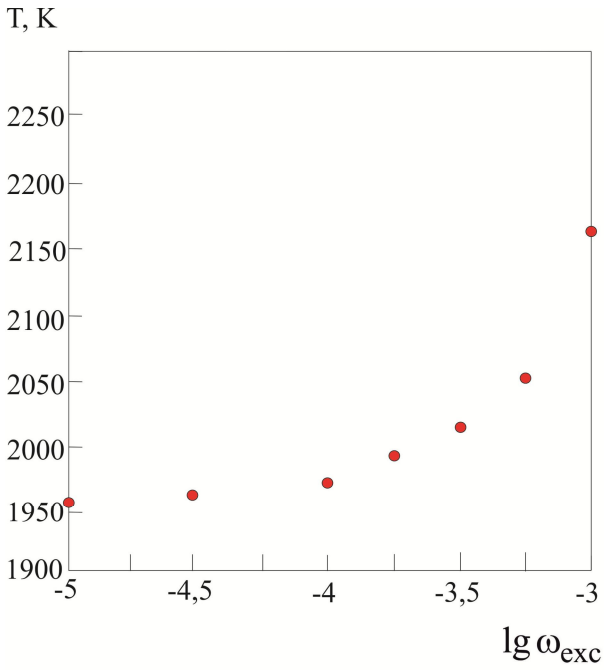


Рис. 5. Взаимосвязь ω_{exc} с температурой среды

Весьма разнородно проявляется влияние возбуждения частиц на содержание в реакционной зоне радикалов OH, O, H и HO_2, являющихся детерминантами большинства процессов горения. На рис. 6 – 9 представлены характерные зависимости концентраций и мольных долей данных веществ для различных условий горения (при этом к соответствующим веществам отнесены и их возбужденные разновидности). Частицы ионного типа в суммарной концентрации не учитываются. Под T_{term} в данном случае понимается эффективная температура среды в контрольном сечении при термическом горении, данные для $T_{term} = 2500K$ приведены для метано-кислородного пламени, остальные – для метано-воздушного. Баланс производства – расходования каждого вещества составлен при помощи фильтрации генерального баланса реакций горения метана в воздухе и кислороде по смешанным коэффициентам чувствительности при переменном скоростьопределяющем базисе и с учетом электрохимических реакций основных типов [7].

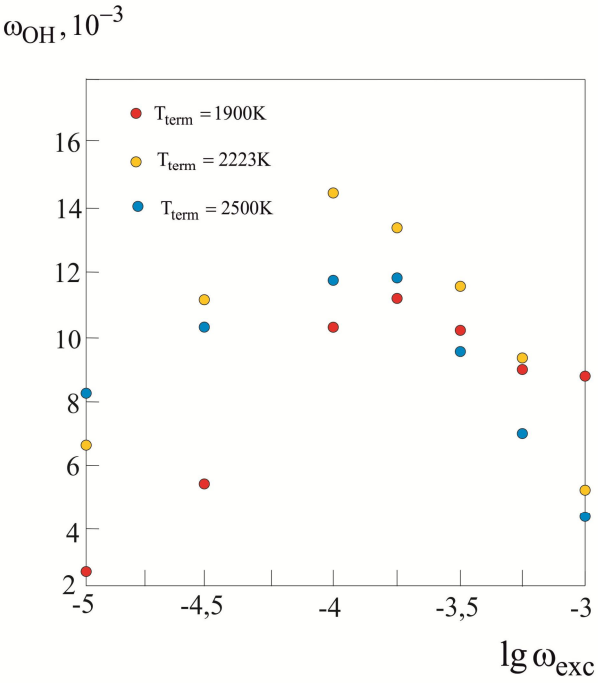


Рис. 6. Содержание гидроксильных радикалов

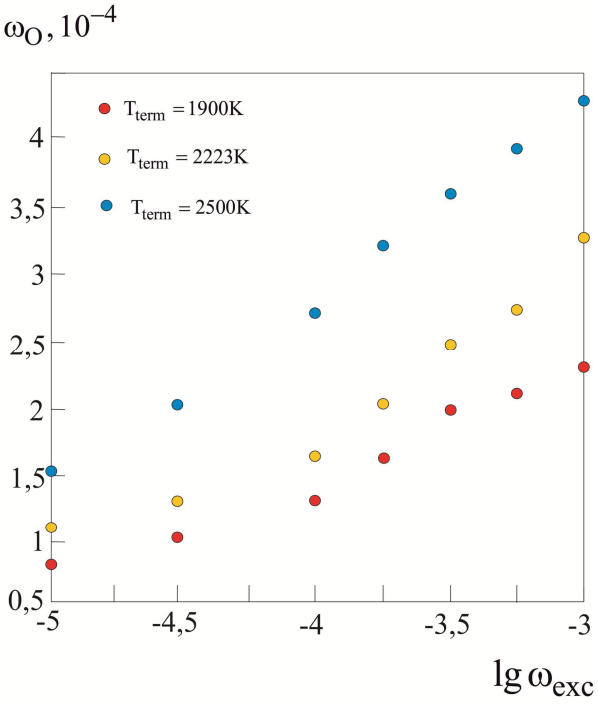


Рис. 7. Содержание атомарного кислорода

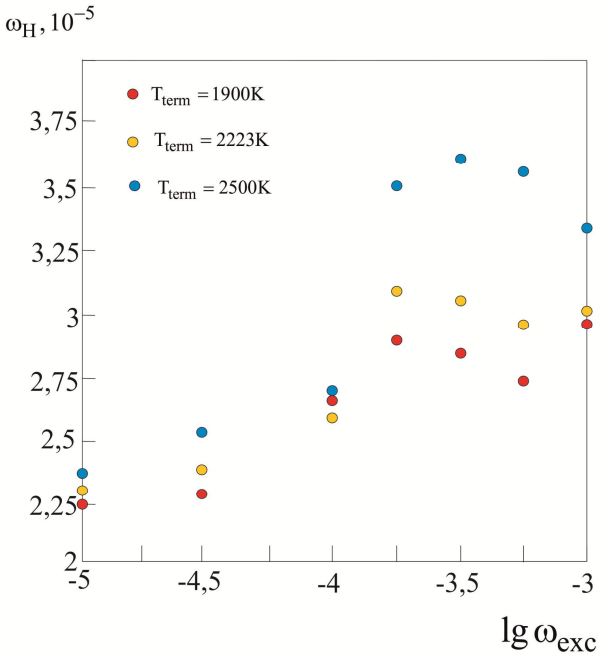


Рис. 8. Содержание атомарного водорода

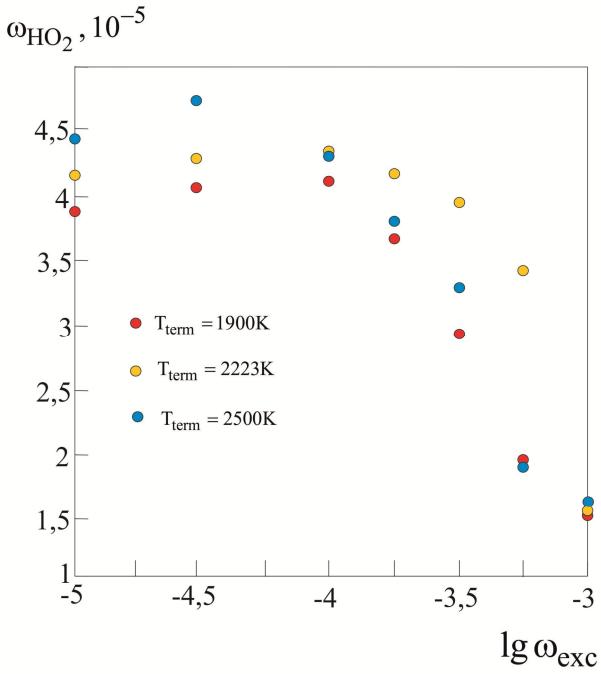


Рис. 9. Содержание HO_2

Значительное влияние рост концентрации возбужденных частиц также оказывает на эмиссию NO. Для стехиометрического воздушного пламени метана выход NO, согласно результатам расчетов, практически пропорционально зависит от логарифма доли возбужденных частиц и монотонно растет во всем диапазоне значений параметров, при этом основной вклад в производство данного вещества вносит механизм Зельдовича. Пиковое значение содержания NO в стволе разряда составляет 116 ppm, в зоне вторичной ионизации – 48 – 51 ppm.

Результаты численного моделирования указывают на существование принципиальных различий между механизмами протекания реакций при нормальном термическом распределении частиц по уровням возбуждения и квантовым уровням и аномальном распределении, вызванном наличием стационарного электрического разряда.

Литература

1. Варнатц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ [Текст] / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 352 с.

2. Chevalier, C. Automatic generation of reaction mechanism for description of oxidation of higher hydrocarbon [Text] / C. Chevalier, H. Melenk, J. Warnatz // Ber. Phys. Chemistry. – 1990. – № 94:1362.

3. Мелвин-Хьюз, Э.А. Физическая Химия [Текст] / Э.А. Мелвин-Хьюз. – М.: Наука, 1962. – 1280 с.

4. Gonzales, D.A. Evaluation of simple rate expressions for vibrational-dissociation coupling [Text] / D.A. Gonzales, P.L. Varghese // Journ. of Thermophys. and Heat Transfer. – 1994. – V. 8, № 2. – P. 236.

5. Долматов, Д.А. Регулирование воздушного горения углеводородов разрядами малой длины [Текст] / Д.А. Долматов // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 2. – С. 41 – 51.

6. Райзер, Ю.П. Физика газового разряда [Текст] / Ю.П. Райзер. – Долгопрудный: Изд. дом. Интеллект, 2009. – 736 с.

7. LEEDS – Reaction Kinetic Database [Text] / University of Leeds. – 2004. – 890 p.

Поступила в редакцию 23.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ХІМІЧНА КІНЕТИКА РЕАКЦІЙ ЗБУДЖЕНИХ ЧАСТОК ПРИ СЛАБКІЙ ІОНІЗАЦІЇ СЕРЕДОВИЩА

Д.А. Долматов, А.В. Кукурудза, М. Хаджіванд

Розглянуті питання математичного моделювання процесів горіння з деталізованою кінетикою при аномальному стохастичному розподілу часток по енергетичним рівням. Досліджений механізм виникнення значних концентрацій збуджених неіонізованих часток, запропонована модель урахування ступеня загальної іонізації реакційного середовища на генеральний баланс горіння вуглеводнів. Стаття містить дані щодо стрибкоподібних змін концентрацій та інтенсивності реакцій характерних речовин у наслідок вторинного впливу електричного розряду.

Ключові слова: константа швидкості, збуджений стан, радикал, іон, час релаксації, розподіл енергії, електрохімічна реакція.

CHEMICAL KINETIC OF THE EXCITING PARTICLE REACTIONS IN THE DOMAIN WITH LOW IONIZATION

D.A. Dolmatov, A.V. Kukurudza, M. Hajiwand

There were considered major questions of the detailed kinetic combustion' mathematical modeling during anomaly energy level particle distribution. The mechanism of noticeable excited particle concentrations generation is researched, the model of the total ionization level influence for general balance modification is offered. The article consists the data of concentration and intensity jumps as the result of stationary arc secondary influence.

Key words*:* velocity constant, excited state, radical, ion, relaxation time, energy distribution, electrochemical reaction.

Долматов Дмитрий Анатольевич – кандидат технических наук, доцент кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ditrihantelson@yandex.ru.

Кукурудза Андрей Васильевич – аспирант кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Хадживанд Масуд – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.43.056

В.Е. КОСТЮК[1], Е.И. КИРИЛАШ[1], А.В. СТАСЮК[2], В.В. ШЕИН[2], Д.В. КАРЗОВ[2]

[1]Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина
[2]ПАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина

РАСЧЁТ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВЫХОДЕ ПОЛНОРАЗМЕРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД И ЕЁ ОДНОГОРЕЛОЧНОГО СЕКТОРА

Приведены методика и результаты численного моделирования течения газа с горением распыленного топлива в кольцевой камере сгорания вертолётного газотурбинного двигателя с целью прогнозирования неравномерности температурного поля газа перед турбиной. Расчёты выполнены в двух постановках: а) с включением в расчётную область упрощённой модели проточной части полноразмерной камеры сгорания; б) с включением в расчётную область одногорелочного сектора камеры сгорания и постановкой граничных условий вращательной периодичности. Результаты численного моделирования подтвердили влияние периодических граничных условий на точность расчёта температурного поля газа на выходе КС. Показано, что расчёт полноразмерной камеры сгорания потенциально является более адекватным и универсальным, но более затратным, чем расчёт её одногорелочного сектора.

***Ключевые слова**: газотурбинный двигатель, кольцевая камера сгорания, течение, горение, численное моделирование, периодические граничные условия, температурное поле газа.*

Введение

Опыт ОАО «Мотор Сич» проектирования и доводки вертолётного газотурбинного двигателя (ГТД) МС-500 показал необходимость углублённого исследования рабочего процесса кольцевой противоточной камеры сгорания (КС) для выработки эффективных конструктивных решений, обеспечивающих требуемую неравномерность температурного поля газа перед турбиной.

В настоящее время для анализа сложных газодинамических и тепловых процессов в узлах ГТД широко применяются методы численного моделирования осреднённого турбулентного течения в рамках уравнений RANS (Reynolds Averaged Navier – Stokes – осреднённые по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса) [1, 2]. Последние представляют собой дифференциальные уравнения в частных производных (ДУЧП), частное решение которых в числе прочего определяется граничными условиями (ГУ), которые описывают геометрию моделируемой системы и обмен массой, импульсом и энергией между системой и её окружением.

Постановка адекватных ГУ при моделировании трёхмерных реагирующих турбулентных течений в кольцевых КС является нетривиальной проблемой, таящей в себе опасности, связанные с появлением методических ошибок.

В данной статье рассмотрены методика и результаты численного моделирования течения газа с горением распыленного топлива в полноразмерной кольцевой КС вертолётного ГТД МС-500 и в её одногорелочном секторе с целью прогнозирования неравномерности температурного поля газа на выходе КС.

1. Анализ последних публикаций

В последнее десятилетие усилия мирового сообщества исследователей в области газотурбинных приложений методов моделирования трёхмерных турбулентных течений направлены на достижение точности численных расчётов основных характеристик ГТД и его узлов, достаточных для их эффективного использования в непрерывном цикле проектирования, доводки и сопровождения эксплуатации изделий.

В работе [3] выполнен анализ точности численных оценок перепада давления на жаровой трубе (ЖТ), распределения расхода воздуха по её отверстиям и неравномерности температурного поля газа на выходе 20 КС ГТД, достигнутой различными авторами в период 2001 – 2009 гг. Установлено, что целевые показатели точности, сформулированные H. Mongia [4] в 2001 г., достигнуты лишь в единичных расчётах, и то не по всем показателям. При этом все расчёты кольцевых и трубчато-кольцевых КС (17 шт.) были выполнены в постановке, предусматривавшей включение в расчётную область только одногорелочного сектора камеры и, соответственно, использование «искусственных» ГУ вращательной периодичности, смысл которых подроб-

© В.Е. Костюк, Е.И. Кирилаш, А.В. Стасюк, В.В. Шеин, Д.В. Карзов

но рассмотрен в следующем разделе. Аналогичный подход использован в более поздних работах [5 – 8].

Очевидно, что расчёт одногорелочного сектора КС вместо полноразмерной камеры максимально экономит вычислительные ресурсы. Поэтому он получил широкое распространение. Тем не менее, остаётся неясным вопрос о влиянии периодических ГУ на точность расчёта температурного поля газа на выходе КС.

2. Периодические ГУ

Если геометрия моделируемой системы и ожидаемая структура течения в ней имеют периодическую природу, то достаточно моделировать течение только в одной из повторяющихся областей. Надлежащее взаимодействие с остальным физическим доменом осуществляется принудительно посредством периодических ГУ.

Можно выделить два основных типа периодических границ. Первый охватывает поступательную периодичность. Это значит, что периодическая граница может быть отображена на другую границу параллельным переносом координат. Второй тип представляет периодические границы, образованные вращением координат. Соответственно говорят о вращательной периодичности.

В решателях, использующих дискретную схему представления параметров течения в центрах расчётных ячеек (Cell-Centred), периодические ГУ, как правило, реализованы посредством кусочно-постоянной экстраполяции изнутри расчётной области во внешние к расчётной области ячейки, называемые фиктивными [9]. Обычно для навязывания условия периодичности требуется всего один или два слоя фиктивных ячеек.

На рис. 1 схематически показана вращательно периодическая расчётная область. Периодические границы A и B проходят по внешним поверхностям последних (граничных) внутренних ячеек 1 и 2 (рис. 1, а). Фиктивные ячейки (штриховая линия) обозначены номерами (со штрихом) соответствующих внутренних ячеек. Вследствие условия периодичности первый слой фиктивных ячеек соответствует граничным ячейкам на противоположной периодической границе. Второй слой фиктивных ячеек связан со вторым слоем внутренних ячеек и т. д. Отсюда все скалярные величины (давление, температура и т. п.) в фиктивных ячейках, которые инвариантны относительно вращения координат, получаются непосредственно из соответствующих внутренних ячеек, то есть

$$U_{1'} = U_1 \quad \text{и} \quad U_{2'} = U_2 ; \tag{1}$$

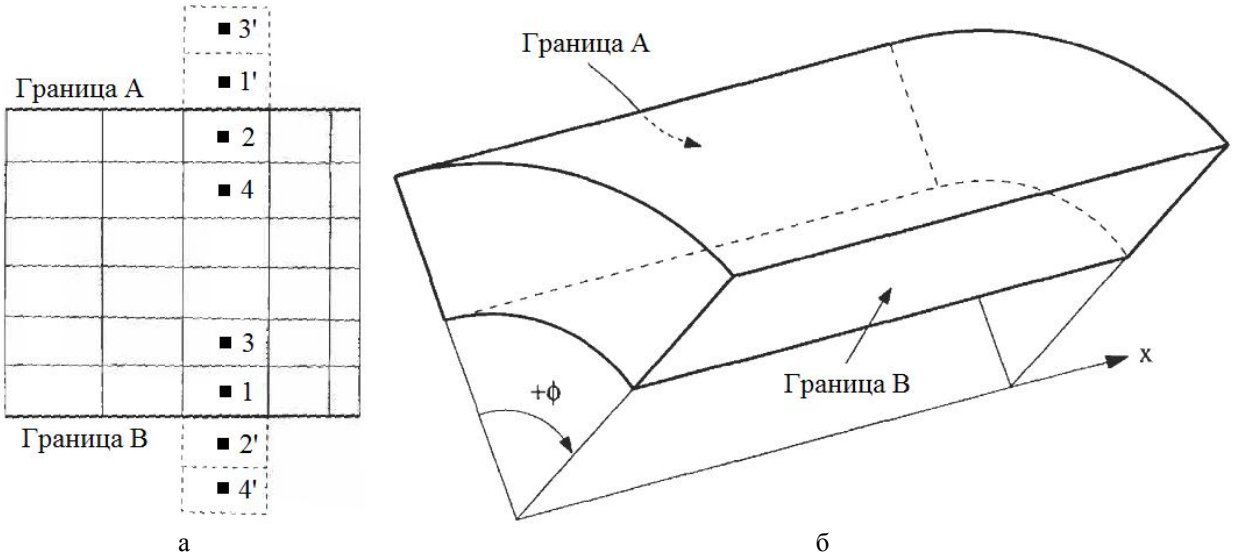
$$U_{3'} = U_3 \quad \text{и} \quad U_{4'} = U_4 . \tag{2}$$

Все векторные величины, такие как скорость или градиенты скаляров, должны быть соответственно преобразованы. Если ось вращения совпадает с осью x (рис. 1, б), то матрица вращения имеет вид

$$\overline{\Re} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}, \tag{3}$$

где угол ϕ между периодическими границами A и B положителен в направлении по часовой стрелке. Отсюда, например, вектор скорости, отображённый с границы A на B, определяется выражением

$$\vec{v}_B = \overline{\Re}\,\vec{v}_A . \tag{4}$$



а б

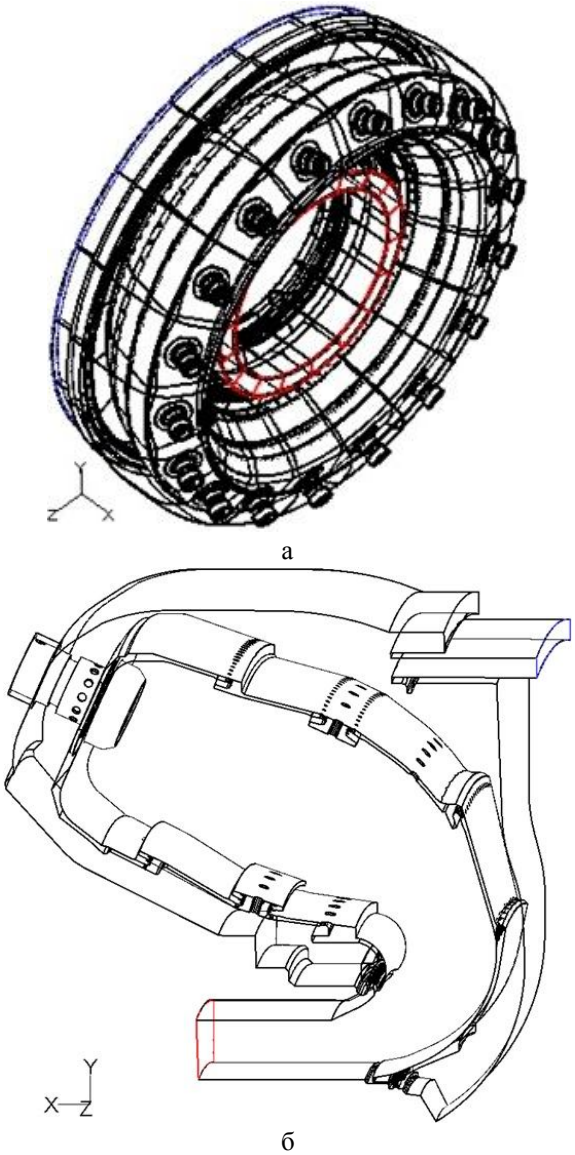
Рис. 1. Постановка ГУ вращательной периодичности

3. Расчётный метод и параметры моделирования

Расчёты выполнены в двух постановках:

а) с включением в расчётную область упрощенной модели проточной части полноразмерной КС, полученной 18-кратным (по количеству горелок ЖТ) размножением модели проточной части её одногорелочного сектора (рис. 2, а);

б) с включением в расчётную область только исходной модели проточной части одногорелочного сектора КС (рис. 2, б) и постановкой ГУ вращательной периодичности.



а

б

Рис. 2. Геометрические модели проточной части полноразмерной КС (а) и её одногорелочного сектора (б)

Двухфазная химически реагирующая смесь моделировалась эйлеровым описанием газовой фазы и лагранжевым описанием движения и тепломассообмена испаряющихся топливных капель. Взаимодействие непрерывной (газовой) и дисперсной (капельной) фаз учитывалось на основе модели «частица – источник в ячейке» Кроу. Течение смеси воздуха, пара топлива и продуктов сгорания, включавших 18 компонентов, находящихся в состоянии химического равновесия, полагавшееся стационарным и несжимаемым, моделировалось системой осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, дополненной уравнениями сохранения энергии, массовой доли восстановленного топлива и её вариации, замыкаемых моделью турбулентности k – ε Ши и др. Взаимодействие химических реакций горения, полагавшихся бесконечно быстрыми, с турбулентностью описывалось с помощью функции плотности распределения вероятности, аппроксимируемой β-фунцией. Связь между термодинамическими параметрами устанавливалась уравнением состояния смеси идеальных газов. Численное интегрирование уравнений непрерывной фазы осуществлялось итерационно методом контрольного объёма с использованием неявной схемы аппроксимации конвективных членов первого порядка точности совместно с уравнениями дисперсной фазы неявным методом Эйлера. Уравнение неразрывности в пределе малых чисел Маха удовлетворялось с помощью процедуры коррекции давления SIMPLE. Значения переменных в пристеночных ячейках вычислялись с использованием эмпирических функций стенок.

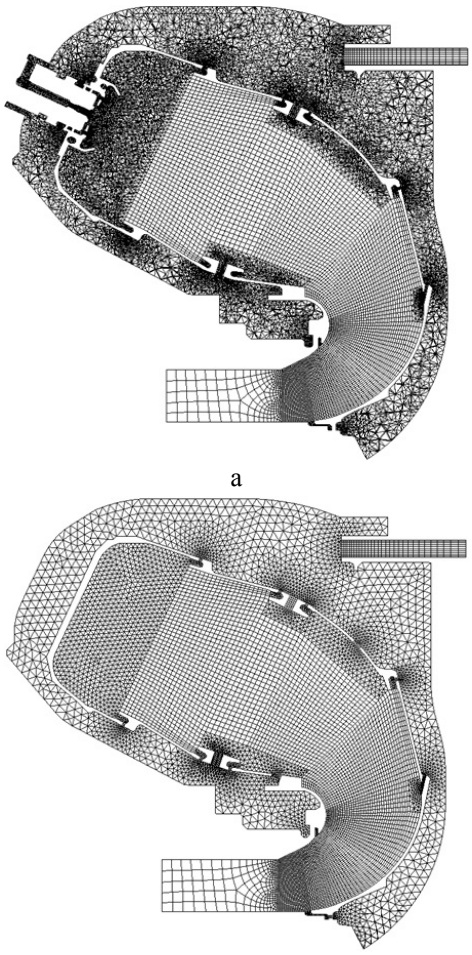
Расчётная область, включавшая проточную часть одногорелочного сектора КС, описывалась неравномерной неструктурированной гибридной сеткой (рис. 3), состоявшей из 1 513 456 ячеек в форме тетраэдров (84,2 %), гексаэдров (14,1 %), призм (1,4 %) и пирамид (0,4 %). Качество худшей ячейки по параметру «равноугольности» составляло 0,862, по параметру «равноразмерности» – 0,867. Размеры пристеночных ячеек соответствовали $y^+ \approx 30 \ldots 300$. Сетка проточной части полноразмерной КС была получена 18-кратным размножением сетки проточной части её одногорелочного сектора и соответственно включала 27 153 612 ячеек.

ГУ газовой фазы и начальные условия капельной фазы (кроме дисперсного состава) соответствовали режиму испытаний КС. Топливные капли полагались монодисперсными с начальным диаметром 1 мкм [10].

4. Результаты численного исследования

На рис. 4 показано поле относительного подогрева газа в выходном сечении полноразмерной КС, вычисленного по формуле

$$\Theta = \left(T^* - T_к^*\right) / \left(T_{г\,срм}^* - T_к^*\right), \qquad (5)$$



а

б

Рис. 3. Расчётная сетка: а – в сечении, проходящем через ось топливной форсунки; б – в сечении, проходящем между топливными форсунками

где T^* – локальная полная температура газа; $T^*_{г\,срм}$ – среднемассовая полная температура газа в выходном сечении КС; $T^*_к$ – полная температура воздуха на входе в КС. Из рисунка отчётливо видна периодическая структура поля, которое состоит из 18 повторяющихся фрагментов (по количеству горелок ЖТ).

На рис. 5 показан повторяющийся фрагмент поля относительного подогрева газа в выходном сечении полноразмерной КС в сравнении с соответствующим ему полем данного параметра, полученным в расчёте одногорелочного сектора КС. Из рисунка видно, что поля относительного подогрева газа на выходе полноразмерной КС и её одногорелочного сектора топологически подобны, но имеют локальные различия.

Аналогичная картина имеет место в продольных сечениях КС (рис. 6).

На рис. 7 в сравнении с экспериментальными данными показаны радиальные профили среднего и максимального относительных подогревов газа в выходном сечении полноразмерной КС и её одногорелочного сектора, вычисленных по формулам

$$\Theta_{i\,ср} = \left(T^*_{i\,ср} - T^*_к\right) / \left(T^*_{г\,срм} - T^*_к\right), \qquad (6)$$

$$\Theta_{i\,max} = \left(T^*_{i\,max} - T^*_к\right) / \left(T^*_{г\,срм} - T^*_к\right), \qquad (7)$$

где $T^*_{i\,ср}$ и $T^*_{i\,max}$ – средняя и максимальная полные температуры газа в i-м поясе замера соответственно.

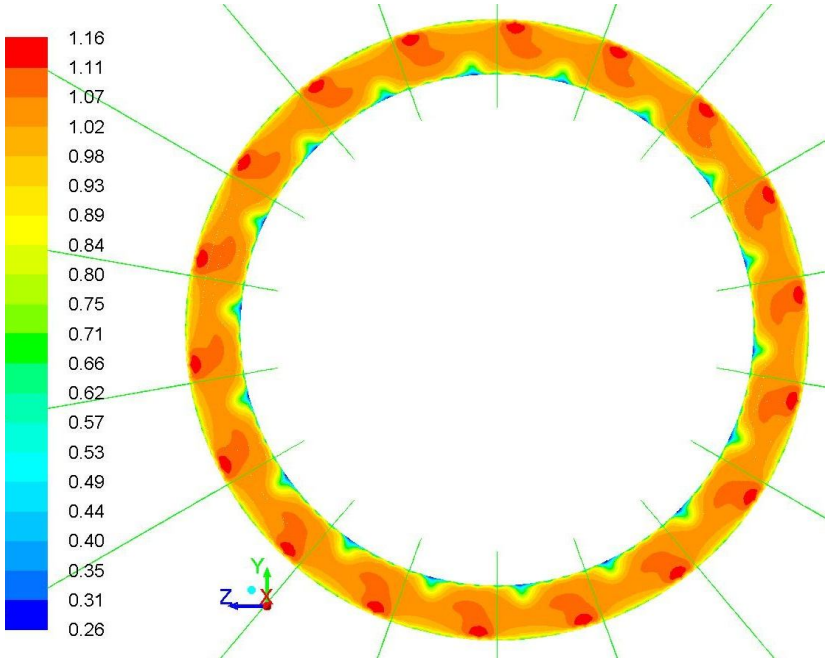
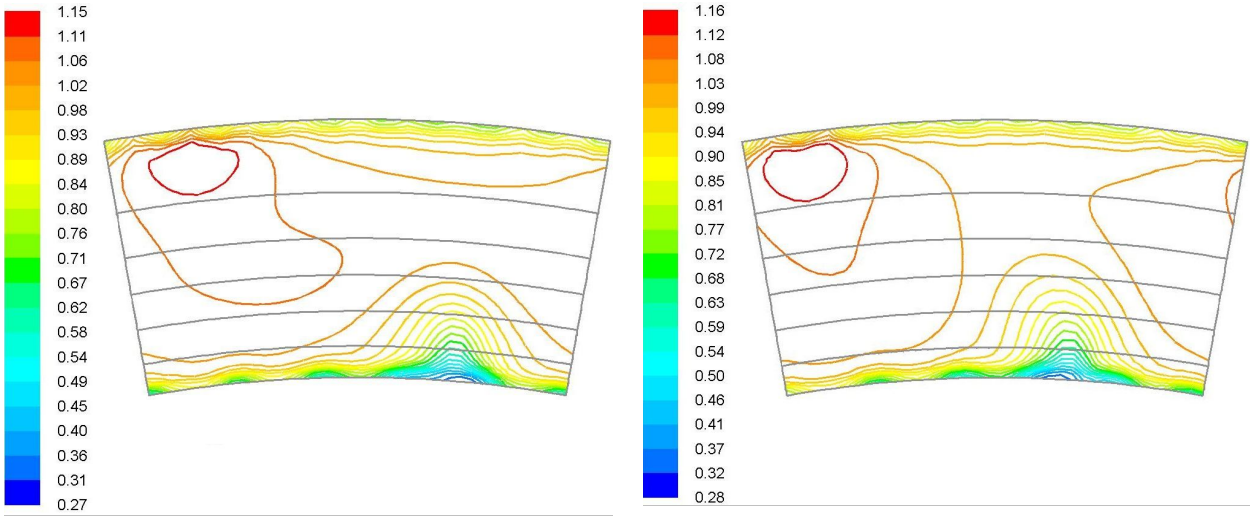
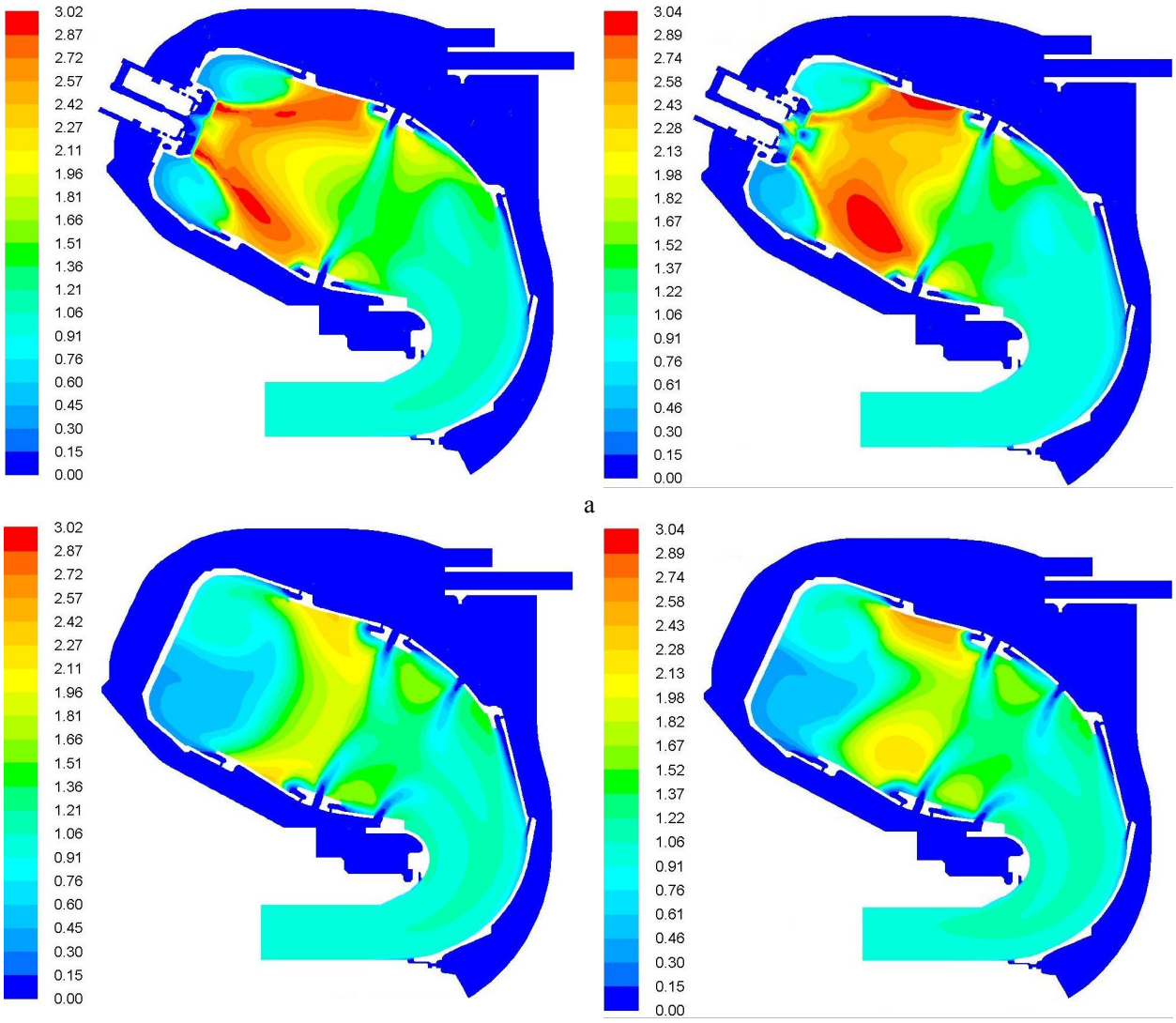


Рис. 4. Изолинии расчётного относительного подогрева газа в выходном сечении полноразмерной КС



а б

Рис. 5. Изолинии расчётного относительного подогрева газа в выходном сечении полноразмерной КС (фрагмент) (а) и её одногорелочного сектора (б)



а

б

Рис. 6. Изолинии расчётного относительного подогрева газа в полноразмерной КС (слева) и её одногорелочном секторе (справа): а – в сечении, проходящем через ось топливной форсунки; б – в сечении, проходящем между топливными форсунками

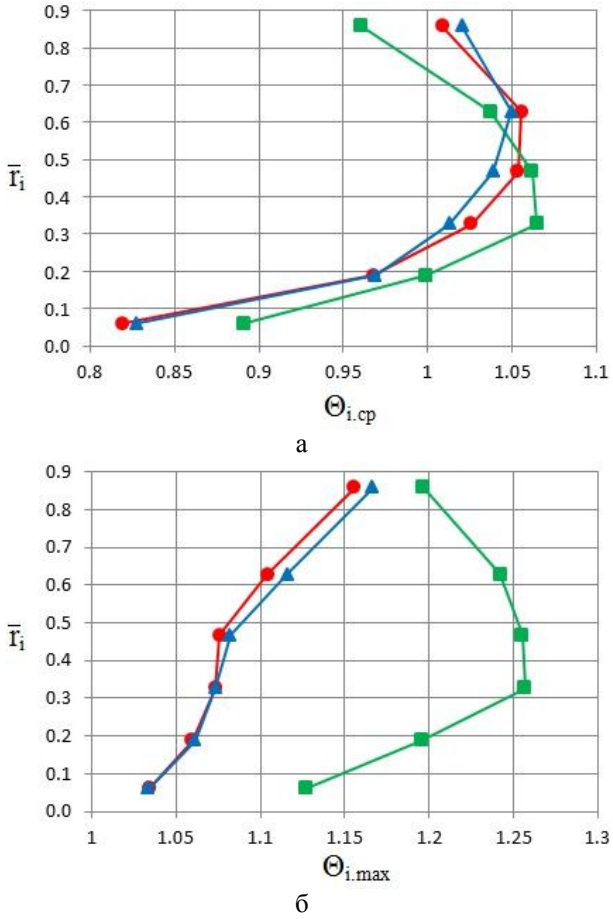


Рис. 7. Радиальные профили среднего (а) и максимального (б) относительных подогревов газа в выходном сечении КС: ● – полноразмерная КС; ▲ – одногорелочный сектор КС; ■ – эксперимент

Из рис. 7, а видно, что расчётные радиальные профили среднего относительного подогрева газа в выходных сечениях полноразмерной КС и её одногорелочного сектора отличаются друг от друга в меньшей степени, чем каждый из них отличается от данных эксперимента. То же самое имеет место и в отношении радиальных профилей максимального относительного подогрева газа (см. рис. 7, б). При этом расчётные профили максимального относительного подогрева газа хуже согласуются с экспериментальными данными, чем профили среднего относительного подогрева газа. Последнее может быть обусловлено не учтёнными в выполненных расчётах различиями между секторами натурной КС. Очевидно, что расчёт полноразмерной КС в принципе позволяет учесть такие различия, тогда как расчёт её одногорелочного отсека – нет.

Заключение

Результаты численного моделирования подтвердили влияние периодических ГУ на точность расчёта температурного поля газа на выходе КС. Методическая ошибка, возникающая при программной реализации ГУ вращательной периодичности, используемых в расчёте одногорелочного сектора КС, мала по сравнению с методическими ошибками, обусловленными игнорированием различий между секторами полноразмерной КС и несовершенством используемых физических моделей (турбулентности, горения, капель и т. п.). Расчёт полноразмерной КС потенциально является более адекватным и универсальным, хотя и гораздо более затратным, чем расчёт её одногорелочного сектора.

Литература

1. Аэродинамический расчёт и оптимальное проектирование проточной части турбомашин [Текст] / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Ершов и др. – Х: НТУ «ХПИ», 2002. – 356 с.

2. Куценко, Ю.Г. Численные методы оценки эмиссионных характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / Ю.Г. Куценко. – Екатеринбург-Пермь: УрО РАН, 2006. – 140 с.

3. Кирилаш, Е.И. Анализ точности численных оценок гидравлических характеристик и неравномерности температурного поля газа камер сгорания ГТД методами вычислительной аэрогидродинамики (обзор) [Текст] / Е.И. Кирилаш, В.Е. Костюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 8. – С. 18 – 23.

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

5. Di Domenico, M. Numerical Simulations of Unsteady Multi-Phase Flows in an Aero-Engine Like Combustor [Text] / M. Di Domenico, P. Le Clercq, M. Rachner // XX ISABE: September 12-16, 2011, Gothenburg, Sweden. (ISABE-2011-1101). – 10 p.

6. Ляшенко, В.П. Математическое моделирование рабочего процесса в камерах сгорания ГТД с помощью специализированной программы AEROCHAM (ЦИАМ) [Текст] / В.П. Ляшенко, В.И. Фурлетов. – М.: ЦИАМ, 2010. – Тр. № 1349. – С. 7 – 30.

7. Сербин, С.И. Исследование влияния подачи вторичного воздуха в камеру сгорания судового ГТД на распределение температуры в выходном сечении жаровой трубы [Текст] / С.И. Сербин, С.В. Вилкул // Сучасний стан та проблеми двигунобудування: Міжнар. конф., 11-12 листопада 2010 р. / НУК – Миколаїв, 2010. – С. 95 – 96.

8. Костюк, В.Е. Численное моделирование гидравлических характеристик и температурного поля газа камеры сгорания малоразмерного ГТД [Текст] / В.Е. Костюк, Е.И. Кирилаш // Вестник двигателестроения. – 2010. – № 2. – С. 124 – 135.

9. Оран, Э. Численное моделирование реагирующих потоков [Текст] / Э. Оран, Дж. Борис. –

М: Мир, 1990. – 660 с.

10. Костюк, В.Е. Расчет поля температуры газа на выходе камеры сгорания ГТД при неопределенности начальных условий распыливания топлива [Текст] / В.Е. Костюк, Е.И. Кирилаш, А.В. Стасюк и др. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докл. Ч. 1. Межд. науч.-техн. конф., 28 – 30 июня 2011 г. / Самарский гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва. – Самара, 2011. – С. 137 – 139.

Поступила в редакцию 23.05.2012

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

РОЗРАХУНОК ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗУ НА ВИХОДІ ПОВНОРОЗМІРНОЇ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГТД ТА ЇЇ ОДНОПАЛЬНИКОВОГО СЕКТОРА

В.Є. Костюк, О.І. Кирилаш, А.В. Стасюк, В.В. Шеін, Д.В. Карзов

Наведені методика і результати числового моделювання течії газу з горінням розпиленого палива в кільцевій камері згоряння вертолітного газотурбінного двигуна з метою прогнозування нерівномірності температурного поля газу перед турбіною. Розрахунки виконані в двох постановах: а) із включенням в розрахункову зону спрощеної моделі проточної частини повнорозмірної камери згоряння; б) із включенням в розрахункову зону однопальникового сектора камери згоряння і постановою граничних умов обертальної періодичності. Результати числового моделювання підтвердили вплив періодичних граничних умов на точність розрахунку температурного поля газу на виході КС. Показано, що розрахунок повнорозмірної камери згоряння потенційно є більш адекватним і універсальним, але більш затратним, ніж розрахунок її однопальникового сектора.

Ключові слова: газотурбінний двигун, кільцева камера згоряння, течія, горіння, числове моделювання, періодичні граничні умови, температурне поле газу.

COMPUTATION OF THE EXIT GAS TEMPERATURE FIELD OF THE FULL-SIZE GAS TURBINE COMBUSTOR AND ITS ONE-BURNER SECTOR

V.Ye. Kostyuk, Ye.I. Kirilash, A.V. Stasyuk, V.V. Shein, D.V. Karzov

Methodology and results of the numerical simulation of the gas flow with sprayed fuel combustion in the helicopter gas turbine annular combustor are given. The simulation goal is the prediction of the combustor exit gas temperature field nonuniformity. The calculations are performed in the two statements: a) full-size combustor air-gas channel simplified model included in the computational domain; b) its one-burner sector included in the computational domain with the periodic boundary condition formulation. Numerical simulation results confirmed the influence of the periodic boundary conditions on the prediction accuracy of the combustor exit gas temperature field. It is shown that full-size combustor calculation is more appropriate and universal but more costly than its one-burner sector calculation.

Key words: gas turbine engine, annular combustor, flow, combustion, numerical simulation, periodic boundary conditions, gas temperature field.

Костюк Владимир Евгеньевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Кирилаш Елена Ивановна – младший научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Стасюк Андрей Владимирович – начальник отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: kb-5.ugk@motorsich.com.

Шеин Владимир Валентинович – начальник расчетно-экспериментальной группы отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: kb-5.ugk@motorsich.com.

Карзов Денис Валериевич – инженер-конструктор отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: kb-5.ugk@motorsich.com.

УДК 621.452.3-762.4

Ю.В. РУБЛЕВСКИЙ

ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина

ЩЕТОЧНЫЕ УПЛОТНЕНИЯ – ЭФФЕКТИВНОЕ СРЕДСТВО УЛУЧШЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД И СТАЦИОНАРНЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК

Представлено состояние работ по разработке и исследованию ЩУ для снижения утечек воздуха в авиационных ГТД и стационарных энергоустановках. Выполнены экспериментальные исследования разных вариантов ЩУ и сравнение их эффективности с традиционными уплотнениями. Установлено, что, изменяя параметры ЩУ, можно обеспечить их работоспособность в разных условиях эксплуатации. ЩУ можно с успехом применять для раздела двух сред. Внедрение таких уплотнений эффективный путь сбережения энергоресурсов, что особенно актуально для обеспечения экономической и экологической безопасности страны.

Ключевые слова: *щеточное уплотнение, эксплуатационные характеристики, экспериментальные образцы.*

Введение

Создание новых и модификация ранее разработанных авиационных ГТД, стационарных энергоустановок, а также ТЭС выдвигают особые требования к повышению их эффективности. Уменьшение непроизводительных утечек – одно из главных направлений решения этой задачи. Снижение утечек может быть достигнуто за счет совершенствования уплотнений.

В машиностроении сегодня основной вид уплотнений между статорными и роторными элементами – это лабиринты. Утечки через лабиринтное уплотнение зависят от многих факторов, основные из которых конструктивное исполнение уплотнения, технология изготовления, величина радиального зазора, количество и геометрия гребешков, динамика взаимных перемещений ротора и статора.

Ведущие мировые разработчики авиационных и стационарных газотурбинных двигателей затрачивают значительные усилия на разработку, испытания и внедрение более эффективных видов уплотнений, таких как щеточные (ЩУ).

Щеточные уплотнения представляют собой набор металлических проволочек малого диаметра из сплавов на основе никеля, хрома, кобальта, вольфрама или неметаллических волокон. Для уменьшения трения волокон щеточного уплотнения о роторную деталь проволочки могут располагаться под углом к сопрягаемой поверхности ротора.

Для достижения требуемых показателей новых разработок широко используются специальные программы, финансируемые правительством. В рамках выполнения таких программ отрабатывались элементы и узлы новых видов уплотнений. Для создания научно-технического задела проводятся специальные исследования и разработки.

Зарубежные информационные источники говорят об отработке и проверке работоспособности и эффективности новых видов уплотнений на фирмах «Роллс-Ройс», «Дженерал Электрик», Пратт-Уитни, Сименс, Мицубиси, Вестенхауз и ряде других фирм, занимающихся разработкой и эксплуатацией авиационных и стационарных ГТД. Для примера: примерно в 70 ГТД GE работают 205 ЩУ, их суммарная наработка составляет 1.4 млн. часов, а на одном из двигателей GE90 достигнута наработка свыше 40000часов. В NASA выполнены работы по прямому сравнению расхода воздуха через лабиринтное и щеточное уплотнения на двигателе YT-700[1].

Оценки показывают, что снижение утечек воздуха в газотурбинном двигателе на 1% сокращает величину удельного расхода топлива на 0,4%. На основании статистических данных 2004 года это могло бы обеспечить только американским авиационным компаниям экономию около 200 миллионов литров топлива в год. А годовая экономия во всем мире составила бы более миллиарда литров горючего [2].

Результаты исследований

В ГП «Ивченко-Прогресс» накоплен значительный опыт проведения работ по отработке конструкции и технологии изготовления ЩУ. Разработана методика проверок расходных характеристик и работоспособности различных вариантов ЩУ.

© Ю.В. Рублевский

В ходе проведения комплекса испытаний на специально изготовленных установках были определены расходные характеристики различных вариантов щёточных уплотнений, сравнение расходных характеристик щёточных и лабиринтных уплотнений (рис. 1), а также влияние эксплуатационных факторов на их расходные характеристики.

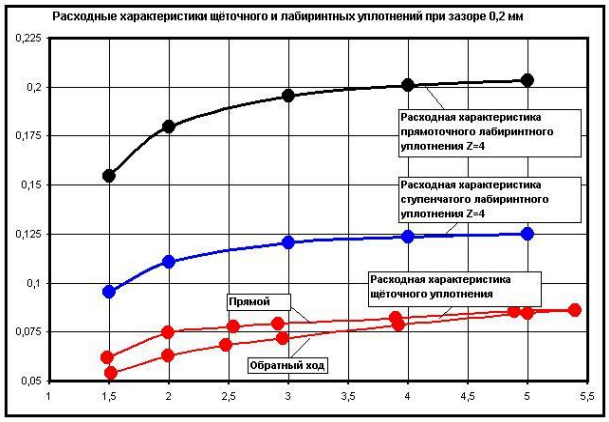


Рис. 1. Сравнение расходных характеристик лабиринтных и щеточных уплотнений

Результаты данных работ позволили перейти к внедрению ЩУ в конструкцию авиационных и стационарных турбин.

На экспериментальном авиационном двигателе была выполнена работа по прямому сравнению эффективности системы лабиринтных и щеточных уплотнений в системе компенсации осевого усилия (КОУ) турбины винтовентилятора.

Условия работы системы уплотнений: обороты ротора турбины винтовентилятора (ТВВ) 8440 об/мин, линейные скорости в уплотнениях до 160 м/с, давление воздуха в разгрузочной полости компенсации осевого усилия на шарикоподшипник ротора ТВВ 710 кРа, температура – 420 °С.

Для оценки эффективности исследуемых щеточных уплотнений выполнялась специальная препарировка для замера давления в полости КОУ и для замера давлений и температур воздуха в трубопроводе подвода воздуха на компенсацию осевого усилия (для определения расхода воздуха). Препарированный трубопровод подвода воздуха перед постановкой на двигатель проходил специальную тарировку «холодной» продувкой с целью определения расходной характеристики. Для определения температурного состояния детали ЩУ препарировались датчиками ИМТК (измеритель максимальной температуры кристаллический).

Выполненные работы показали, что данная система ЩУ по эффективности эквивалентна двойному ступенчатому лабиринтному уплотнению с 9-ю гребешками. В настоящее время продолжаются работы по введению ЩУ в конструктивный профиль экспериментального авиационного двигателя.

На базе проведенных работ выполнен комплекс расчетных исследований по улучшению эксплуатационных характеристик турбины наземного применения за счет внедрения ЩУ. Задача заключалась в том, чтобы с минимальными переделками при сохранении исходной конструкции обеспечить возможность установки ЩУ в турбине энергопривода на базе авиационного ГТД (рис. 2).

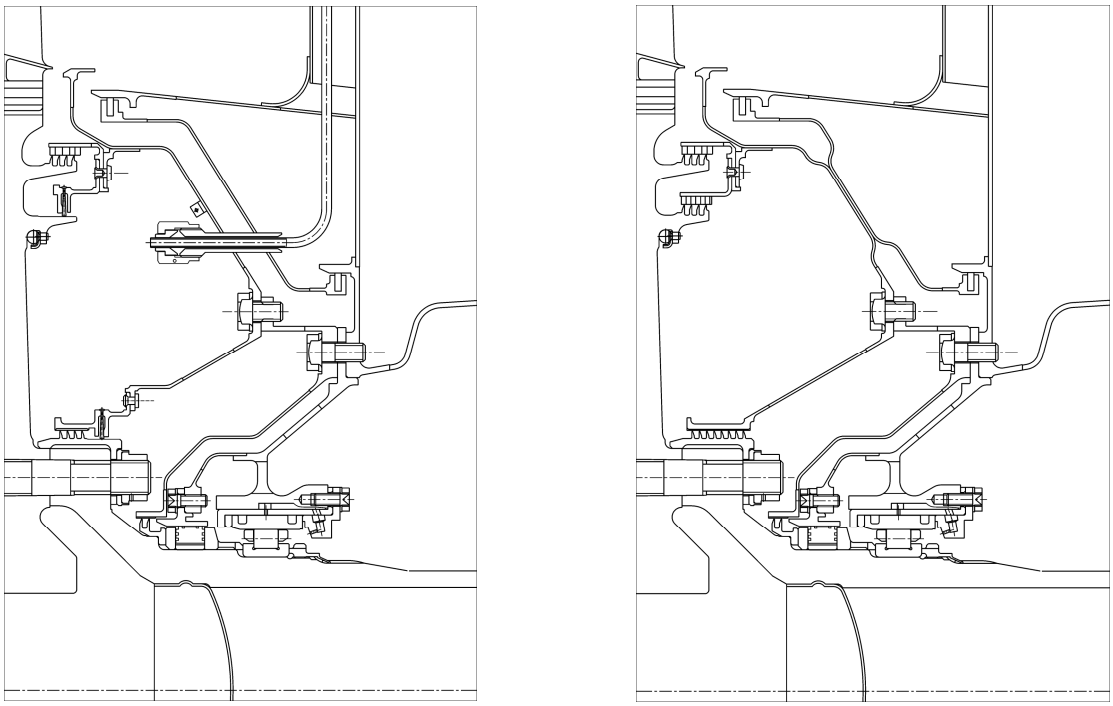


Рис. 2. Лабиринтные и ЩУ в турбине изделия АИ-336-6,3

Условия работы системы уплотнений: обороты ротора турбины 8650 об/мин, линейные скорости в уплотнениях до 177 м/с, давление воздуха в разгрузочной полости 4 кГ/см^2, температура 350°С.

Расход воздуха через уплотнения разгрузочной полости уменьшается на 0,5%, при этом температура газа на входе в ТВД снижается на 4°, а ресурс рабочей лопатки ТВД может быть увеличен на 3000ч.

По результатам расчётных исследований выпущена конструкторская документация и изготовлены экспериментальные образцы для проверки эффективности мероприятий на энергоприводе для газоперекачивающих агрегатов или электростанций АИ-336-6,3.

Расчётно-экспериментальные исследования ЩУ разработки ГП «Ивченко-Прогресс» полностью подтверждены в ходе специальных экспериментальных стендовых испытаний в составе энергопривода АИ-336-6,3.

На работоспособность ЩУ влияют множество конструктивно-технологических параметров, основные из которых: высота уплотнительного элемента, диаметр микропроволочек и их материал, толщина уплотнительного элемента, угол наклона микропроволочек. Изменяя эти параметры ЩУ можно добиваться оптимальных условий работы щеточного уплотнения.

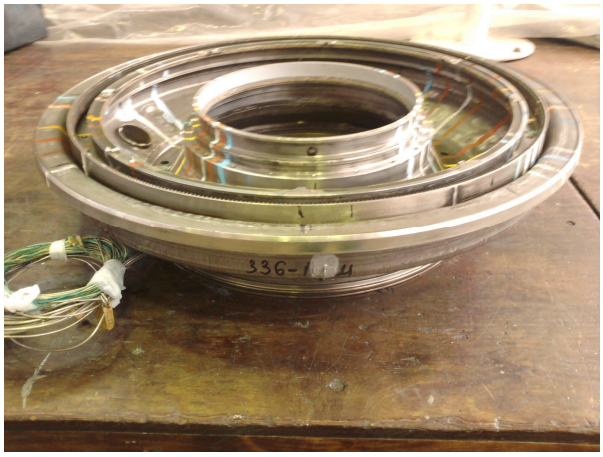


Рис. 3.Общий вид ЩУ после прохождения экспериментальных испытаний на изделии АИ-336-6,3

ЩУ можно с успехом применять там, где необходимо разделить две среды. При этом, как сообщает R.C. Hendricks, перепад давлений может достигать 10 кг/см^2, линейные скорости в уплотнениях 160 м/с, а температура 680°С (1).

За рубежом щеточные уплотнения повсеместно применяются практически во всех отраслях промышленности. По данным фирмы Sealeze такие уплотнения могут значительно повысить эффективность подачи воздуха в котёл-подогреватель ТЭС. Целый ряд теплообменников проработали со ЩУ в условиях эксплуатации на ТЭС США более восьми лет.

Радиальные, осевые и окружные металлические полосы лабиринтного уплотнения воздухоподогревателя (ВПР) разработаны почти столетие назад. Металлические полосы деформируется сразу же после начала работы, что приводит к большому перетеканию воздуха и, как следствие, к увеличению потребляемой мощности и росту расхода топлива ТЭС.

Щеточные уплотнения (рис.4) идеально подходят для замены полос стали в регенеративных подогревателях воздуха. Жесткие уплотнения быстро изнашиваются, так как они не в состоянии соответствовать неровностям сопрягаемой поверхности.

Кроме того, такие уплотнения повреждаются в условиях больших перепадов давлений и температур (рис. 5).

Эффект от применения щеточных уплотнений может быть весьма значительным. Улучшение уплотнений подогревателя воздуха ведет к увеличению КПД котла, что снижает расход топлива ТЭС на 2%.

Рис. 4.Общий вид ЩУ фирмы Sealeze

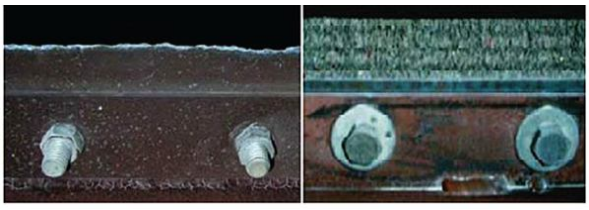


Рис. 5. Сравнение степени износа металлической полосы уплотнения (слева) и нового ЩУ (справа). По материалам фирмы Sealeze

В условиях США, при поставочной стоимости угля 80$ за тонну, годовая экономия на один воздухоподогреватель составляет более 3 млн. $. Кроме того, сам котёл при этом работает в оптимальном режиме, что значительно снижает вредные выбросы тепловых электростанций в атмосферу.

Заключение

Прогрессивные конструкторско-технологические решения, отработанные в аэрокосмической отрасли промышленности, необходимо применять в стационарных энергоустановках и ТЭС, где они дают значительный экономический эффект. При этом также улучшаются экологические характеристики работы ТЭС за счёт снижения их вредных выбросов в атмосферу.

Применение новых видов уплотнений, таких как ЩУ, является одним из эффективных путей сбережения энергоресурсов, что особенно актуально в настоящее время для обеспечения экономической и экологической безопасности страны.

Литература

1. Relative Performance Comparison Between Baseline Labyrinth and Dual-Brush Compressor Discharge Seals in a YT-700 Engine Test [Текст] / R.C. Hendricks, T.A. Griffin and T.R. Kline, K.R. Csavina, A. Pancholi and D. Sood // NASA Technical Memorandum 106360. – 1994. – 23 p.

2. Sealing in Turbomachinery [Текст] / R.E. Chupp, R.C. Hendricks, S.B. Lattime, B.M. Steinetz //NASA (Glen Research Center, Cleveland, Ohio) / TM (Timken Company, North Canton, Ohio), August 2006.

Поступила в редакцию 30.05.2012

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

ЩІТКОВІ УЩІЛЬНЕННЯ – ЕФЕКТИВНИЙ ЗАСІБ ПОЛІПШЕННЯ ПАРАМЕТРІВ АВІАЦІЙНИХ ГТД І СТАЦІОНАРНИХ ЕНЕРГОУСТАНОВОК

Ю.В. Рублевський

Представлений стан робіт з дослідження ЩУ для зниження витоків в авіаційних ГТД і стаціонарних енергоустановках. Виконані експериментальні дослідження різних варіантів ЩУ й порівняння їх ефективності із традиційними ущільненнями. Установлено, що, змінюючи параметри ЩУ, можливо забезпечити їхню працездатність у різних умовах експлуатації. ЩУ можна з успіхом застосовувати для розділу двох середовищ. Впровадження таких ущільнень ефективний шлях заощадження енергоресурсів, що особливо актуально для забезпечення економічної й екологічної безпеки країни.

Ключові слова: щіткове ущільнення, експлуатаційні характеристики, експериментальні зразки.

BRUSH SEALS THE EFECTIVE REMEDY OF IMPROVEMENT OF PARAMETERS AVIATION GTE AND STATIONARY POWERHOUSES

Ju.V. Rublevsky

The condition of works research BS for decrease in leaks in aviation GTE and stationary power-house is presented. Experimental researches of various variants BS and comparison of their efficiency with tradition seals are executed. It is established, that changing parameters BS it is possible to provide their working capacity in different conditions of operation. BS it is possible to apply with success to section of two environments. Introduction of such consolidations an effective way of savings of power resources that is especially actual for maintenance of economic and ecological safety of the country.

Key words: brush seal, operational characteristics, experimental samples.

Рублевский Юрий Владленович – ведущий конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: RU-YV@mail.ru.

УДК 621.452.3

А.С. ВИНОГРАДОВ, А.С. ЧАЛКИН, Д.Ф. ШАКИРОВ

Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Россия

РАСЧЕТ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТОРЦОВОГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО УПЛОТНЕНИЯ В ОПОРЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Приводится расчет экспериментальных данных по разрушению уплотнительного кольца при вибрационном нагружении. Осуществляется сравнение расчетных динамических моделей для пары трения торцового газодинамического уплотнения. Показано, что для исследования динамических характеристик двухмассовая модель является достаточной. Для основных расчетных режимов было определено изменение уплотнительного зазора. На основании созданной динамической модели были исследованы изменения величины зазора от частоты вращения при различных величинах жёсткости и коэффициента демпфирования воздушного слоя при линейных и угловых колебаниях.

Ключевые слова: *торцовое газодинамическое уплотнение, вибрационное нагружение уплотнительного кольца, изменение уплотнительного зазора, жесткость и коэффициент демпфирования воздушного слоя.*

Введение

Повышение эффективности газотурбинных двигателей при одновременном снижении их массы, габаритов и стоимости неразрывно связано, в том числе, с необходимостью увеличения частоты вращения роторов. Однако с увеличением частоты вращения стремительно возрастает уровень вибрации роторов, что снижает их надёжность. Даже кратковременные выходы их за допустимые пределы часто приводят к разрушению подшипников, потере работоспособности уплотнений, поломкам самих роторов и другим опасным авариям [1 – 3].

Значительная часть повреждений в уплотнениях происходит в результате возникновения в них опасной вибрации. Поэтому очень важно иметь представление о том, как ведет себя уплотнение при переходе с режима на режим двигателя. В работе исследовалось газодинамическое уплотнение как одно из наиболее перспективных для применения в современных двигателях. Работа такого уплотнения должна быть особенно тщательно смоделирована на этапе проектирования. Поскольку, при изменении режима параметры двигателя существенно меняются, возникновение опасных колебаний в уплотнении могут привести к непредсказуемым последствиям, вплоть до разрушения. На рис. 1 показано разрушение колец пары трения торцового газодинамического уплотнения которое имело место из-за осевых колебаний ротора.

В настоящее время известно несколько моделей торцового газодинамического уплотнения (ТГДУ).

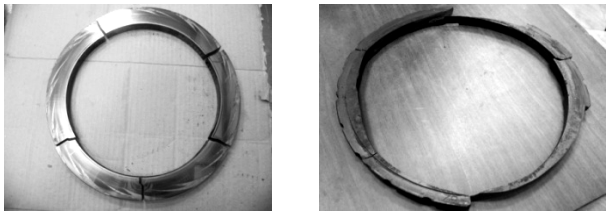


Рис. 1. Разрушение графитового и твёрдосплавного колец нагнетателя НЦ-25

Проведённый анализ по методике, изложенной в работе [1], показал, что для частот вращения, характерных для существующих ГПА, кинематического отрыва втулок от торца ротора не произойдёт. Поэтому для практических случаев достаточно рассмотрения ТГДУ в виде двухмассовой модели с параметрами, изображёнными на рис. 2. В литературе анализ такой модели с рассматриваемыми перемещениями отсутствует.

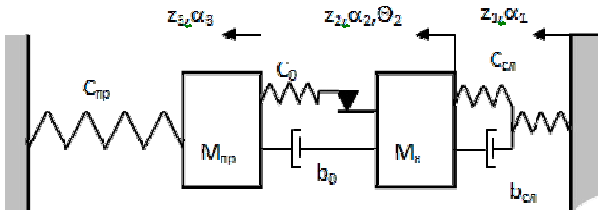


Рис. 2. Двухмассовая динамическая модель ТГДУ

© А.С. Виноградов, А.С. Чалкин, Д.Ф. Шакиров

Анализ величин перекрёстных коэффициентов жёсткости и демпфирования [1] показал, что в рассматриваемой двухмассовой модели (рис. 2) на практике могут быть реализованы следующие виды колебаний: осевые колебания $z1 \rightarrow z2 \rightarrow z3$; угловые колебания $\alpha1 \rightarrow \alpha2 \rightarrow \alpha3$; совместные осевые и угловые колебания $z1 \rightarrow z2, \theta2 \rightarrow z3$. Созданная модель и методика исследования позволяют изучить работу уплотнения при различных видах колебаний.

1. Объект исследования

За основу исследования была взята опора авиационного ТРДДФ, а в качестве исследуемого уплотнения было выбрано уплотнение в составе средней опоры компрессора (рис. 3). В штатной компоновке в данной опоре установлено классическое радиально-торцовое контактное уплотнение (РТКУ). В работе же исследовалось ТГДУ, как перспективное уплотнение для опоры компрессора.

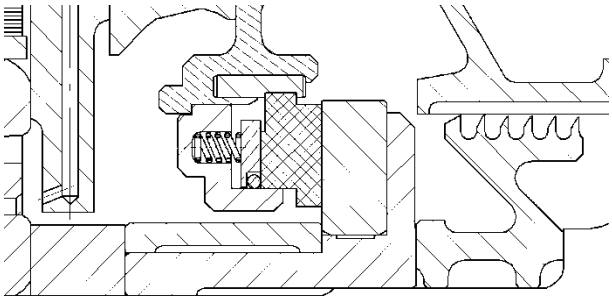


Рис. 3. Торцовое газодинамическое уплотнение в опоре компрессора авиационного двигателя

Особенностью работы данного уплотнения является сохранение зазора на всех режимах работы. Однако, возникающие колебания могут привести к контакту колец. Чтобы спрогнозировать работу уплотнения необходимо выполнить совместные расчеты динамических характеристик и деформации от силовых факторов.

2. Методология исследования

Для того чтобы провести анализ с учетом многорежимности, необходимо задаться полётным циклом двигателя. Данный цикл имеет все основные режимы: малый газ, максимальный, максимальный форсажный и два крейсерских режима.

Для того чтобы спрогнозировать, как будет деформироваться уплотнительное кольцо на всех режимах, необходимо сначала оценить влияние температуры, сил давления и собственно режима работы (частоты вращения ротора) на напряжённо-деформированное состояние сопряжённых деталей двигателя (опоры, ротора, узла уплотнения).

Для определения необходимых значений температуры деталей проводится тепловой расчёт. Исходными данными для этого расчёта являются параметры газового потока во всех контрольных сечениях.

Определение температуры и коэффициентов конвективной теплоотдачи может осуществляться с помощью программных комплексов, рассчитывающих параметры теплового состояния.

После расчёта в программе теплового состояния полученные результаты (параметры газового потока) передаем в программный комплекс на основе метода конечных элементов ANSYS для решения термической задачи. Расчёт температурного состояния деталей двигателя осуществлялся на всех указанных режимах работы двигателя.

Полученные в результате термического расчёта в ANSYS значения температур стенок передаются вновь в программу расчёта теплового состояния для уточнения параметров воздушного потока. И весь цикл повторяется заново до тех пор, пока не получим температуры стенок с заданной точностью. Для достижения заданной точности может потребоваться до пяти итераций.

После всего этого необходимо оценить деформации от температуры, сил давления и режима работы двигателя. Для этого модель передаётся в модуль структурного расчета ANSYS, где нагружаем модель дополнительно к температуре силами давления и частотой вращения (для ротора компрессора).

Затем рассматривается влияние различных факторов на напряженно-деформированное состояние уплотнительного узла и, как следствие, на его основные параметры (утечки, уплотнительный зазор). Пример расчета деформированного состояния зазора при приложении температуры, сил давления показан на рис. 4.

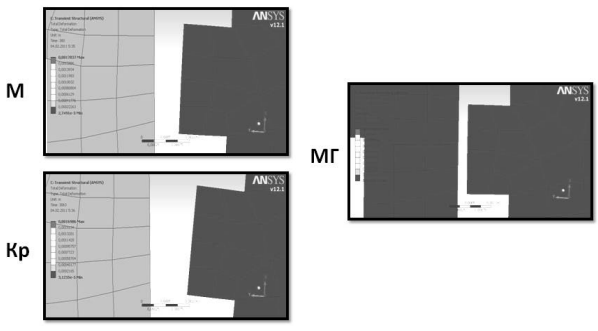


Рис. 4. Зависимость деформации уплотнительного зазора от режима работы двигателя

Минимальное значение зазора было получено на режиме малого газа. Наибольшее значение соот-

ветствует крейсерскому бесфорсажному режиму. Соответственно изменяются утечки через уплотнение (рис. 5).

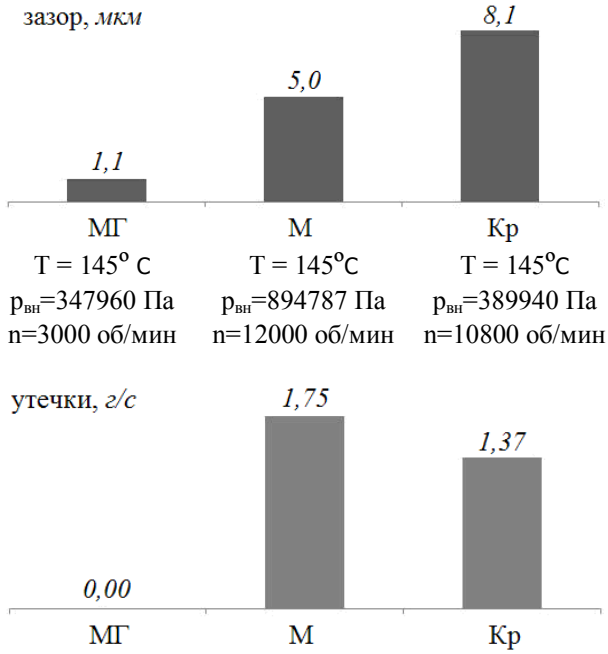


Рис. 5. Зависимость зазора и утечек от давления, температуры и режима работы двигателя

3. Результаты исследования

На основании динамической модели ТГДУ (рис. 2) была создана трехмерная модель в программном комплексе ADAMS. С ее помощью было исследовано изменение величины зазора при различных частотах и при различных амплитудах. Созданная модель позволяет также анализировать взаимное влияние жёсткости смазочного слоя, коэффициента демпфирования на величину уплотнительного зазора (рис. 6,7).

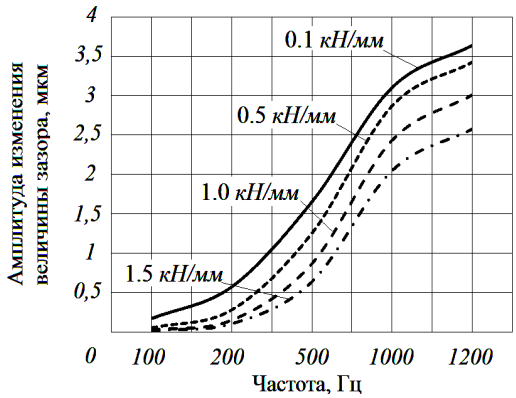


Рис. 6. Зависимость изменения величины зазора от частоты при различных величинах жёсткости

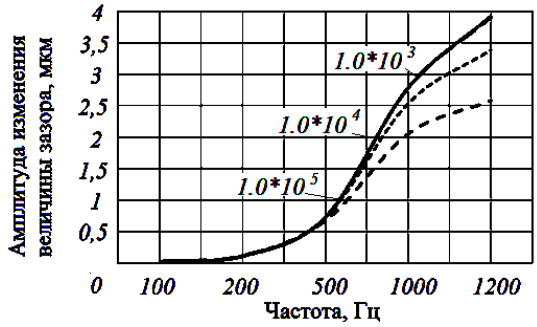


Рис. 7. Зависимость изменения величины зазора от коэффициента демпфирования воздушного слоя

Ротор двигателя имеет возможность совершать колебания не только вдоль оси (в связи с зазорами в подшипнике), но и угловые колебания за счет прогиба под действием различных факторов (рис. 8).

Предложенная модель позволяет объединить ее с другими моделями, определяющими напряжённо-деформированное состояние. Ее применение для расчетов делает возможным представление вибрационных процессов в ТГДУ, важных с точки зрения обеспечения заданного ресурса.

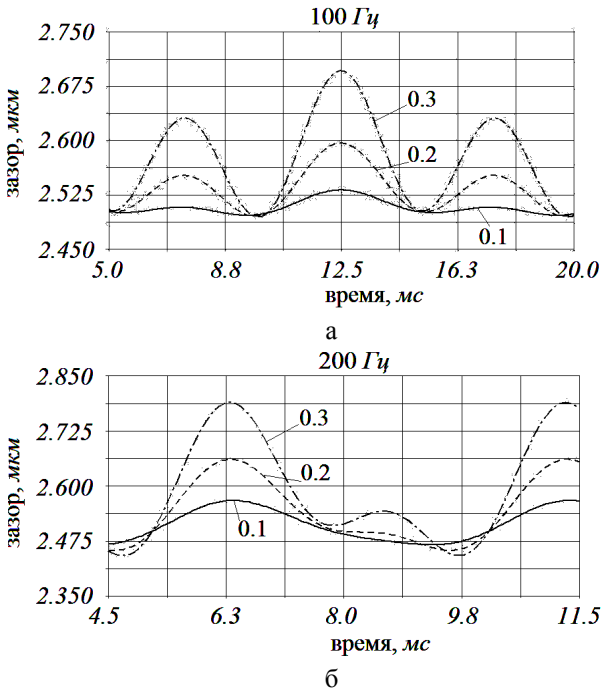


Рис. 8. Изменение величины зазора при линейных и угловых колебаниях с частотами: а – 100 Гц; б – 200 Гц; при значениях амплитуды: 0,1; 0,2; 0,3 мм

Заключение

Выполнение работ по данному методу делает возможным выполнение исследований ТГДУ на переходных режимах с учетом теплового состояния

частей двигателя (как статорных, так и роторных), оценку влияния характеристик уплотнения на КПД двигателя и удельные параметры, а также создание анимационной математической модели поведения уплотнения при переходе с режима на режим. Дальнейшее развитие проектирования торцового уплотнения на переходных режимах связано с совместным расчётом деформаций деталей уплотнения и его амплитудно-частотных характеристик, реализованных в рамках единого алгоритма. Это сделает возможным исследование нестационарных трёхмерных деформаций уплотнительных колец и расчет уточнённых характеристик уплотнения: жёсткости смазочного слоя, изгибающего момента и минимального зазора для всей номенклатуры применяющихся режимов.

Литература

1. Фалалеев, С.В. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / С.В. Фалалеев, Д.Е. Чегодаев. – М.: Изд-во МАИ, 1998. – 276 с.

2. Белоусов, А.И. Конструкция и проектирование уплотнений вращающихся валов турбомашин двигателей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / А.И. Белоусов, В.А. Зрелов. – Куйбышев: КуАИ, 1989. – 104 с.

3. Фалалеев С.В. Динамические характеристики торцового газодинамического уплотнения в газоперекачивающем агрегате с магнитным подвесом [Текст] / С.В. Фалалеев, В.В. Седов // Газотурбинные технологии. – 2009. – № 3. – С. 34 – 37.

Поступила в редакцию 29.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафкдры ТДЛА В.Н. Матвеев, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (*национальный исследовательский университет*), Самара, Россия.

РОЗРАХУНОК ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТОРЦЕВОГО ГАЗОДИНАМІЧНОГО УЩІЛЬНЕННЯ В ОПОРІ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

О.С. Віноградов, О.С. Чалкін, Д.Ф. Шакіров

Надано розрахунок експериментальних даних щодо руйнування кільця, яке ущільнює, при його вібраційному навантаженні. Здійснено порівняння розрахункових динамічних моделей для пари тертя торцевого газодинамічного ущільнення. Наведено, що для дослідження динамічних характеристик двохмасова модель є достатньою. Для основних розрахункових режимів було визначено зміну зазору, що ущільнює. На підставі створеної динамічної моделі були досліджені зміни величини зазору від частоти обертання при різних величинах жорсткості і коефіцієнта демпфування повітряного шару при лінійних і кутових коливаннях.

Ключові слова: торцеве газодинамічне ущільнення, вібраційне навантаження кільця, що ущільнює, зміна зазору, що ущільнює, жорсткість і коефіцієнт демпфування повітряного шар.

A CALCULATION OF DYNAMIC DESCRIPTIONS OF FRONTAL GAS-DYNAMIC RETAINER IS IN SUPPORT OF AVIATION ENGINE

A.S. Vinogradov, A.S. Chalkin, D.F. Shakirov

It is reduced the analytical prediction of the empirical data about breaking down of sealing rings as a result of vibro-steady loading. It is being carried out the collation estimated vibration models for the friction pair of frontal gas-dynamic retainer. It's testified that the double-mass model is almost sufficient for the frequency-response analysis. It is also been determined the mutation of seal spacing for the main design modes. Based upon created vibration model there were searched out seal spacing excursions versus rotating frequency in the course of different rates of toughness and damping factor of an air bed Interference with in-line or angular vibrations.

Key words: frontal gas-dynamic retainer, vibro-steady loading of sealing ring, mutation of seal spacing, toughness and damping factor of an air bed.

Виноградов Александр Сергеевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: a.s.vinogradov@list.ru.

Чалкин Александр Сергеевич – аспирант кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: kipdla@ssau.ru.

Шакиров Джалиль Фаридович – студент факультета двигателей летательных аппаратов (ДЛА) Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: jalile.13@gmail.com.

УДК 621.822.5

В.И. НАЗИН

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

РАДИАЛЬНЫЙ ГИДРОСТАТИЧЕСКИЙ ПОДШИПНИК ПОВЫШЕННОЙ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ

Разработана математическая модель и инженерная методика, позволяющая определять несущую способность, расход смазки и потери мощности на трение радиального гидростатического подшипника повышенной несущей способности. Расчетом показано влияние радиального зазора, давления питания, скорости вращения вала и диаметра жиклера на грузоподъемность, расход смазки и потери мощности на трение гидростатического подшипника повышенной несущей способности. Расчетом также установлено, что несущая способность рассматриваемого подшипника примерно в 2 раза выше несущей способности обычного радиального гидростатического подшипника, но при этом расход смазочного материала и потери мощности на трение возрастают. Анализ влияния угловой скорости вала на грузоподъемность подшипника показал, что с увеличением угловой скорости несущая способность вначале изменяется несущественно, а далее происходит ее существенный рост. Причем у сдвоенного подшипника прирост грузоподъемности при больших оборотах более существенен, чем у одинарного.

Ключевые слова: *математическая модель, несущая способность, расход смазки, потери на трение, гидростатический подшипник, зазор, угловая скорость, диаметр жиклера, сдвоенный подшипник, одинарный подшипник.*

Введение

Надежность работы любой машины существенно зависит от работоспособности опор роторов. В целях получения малых габаритов машины происходит постоянный рост скоростей вращения роторов машин. При этом возрастает нагруженность опор, растут виброперегрузки и виброперемещения. В этих условиях возникает необходимость поиска конструкций подшипников обладающих повышенной несущей способностью и улучшенными демпфирующими свойствами. Таким подшипником является сдвоенный гидростатический подшипник. Схема этого подшипника приведена на рис. 1.

Рассматриваемый подшипник имеет 2 рабочие поверхности, на которых выполнены несущие камеры. Давления в камерах обозначены $P_{k1.1}$, $P_{k1.2}$, $P_{k1.3}$, $P_{k1.4}$, $P_{k2.1}$, $P_{k2.2}$, $P_{k2.3}$, $P_{k2.4}$. Смазочный материал подается в несущие камеры под большим давлением $P_{вх}$. Диск связанный с валом вращается с угловой скоростью ω и его положение в подшипнике определяется эксцентриситетом «e» и углом положения β_0 (рис. 1). Основными характеристиками подшипника являются несущая способность «W», расход смазки «Q» и потери на трение «N». В основе определения этих характеристик лежит функция распределения давления по рабочей поверхности подшипника. Для ее определения необходимо решить совместно уравнения баланса расходов и уравнение Рейнольдса.

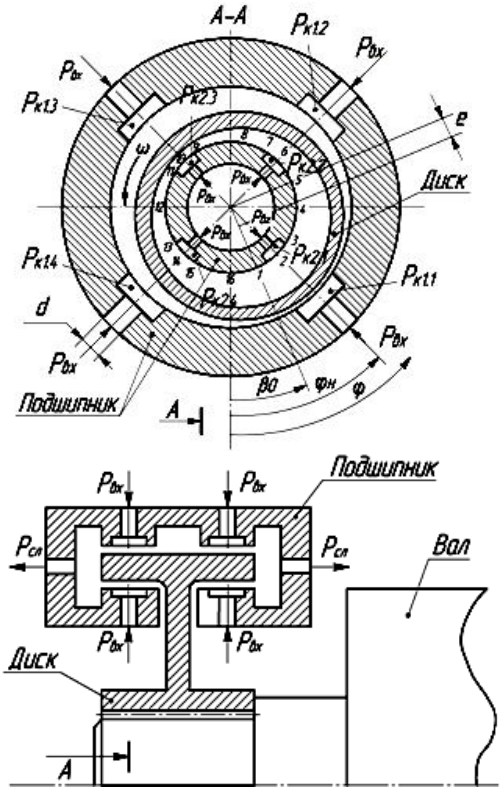
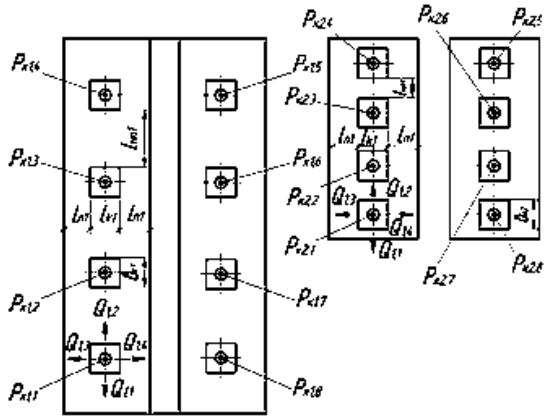


Рис.1. Схема гидростатического подшипника повышенной несущей способности

© В.И. Назин

Баланс расходов записывается из условия равенства расходов через входное компенсирующее устройство (жиклер) и расходов по контуру i-й камеры (рис. 2).



а б

Рис. 2. Развертка наружной (а) и внутренней (б) рабочих поверхностей подшипника

Запишем баланс расходов для наружной и внутренней рабочих поверхностей подшипника (см. рис. 2).

$$Q_{вх1} = Q_{1.1} + Q_{1.2} + Q_{1.3} + Q_{1.4}; \qquad (1)$$

$$Q_{вх2} = Q_{2.1} + Q_{2.2} + Q_{2.3} + Q_{2.4}; \qquad (2)$$

где $Q_{вх1}$ и $Q_{вх2}$ – расходы через входные компенсирующие устройства, соответственно для наружной и внутренней рабочих поверхностей подшипника. Для жиклеров эти расходы записываются в следующем виде:

$$Q_{вх1} = \psi_{вх} \cdot \pi \cdot r_{ж1}^2 \sqrt{\frac{2}{\rho}\left(P_{вх} - P_{k1.i}\right)}; \qquad (3)$$

$$Q_{вх2} = \psi_{вх} \cdot \pi \cdot r_{ж2}^2 \sqrt{\frac{2}{\rho}\left(P_{вх} - P_{k2.i}\right)}; \qquad (4)$$

где $\psi_{вх}$ – коэффициент входа, равный 0,62…0,82; $r_{ж1}$ и $r_{ж2}$ – радиусы жиклеров; ρ – плотность смазочного материала; $P_{вх}$ – давление питания от насоса; $P_{k1.i}$ и $P_{k2.i}$ – давления в i-й камере для наружной и внутренней рабочих поверхностей.

Расходы по контуру i-й камеры с учетом переносного и градиентного течения имеют вид:

$$Q_{1.1} = -\frac{\omega R_1 h_{1.i} \cdot l_{k1}}{2} + \frac{h_{1.i}^3 \left(P_{k1.i} - P_{k1.i-1}\right) \cdot l_{k1}}{12\mu \cdot l_{mп1}};$$

$$Q_{1.2} = \frac{\omega R_1 h_{1.i+2} \cdot l_{k1}}{2} + \frac{h_{1.i+2}^3 \left(P_{k1.i} - P_{k1.i+1}\right) \cdot l_{k1}}{12\mu \cdot l_{mп1}};$$

$$Q_{1.3} = Q_{1.4} = \frac{h_{1.i+1}^3 \left(P_{k1.i} - P_{сл}\right) \cdot b_{k1}}{12\mu \cdot l_{п1}}; \qquad (5)$$

$$Q_{2.1} = -\frac{\omega R_2 h_{2.i} \cdot l_{k2}}{2} + \frac{h_{2.i}^3 \left(P_{k2.i} - P_{k2.i-1}\right) \cdot l_{k2}}{12\mu \cdot l_{mп2}};$$

$$Q_{2.2} = \frac{\omega R_2 h_{2.i+2} \cdot l_{k2}}{2} + \frac{h_{2.i+2}^3 \left(P_{k2.i} - P_{k2.i+1}\right) \cdot l_{k2}}{12\mu \cdot l_{mп2}};$$

$$Q_{2.3} = Q_{2.4} = \frac{h_{2.i+1}^3 \left(P_{k2.i} - P_{сл}\right) \cdot b_{k2}}{12\mu \cdot l_{п2}},$$

где $h_{1.i}$ и $h_{2.i}$ – зазоры в подшипнике; μ – динамическая вязкость смазочного материала; ω – угловая скорость вращения вала; R_1 и R_2 – радиусы наружной и внутренней рабочих поверхностей подшипника; l_{k1} и l_{k2} – длины камер наружной и внутренней поверхностей подшипника (см. рис. 2); $l_{mп1}$ и $l_{mп2}$ – длины межкамерных перемычек; $l_{п1}$ и $l_{п2}$ – длины торцевых перемычек; $P_{сл}$ – давление смазочного материала на сливе; b_{k1} и b_{k2} – ширины камер.

Из уравнений баланса расходов (1) и (2) после подстановки выражений (3), (4) и (5) запишем выражения для определения давлений в i-й камере, приспособленные для численной реализации. Задаваясь начальными значениями давлений в камерах $(P_{k1,i})_n$ и $(P_{k2,i})_n$ получают новые значения давлений на n+1 шаге по следующим зависимостям:

$$(P_{k1,i})_{n+1} = a_8(i) \cdot \sqrt{P_{вх} - (P_{k1.i})_n} + a_9(i)(P_{k1.i-1})_n + a_{10}(i)(P_{k1.i+1})_n + a_{11}(i); \qquad (6)$$

$$(P_{k2,i})_{n+1} = b_8(i) \cdot \sqrt{P_{вх} - (P_{k2.i})_n} + b_9(i)(P_{k2.i-1})_n + b_{10}(i)(P_{k2.i+1})_n + b_{11}(i). \qquad (7)$$

Итерационный процесс продолжается до тех пор, пока предыдущее и последующее значения давлений в камерах будут меньше заданной точности решения (ε_1), т.е.

$$\left(P_{k1,i}\right)_{n+1} - \left(P_{k1,i}\right)_n \le \varepsilon_1;$$

$$\left(P_{k2,i}\right)_{n+1} - \left(P_{k2,i}\right)_n \le \varepsilon_1. \qquad (8)$$

Записанные в выражениях (6) и (7) коэффициенты $a_8(i)$, $a_9(i)$, $a_{10}(i)$, $a_{11}(i)$ и $b_8(i)$, $b_9(i)$, $b_{10}(i)$, $b_{11}(i)$, являются постоянными величинами для заданной геометрии подшипника и i-й камеры.

Для определения функции изменения давления на межкамерной перемычке применим уравнение Рейнольдса [1 – 3]:

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(h^3 \frac{\partial P}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(h^3 \frac{\partial P}{\partial z}\right) = 6\mu\omega R \frac{\partial h}{\partial x}, \qquad (9)$$

где x и z – окружная и осевая координаты в подшипнике; P – текущее значение давления на межкамерных перемычках.

Это уравнение не имеет точного аналитического решения. Поэтому для его решения применяют приближенные численные методы. Одним из таких методов является метод конечных разностей в соетании с методом продольно-поперечной прогонки. Для записи уравнения (9) в конечно-разностном виде поверхность между камерами покрывается регулярной сеткой с шагами Δx и Δz и частные производные записываются в конечно-разностном виде, используя пятиточечный шаблон:

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(h^3\frac{\partial P}{\partial x}\right)=\frac{h_{ij}^3\left(P_{i+1,j}-2P_{ij}+P_{i-1,j}\right)}{\Delta x^2}+$$
$$+\frac{3h_{ij}^2\left(h_{i+1,j}-h_{i-1,j}\right)\left(P_{i+1,j}-P_{i-1,j}\right)}{4\Delta x^2};$$
$$\frac{\partial}{\partial z}\left(h^3\frac{\partial P}{\partial z}\right)=\frac{h_{ij}^3\left(P_{i,j+1}-2P_{ij}+P_{i,j-1}\right)}{\Delta x^2}+$$
$$+6\mu\omega\frac{\partial h}{\partial x}=\frac{6\mu\omega\left(h_{i+1,j}-h_{i-1,j}\right)}{2\Delta x}.$$

Запишем уравнение (9) в разностном виде

$$P_{i+1,j}\cdot H_{1i}+P_{ij}\cdot H_{2i}+P_{i-1,j}\cdot H_{3i}+$$
$$+P_{i,j+1}\cdot H_{4i}+P_{ij-1}\cdot H_{4i}=F_{i,j}, \qquad (10)$$

где $H_{1i}=\frac{h_{i,j}^3}{\Delta x^2}+\frac{3h_{ij}^2\left(h_{i+1,j}-h_{i-1,j}\right)}{4\Delta x^2}$;

$$H_{2i}=-\frac{2h_{i,j}^3}{\Delta x^2}-\frac{2h_{ij}^3}{\Delta z^2};$$

$$H_{3ij}=\frac{h_{i,j}^3}{\Delta x^2}-\frac{3h_{ij}^2\left(h_{i+1,j}-h_{i-1,j}\right)}{4\Delta x^2};$$

$$H_4=\frac{h_{i,j}^3}{\Delta z^2};\ F_{ij}=\frac{6\mu\omega\left(h_{i+1,j}-h_{i-1,j}\right)}{2\Delta x}.$$

Использование неявных разностных схем, которые, в сравнении с явными, обладают большей устойчивостью и не требуют жесткого ограничения по шагу сетки, приводит к необходимости решать системы алгебраических уравнений. Важным частным случаем являются системы так называемых «трехточечных» разностных уравнений, которые связывают неизвестные значения сеточных функций в трех соседних узлах сетки. Решить такие системы позволяет известный метод продольно-поперечной прогонки. Система трехточечных линейных уравнений для сеточной функции P_{ij} в общем случае может быть записана следующим образом:

$$A_iP_{i-1}+C_iP_i+B_iP_{i+1}=F_i, \qquad (11)$$

где A_i, B_i, C_i и F_i – известные коэффициенты.

Решение, в соответствии с методом прогонки, ищется в виде

$$P_i=\alpha_iP_{i+1}+\beta_i,\ i=1,2,...,N-1, \qquad (12)$$

где α_i, β_i – коэффициенты прогонки определяемые по следующим формулам:

$$\alpha_i=-\frac{A_i}{B_i+C_i\alpha_{i-1}},\ \beta_i=\frac{F_i-C_i\beta_{i-1}}{B_i+C_i\alpha_{i-1}}. \qquad (13)$$

Задаваясь начальными значениями давлений в узлах сетки, методом продольно-поперечной прогонки определяют значения давлений в узлах сетки на следующем шаге. Итерационный процесс продолжается до получения заданной точности $\left(P_{ij}\right)_{n+1}-\left(P_{ij}\right)_n\le\varepsilon_2$, где ε_2 – точность определения давлений на межкамерной перемычке.

Зная давления в камерах и узлах межкамерной перемычки, можно определить грузоподъемность подшипника (рис. 3).

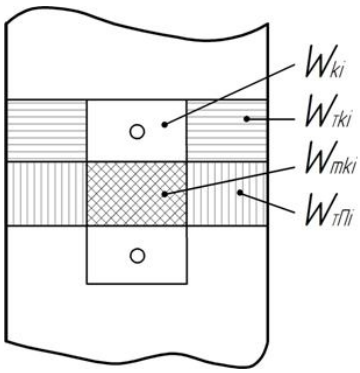


Рис. 3. Определение грузоподъемности подшипника

Запишем вертикальные и горизонтальные составляющие грузоподъемности наружной поверхности подшипника $W_{верт11}$, $W_{гор11}$ и внутренней поверхности подшипника $W_{верт21}$, $W_{гор21}$:

$$W_{верт11}=\left(W_{в1}+W_{в2}\right)\cdot 2;$$
$$W_{гор11}=\left(W_{г1}+W_{г2}\right)\cdot 2; \qquad (14)$$
$$W_{верт21}=-\left(W_{в3}+W_{в4}\right)\cdot 2;$$
$$W_{гор21}=-\left(W_{г3}+W_{г4}\right)\cdot 2;$$

где

$$W_{в1}=\left(W_{k11}+W_{TK11}\right)\cdot\cos\varphi_н+\left(W_{k12}+W_{TK12}\right)\times$$
$$\times\cos\left(\varphi_н+\frac{\pi}{2}\right)+\left(W_{k13}+W_{TK13}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н+\pi\right)+$$
$$+\left(W_{k14}+W_{TK14}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н+\frac{3\pi}{2}\right);$$
$$W_{г1}=\left(W_{k11}+W_{TK11}\right)\cdot\sin\varphi_н+$$
$$+\left(W_{k12}+W_{TK12}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н+\frac{\pi}{2}\right)+$$
$$+\left(W_{k13}+W_{TK13}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н+\pi\right)+$$
$$+\left(W_{k14}+W_{TK14}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н+\frac{3\pi}{2}\right);$$

$$W_{в2} = \left(W_{mk11} + W_{ТП11}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk12} + W_{ТП12}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{3\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk13} + W_{ТП13}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{5\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk14} + W_{ТП14}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{7\pi}{4}\right);$$
$$W_{г2} = \left(W_{mk11} + W_{ТП11}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk12} + W_{ТП12}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{3\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk13} + W_{ТП13}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{5\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk14} + W_{ТП14}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{7\pi}{4}\right);$$
$$W_{в3} = \left(W_{k21} + W_{ТК21}\right)\cdot\cos\varphi_н +$$
$$+\left(W_{k22} + W_{ТК22}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{\pi}{2}\right) +$$
$$+\left(W_{k23} + W_{ТК23}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \pi\right) +$$
$$+\left(W_{k24} + W_{ТК24}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{3\pi}{2}\right);$$
$$W_{в4} = \left(W_{mk21} + W_{ТП21}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk22} + W_{ТП22}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{3\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk23} + W_{ТП23}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{5\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk24} + W_{ТП24}\right)\cdot\cos\left(\varphi_н + \frac{7\pi}{4}\right);$$
$$W_{г3} = \left(W_{k21} + W_{ТК21}\right)\cdot\sin\varphi_н +$$
$$+\left(W_{k22} + W_{ТК22}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{\pi}{2}\right) +$$
$$\left(W_{k23} + W_{ТК23}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \pi\right) +$$
$$+\left(W_{k24} + W_{ТК24}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{3\pi}{2}\right);$$
$$W_{г4} = \left(W_{mk21} + W_{ТП21}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk22} + W_{ТП22}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{3\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk23} + W_{ТП23}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{5\pi}{4}\right) +$$
$$+\left(W_{mk24} + W_{ТП24}\right)\cdot\sin\left(\varphi_н + \frac{7\pi}{4}\right).$$

Общую грузоподъемность подшипника можно определить по следующим зависимостям:

$$W_{верт\sum} = W_{верт11} + W_{верт21};$$
$$W_{гор\sum} = W_{гор11} + W_{гор21}. \qquad (15)$$

Зная давления в камерах можно определить расход смазочного материала через подшипник

$$Q_{\sum} = Q_{наруж.} + Q_{внутр.}, \qquad (16)$$

где $Q_{наруж.} = 2\psi_{вх}\pi r_{ж1}^2\sqrt{\frac{2}{\rho}}\sum_{i=1}^{n}\sqrt{P_{вх} - P_{к1i}}$ – расход через наружную рабочую поверхность подшипника;

$Q_{внутр.} = 2\psi_{вх}\pi r_{ж2}^2\sqrt{\frac{2}{\rho}}\sum_{i=1}^{n}\sqrt{P_{вх} - P_{к2i}}$ – расход через внутреннюю рабочую поверхность подшипника; n – число камер в подшипнике.

Потери мощности на трение определяют интегрированием касательных напряжений по поверхности трения

$$N_{тр} = \omega\cdot R\int\int\tau dS, \qquad (17)$$

где S – площадь трения; τ – функция распределения касательных напряжений,

$$\tau = \frac{\mu v}{h} + \frac{1}{2}h\frac{\partial P}{\partial x}. \qquad (18)$$

Результаты исследований

На основе рассмотренной математической модели были рассчитаны основные характеристики подшипника.

Исходные данные для расчета подшипника:

1. Давление питания $P_{вх} = 2МПа$.
2. Угловая скорость вала $\omega = 314с^{-1}$.
3. Диаметр наружной поверхности подшипника $Д_1 = 120мм$.
4. Диаметр внутренней поверхности подшипника $Д_2 = 100мм$.
5. Диаметр диска внешний $Д_{диска1} = 119,84мм$.
6. Диаметр диска внутренний $Д_{диска2} = 100,16мм$.
7. Радиальный зазор наружной поверхности подшипника $\delta_{01} = 80мкм$.
8. Радиальный зазор внутренней поверхности подшипника $\delta_{02} = 80мкм$.
9. Диаметр жиклеров $d_ж = 1мм$.
10. Длина камер $l_{к1} = l_{к2} = 15мм$.
11. Длина перемычки торца камеры $l_{П1} = l_{П2} = 5мм$.
12. Ширина камер $b_{К1} = b_{К2} = 5мм$.
13. Длина межкамерной перемычки наружной поверхности подшипника $l_{mП1} = 89,247мм$.

14. Длина межкамерной перемычки внутренней поверхности подшипника $l_{mП2} = 73,54$мм .

15. Число камер в одном ряду каждой из рабочих поверхностей $к = 4$.

16. Коэффициент входа $\psi_{вх} = 0,62$.

17. Смазочный материал вода при температуре 47^0C

($\rho = 0,989 \cdot 10^{-6}$ кг/мм^3, $\mu = 5,817 \cdot 10^{-10}$ нс/мм^2).

18. Длина половинки подшипника $L_П = 25$мм .

Влияние радиального зазора δ_0 на грузоподъемность, расход смазочного материала и потери на трение приведены на рис. 4, 5, 6.

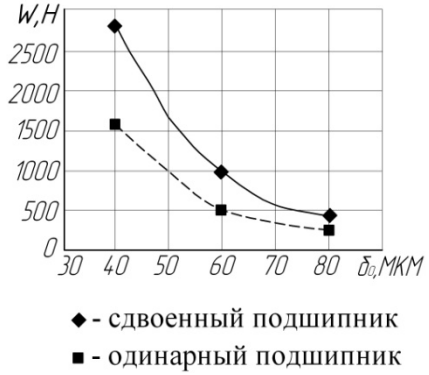


Рис. 4. Зависимость грузоподъемности подшипников от радиального зазора

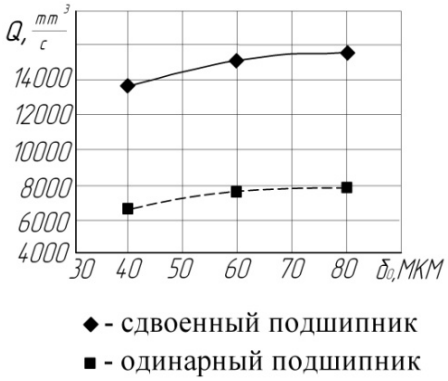


Рис. 5. Зависимость расхода смазочного материала от радиального зазора

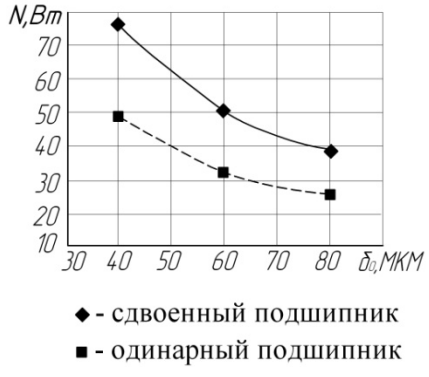


Рис. 6. Зависимость потерь на трение от радиального зазора

Из рис. 4 видно, что грузоподъемность сдвоенного подшипника примерно в 2 раза больше грузоподъемности одинарного подшипника. Расход смазочного материала и потери мощности на трение у сдвоенного подшипника существенно возрастают (см. рис. 5 и 6). При увеличении зазора от 40 мкм до 80 мкм грузоподъемность подшипника существенно снижается (примерно в 6 раз).

При увеличении давления питания грузоподъемность подшипника и расход смазки возрастают (см. рис. 7 и 8), а потери мощности на трение изменяются не существенно (см. рис. 9).

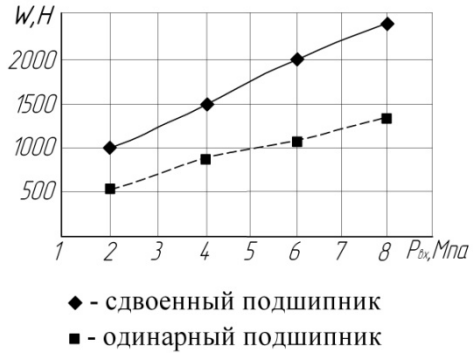


Рис. 7. Зависимость грузоподъемности подшипника от давления питания

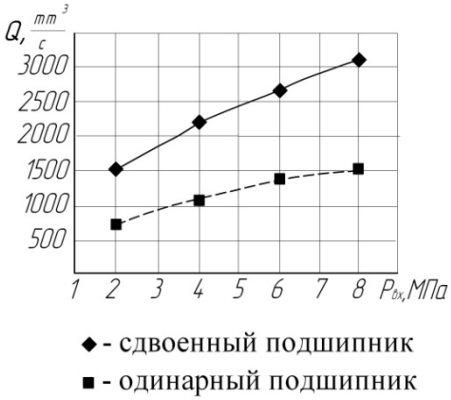


Рис. 8. Зависимость расхода смазочного материала от давления питания

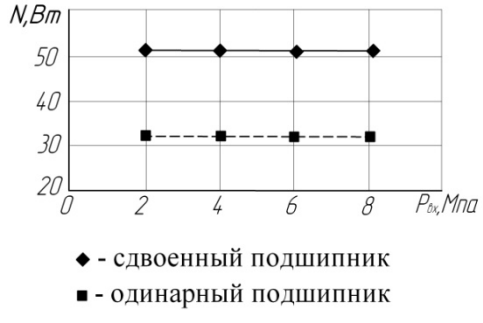


Рис. 9. Зависимость потерь мощности на трение от давления питания

Анализ влияния угловой скорости на характеристики подшипника показал, что грузоподъемность

при увеличении угловой скорости от 0 до 3000 с-1 изменяется мало, а при дальнейшем росте угловой скорости существенно возрастает (см. рис. 10). Расход смазки с увеличением угловой скорости незначительно снижается (см. рис. 11), а потери мощности на трение существенно возрастают (см. рис 12).

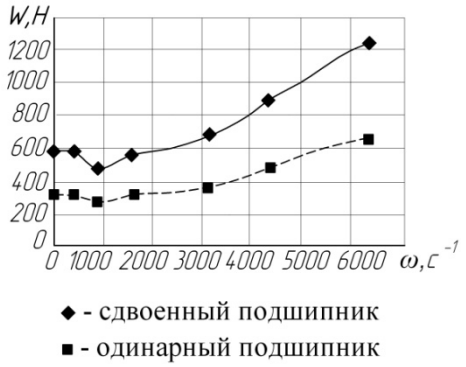


Рис. 10. Зависимость грузоподъемности подшипника от угловой скорости

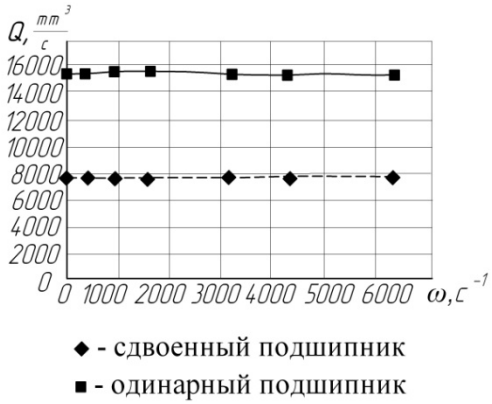


Рис. 11 Зависимость расхода смазки от угловой скорости

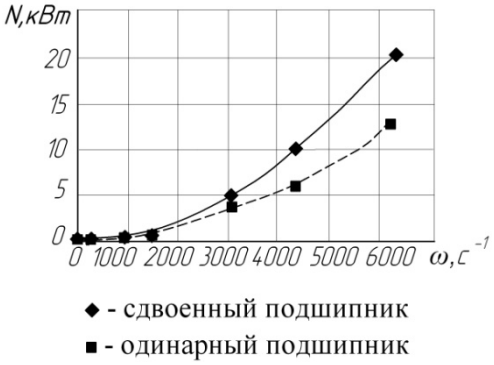


Рис. 12. Зависимость потерь мощности на трение от угловой скорости.

Диаметр входного компенсатора давления (жиклёра) существенно влияет на грузоподъемность подшипника (см. рис. 13).

При увеличении диаметра жиклёра от 1 мм до 2 мм грузоподъемность сдвоенного подшипника возрастает примерно в 4,5 раза. Расход смазки с увеличением диаметра жиклёра также существенно возрастает (см. рис 14), а потери мощности на трение с увеличением диаметра жиклёра изменяются не существенно (см. рис. 15).

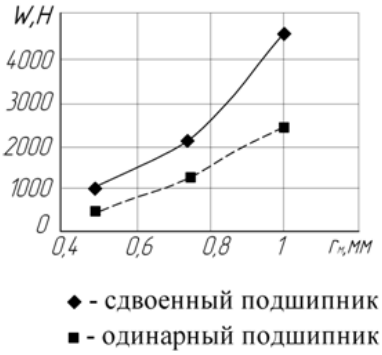


Рис. 13. Зависимость грузоподъемности подшипника от радиуса жиклёра

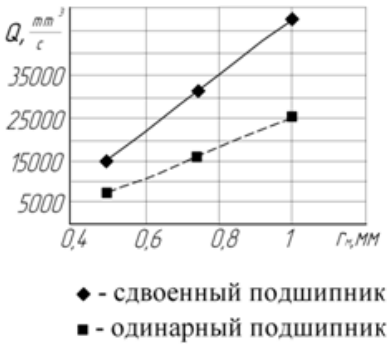


Рис. 14. Зависимость расхода смазки от диаметра жиклёра

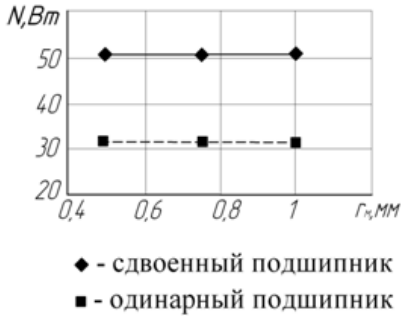


Рис. 15. Зависимость потерь мощности на трение от радиуса жиклёра

Полученные в работе результаты расчета характеристик рассматриваемого подшипника позволяют рекомендовать его для тяжело нагруженных опор роторов.

Литература

1. Богданов, О.И. Расчет опор скольжения: справочник [Текст] / О.И. Богданов, С.К. Дьяченко. – К. : Техника, 1966. – 262 с.

2. Токарь, И.Я. Проектирование и расчет опор трения: монография [Текст] / И.Я.Токарь. – М. : Машиностроение, 1972. – 167 с.

3. Коровчинский, М.В. Теоретические основы работы подшипников скольжения [Текст] / М.В. Коровчинский. – М.: Машгиз, 1969. – 403 с.

Поступила в редакцию 21.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Л.Г. Бойко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

РАДІАЛЬНИЙ ГІДРОСТАТИЧНИЙ ПІДШИПНИК ПІДВИЩЕНОЇ НЕСУЧОЇ ЗДАТНОСТІ

В.І. Назін

Розроблена математична модель і інженерна методика, що дозволяє визначати здатність, що несе, витрату мастила і втрати потужності на тертя радіального гідростатичного підшипника підвищеної здатності, що несе. Розрахунком показаний вплив радіального зазору, тиск живлення, швидкості обертання валу і діаметру жиклера на вантажопідйомність, витрату мастила і втрати потужності на тертя гідростатичного підшипника підвищеної здатності, що несе. Розрахунком також встановлено, що здатність, що несе приблизно в 2 рази здатності звичайного радіального гідростатичного підшипника, що вище несе, але при цьому витрата змащувального матеріалу і втрати потужності на тертя зростають. Аналіз впливу кутової швидкості валу на вантажопідйомність підшипника показав, що із збільшенням кутової швидкості здатність, що несе, спочатку змінюється неістотно, а далі відбувається її істотне зростання. Причому в здвоєного підшипника приріст вантажопідйомності при великих зворотах істотніший, ніж в одинарного.

Ключові слова: математична модель, що несе здатність, витрата мастила, втрати на тертя, гідростатичний підшипник, зазор, кутова швидкість, діаметр жиклера, здвоєний підшипник, одинарний підшипник.

RADIAL HYDROSTATICAL BEARING OF ENHANCEABLE BEARING STRENGTH

V.I. Nazin

A mathematical model and engineering method, allowing to determine bearing strength, expense of greasing and loss of power on the friction of the radial hydrostatical bearing of enhanceable bearing strength is developed. A calculation is rotin influence of radial gap, pressures of feed, speeds of rotation of billow and diameter of жиклера on a carrying capacity, expense of greasing and loss of power on the friction of the hydrostatical bearing of enhanceable bearing strength. It is also set a calculation, that bearing strength of the examined bearing approximately in 2 times of higher bearing strength of the ordinary radial hydrostatical bearing, but here expense of lubricating material and loss of power on a friction increase. The analysis of influence of angulator of billow rotined on the carrying capacity of bearing, that with the increase of angulator bearing strength in the beginning changes unimportant, and further there is its substantial growth. Thus at the doubled bearing the increase of carrying capacity at large turns is more substantial, than at single.

Key words: hydrostatical bearing, mathematical model, program of calculation, carrying capacity, expense of greasing, losses on a friction, excentricity, jet, model stability.

Назин Владимир Иосифович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: dekanat@d2.khai.edu.

УДК 621.45.037

Н.Н. САЛОВ, А.А. ХАРЧЕНКО, В.М. БУБЕНЦОВ, Е.С. ТКАЧ

Севастопольский национальный технический университет, Украина

РАСЧЕТ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ДИСКОВ РОТОРОВ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Предложен метод расчета температурного состояния охлаждающего воздуха и дисков роторов осевых компрессоров на установившихся и неустановившихся режимах работы авиадвигателя, позволяющий существенно упростить расчеты на начальных стадиях проектирования, исключив необходимость задания граничных условий теплообмена и использование мощной вычислительной техники. По результатам экспериментальных исследований температурного состояния модели ротора осевого компрессора найдены расчетные зависимости, описывающие температуру диска и охлаждающего воздуха под его ступицей.

Ключевые слова: *авиадвигатель, переходные режимы, нестационарное тепловое состояние, диски роторов ГТД, методы расчетов.*

1. Постановка проблемы

Существующие методы расчетов температурного состояния деталей ГТД, реализованные в программном комплексе ANSYS в трехмерной постановке, из-за отсутствия на начальных стадиях проектирования достоверных знаний о граничных условиях теплообмена и требующие значительных затрат времени на создание соответствующих моделей, а также нуждающиеся в значительной вычислительной мощности, являются в настоящее время достаточно сложными, и в связи с этим ограничены в использовании.

Очевидная необходимость в создании более простых способов определения температурного состояния деталей ГТД явилась причиной появления работ [1, 2], в которых уменьшился объем вычислений и появилась возможность с достаточной степенью точности определить температурное состояние деталей сложной формы на ранних этапах разработки конструкции без создания трехмерных моделей. Однако вычисление коэффициентов теплоотдачи в предлагаемых методиках остается достаточно сложным.

2. Решение проблемы

В настоящей статье предлагается методика расчетов температурного состояния дисков роторов осевых компрессоров с транспортировкой охлаждающего воздуха по оси ротора, исключающая необходимость задаваться граничными условиями теплообмена. На основе экспериментальных исследований и расчетных методов получены зависимости, позволяющие определить температурное состояние охлаждающего воздуха и дисков ротора в стационарных условиях и посекундно на установившихся и неустановившихся режимах работы авиадвигателей.

Данная методика не является альтернативой применяемым в настоящее время методам, т.к. разработана применительно к дискам роторов осевых компрессоров и не предназначена для расчетов деталей сложной формы. В связи с техническими трудностями и отсутствием в литературе достаточных сведений по температурному состоянию дисков осевых компрессоров реальных двигателей, расчетные зависимости в предлагаемой методике получены по результатам опытов на экспериментальном стенде [3]. В опытах температура дисков измерялась термопарами, установленными по радиусу диска с обеих его сторон. Показания термопар посредством ртутного токосъемника передавались на цифровой многоканальный преобразователь, который обеспечивал обмен информацией с ЭВМ. Приемистость двигателя моделировалась временем подачи напряжения на клеммы электронагревателя. Исследовалось температурное состояние дисков в зависимости от частоты вращения ротора, расхода охлаждающего воздуха и величины плотности теплового потока, подводимого со стороны ободной части диска. В опытах температура и расход охлаждающего воздуха устанавливались с помощью двух задвижек, изменяющих поперечное сечение выхлопного и всасывающего трубопроводов. Увеличение температуры охлаждающего воздуха на входе в рабочий участок достигалось подмешиванием горячего воздуха, выходящего из рабочего участка. Зависимость для расчета средней температуры потока охлаждающего воздуха $t_{вых}$ в кольцевом канале под ступицей диска

© Н.Н. Салов, А.А. Харченко, В.М. Бубенцов, Е.С. Ткач

в стационарных условиях теплообмена имеет вид [4]

$$\frac{t_{вых} - t'_{вх}}{t'_{вх}} = C \cdot \pi_k^{1,684} \left(\frac{t'_{вх}}{t_{вх}} \right)^{-0,9025}, \quad (1)$$

где $t_{вх}$, $t'_{вх}$ – температуры воздуха в месте отбора на режиме малого газа и на остальных режимах работы двигателя; π_k – степень повышения давления воздуха в ступени проточной части компрессора.

Авиационные двигатели работают в широком диапазоне переменных режимов, отличающихся частотой вращения ротора, расходом и параметрами воздуха сжатого в проточной части компрессора и отбираемого на охлаждение. При этом время работы двигателя на всех режимах, исключая крейсерский режим, весьма ограничено. В результате температурное состояние охлаждающего воздуха и дисков не достигает стационарности. На основе экспериментально-аналитического метода исследования теплового состояния охлаждающего воздуха на установившихся нестационарных режимах работы авиадвигателя получена формула для расчета температуры охлаждающего воздуха t_τ в кольцевом канале под ступицей диска в текущий момент времени

$$t_\tau = t_{вых} \left[\tau / (\tau + 3600) \right]^x, \quad (2)$$

где τ – текущая секунда соответствующего режима,

$$x = C_1 \cdot \left(Re_\omega \cdot Pr \right)^b \cdot \pi_k^{\,z}; \quad (3)$$

$Re_\omega = \omega \cdot r_0^{\,2} / \nu$ – окружное число Рейнольдса в формуле (3); r_0 – радиус центрального отверстия в ступице диска; число Прандтля принималось Pr = 0,68; π_k – степень повышения давления в расчетной ступени проточной части осевого компрессора.

Коэффициент C_1 и показатели степени b, z определены для расчетной ступени осевого компрессора на соответствующем режиме работы двигателя.

На неустановившихся режимах работы двигателя к которым относятся режимы приемистости для перехода от одного установившегося режима к другому, принималось, что температура охлаждающего воздуха в кольцевом канале под ступицей диска изменялась пропорционально изменению температуры воздуха в месте отбора по формуле

$$t_{\tau+1} = \left(t'_{\tau+1} / t'_\tau \right) \cdot t_\tau, \quad (4)$$

где $t'_{\tau+1}$, t'_τ – температуры воздуха в месте отбора на последующей и предыдущей секунде режима приемистости; $t_{\tau+1}$, t_τ – температуры охлаждающего воздуха в кольцевом канале под ступицей диска. На первой секунде режима приемистости t_τ принимается равной температуре в конце предыдущего установившегося режима.

Условия нагружения дисков роторов авиадвигателей настолько сложны, что уже не могут быть оценены с требуемой точностью традиционными методами теории теплового подобия. Характер напряженного состояния дисков значительно меняется из-за резкого изменения температуры по радиусу диска, особенно при пусках и на переходных режимах работы двигателя. При этом возникающие термические напряжения могут быть столь значительными, что они преобладают над напряжениями от центробежных сил.

Опыты по термометрированию дисков осевого компрессора с транспортировкой охлаждающего воздуха через полости ротора, показали, что характер распределения температуры по радиусу диска определяется стекающим вдоль диска к оси вращения слоем горячего воздуха, влияние которого на температурное состояние диска является определяющим и зависит от частоты вращения ротора и перепада температур между температурой воздуха сжатого в проточной части t_{max} и температурой охлаждающего воздуха под ступицей диска $t_{вых}$ [5]. Следовательно, распределение температуры по радиусу диска можно представить в виде степенной зависимости [6]

$$\left(t_i - t_{вых} \right) / \left(t_{max} - t_{вых} \right) = \left(r_i / r_{max} \right)^{m_i}. \quad (5)$$

Если полотно диска разбить на 48 равных по площади расчетных участков, а конусную часть диска и ступицу разбить каждую на 24 расчетных участка, то по известному из наших опытов распределению температуры, для каждого расчетного участка можно определить показатель степени mi в зависимости от частоты вращения ротора и относительного перепада температур по радиусу диска:

$$m_i = C_2 \cdot m_1 \left[\left(t_{max} - t_{вых} \right) / t_{вых} \right]^y, \quad (6)$$

где

$$m_i = C_3 \cdot \left(Re_\omega \cdot Pr \right)^k. \quad (7)$$

В формуле (7): $Re_\omega = \omega \cdot r_{max}^{\,2} / \nu$ – окружное число Рейнольдса; r_{max} – максимальный радиус диска, принимался равным радиусу торцовой поверхности межлопаточного канала; коэффициенты C_2, C_3 и показатели степени y и k определены из экспериментальных данных.

В этом случае температура на среднем радиусе r_i расчетного участка в стационарных условиях теплообмена определится из формулы (5)

$$t_i = t_{вых} + (t_{max} - t_{вых}) \left(r_i / r_{max} \right)^{m_i}. \quad (8)$$

Формулы (6) и (7) справедливы, если толщина обода диска S не превышает двух миллиметров. Для дисков с толщиной обода более двух миллиметров показатель степени в формуле (8) принимает вид

$$m_s = B \cdot m_i \left(S / 0,002 \right)^n. \quad (9)$$

Коэффициент B и показатель степени n определены для дисков с толщиной обода до 0,015 м.

Если в формулу (8) подставить значения температур t_{max} и $t_{вых}$, рассчитанных посекундно на переходных или на установившихся режимах, получим распределение температур по радиусу диска в интересующий момент времени.

Выводы

Представленная методика позволяет существенно упростить расчеты температурного состояния дисков роторов осевых компрессоров с течением охлаждающего воздуха вдоль оси ротора на установившихся и на неустановившихся режимах работы авиадвигателя. Это дает возможность на ранних стадиях проектирования, варьируя исходными данными, определить оптимальные параметры отбираемого на охлаждение воздуха и существенно сократить время тепловых и прочностных расчетов, так как отпадает необходимость в использовании мощной вычислительной техники.

Литература

1. *Дашевский, Ю.Я. Особенности двухмерных расчетов температурного состояния деталей ГТД в программном комплексе ANSYS [Текст] / Ю.Я. Дашевский, Д.Н. Письменный // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 10 (26). – С. 92 – 95.*

2. *Щербаков, М.А. Определение коэффициентов теплоотдачи при моделировании задач в ANSYS CFX [Текст] / М.А. Щербаков // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 7 (84). – С. 165 – 169.*

3. *Салов, Н.Н. Расчет температурных полей дисков роторов осевых компрессоров [Текст] / Н.Н. Салов, Г.В. Горобец, Ф.Ф. Харченко // Вестник двигателестроения: ОАО "Мотор Сич". – Запорожье, 2003. – № 2. – С. 85 – 86.*

4. *Салов, Н.Н. К определению подогрева воздуха, транспортируемого через полости ротора осевого компрессора [Текст] / Н.Н. Салов // Известия ВУЗов: Авиационная техника: Научно-технический журнал. – Казань, 2000. – № 1. – С. 63 – 65.*

5. *Салов, Н.Н. Исследование влияния толщины полотна диска на теплообмен в полости ротора ГТД с осевым течением охладителя [Текст] / Н.Н. Салов, А.И. Вовк // Известия ВУЗов: Авиационная техника: научно-технический журнал. – Казань, 1997. – № 4. – С. 71 – 76.*

6. *Локай, В.И. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов [Текст] / В.И. Локай, М.К. Максутова, В.А. Струнки н. – М.: Машиностроение, 1979. – 447 с.*

Поступила в редакцию 22.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.Н. Торлин, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь, Украина.

РОЗРАХУНОК НЕСТАЦІОНАРНОГО ТЕПЛОВОГО СТАНУ ДИСКІВ РОТОРІВ ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРІВ АВІАДВИГУНІВ

М.М. Салов, А.О. Харченко, В.М. Бубенцов, О.С. Ткач

Запропоновано метод розрахунку температурного стану охолоджуючого повітря та дисків роторів осьових компресорів на стаціонарних і нестаціонарних режимах роботи авіадвигуна, що дозволяє істотно спростити розрахунки на початкових стадіях проектування, виключивши необхідність завдання граничних умов теплообміну і використання потужної обчислювальної техніки. За результатами експериментальних досліджень температурного стану моделі ротора компресора знайдені відповідні розрахункові залежності.

Ключові слова: авіадвигун, перехідні режими, нестаціонарний тепловий стан, диски роторів ГТД, методи розрахунків.

CALCULATION OF NONSTATIONARY THERMAL CONDITION OF AIRCRAFT ENGINE AXIAL COMPRESSORS ROTOR DISCS

N.N. Salov, A.A. Kharchenko, V.M. Bubentsov, E.S. Tkach

Method for calculation of cooling air temperature and axial compressor rotor disk temperature on stationary and non-stationary loads of aircraft engine is proposed to avoid setting of boundary conditions of heat transfer and need for powerful computers.

Key words: aircraft engine, non-stationary loads, thermal state, GTE rotor disk, methods of calculation.

Салов Николай Николаевич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры энергоустановок морских судов и сооружений, Севастопольский национальный технический университет, Украина, e-mail: salov07@mail.ru.

Харченко Андрей Александрович – канд. техн. наук, доцент кафедры энергоустановок морских судов и сооружений, Севастопольский национальный технический университет, Украина, e-mail: list-box@mail.ru.

Бубенцов Владимир Михайлович – старший преподаватель кафедры энергоустановок морских судов и сооружений, Севастопольский национальный технический университет, Украина.

Ткач Елена Станиславовна – инженер кафедры энергоустановок морских судов и сооружений, Севастопольский национальный технический университет, Украина.

УДК 621.165:536.24

С.В. АЛЁХИНА, В.Н. ГОЛОЩАПОВ, О.В. КОТУЛЬСКАЯ

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Украина

ТЕПЛООТДАЧА НА ПОВЕРХНОСТЯХ ВХОДНЫХ И ВЫХОДНЫХ КОРПУСНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПАРОВЫХ ТУРБИН

В статье представлены результаты обобщения известных экспериментальных исследований теплообмена в камерах паровпуска и выходных патрубках паровых турбин большой мощности. Приведены зависимости для определения коэффициентов теплоотдачи на внутренних поверхностях камер паровпуска ЦВД и ЦСД и выходных патрубков ЦВД полученные по результатам исследований турбин К-200-130-ЛМЗ и К-325-23,5-ТА. Для выходного патрубка турбины К-325-23,5-ТА приведены результаты численного исследования тепловых и газодинамических процессов путем решения сопряженных задач теплообмена, представлены структура потока и характер распределения коэффициентов теплоотдачи на внутренних поверхностях.

Ключевые слова: *паровая турбина, камера паровпуска, выходной патрубок, сопряженные задачи теплообмена.*

Введение

При эксплуатации энергооборудования электростанций работа на переменных нагрузках оказывает значительное влияние на тепловое состояние агрегатов, на их работоспособность и надежность. Тепловое состояние турбоагрегата определяется граничными условиями теплообмена на поверхностях его узлов и деталей [1]. И если условия теплообмена на поверхностях элементов ротора изучены достаточно детально [2], то теплообмену во входных и выходных элементах цилиндров уделялось значительно меньше внимания.

Ввиду ограниченного объема информации, которую можно получать при работе турбин в реальных условиях, что объясняется наличием таких факторов, как высокие давления и температуры, толстые стенки корпусных элементов, сложные конструктивные соединения элементов, паровая среда и т.п., выражения для определения коэффициентов теплоотдачи на поверхностях входных и выходных элементов полученные на эксплуатируемых турбинах, не представлены в виде критериальных уравнений, а имеют вид зависимостей от режимных параметров. Значения параметров определяются графиками пусков турбины из различных тепловых состояний, временем включения отборов, порядком работы регулирующих клапанов, уровнем расхода пара через турбину и другими факторами.

Наиболее часто определение коэффициентов теплоотдачи на внутренних поверхностях паровых турбин, находящихся в эксплуатации, проводится методом решения обратных задач теплопроводности [3 – 7] по результатам измерения температуры металла стенок корпусных элементов на некотором удалении от поверхности, обтекаемой паровым потоком и температуры пара в основном потоке вблизи этих стенок, или вблизи мест установки термопар. В работах [5, 6] показано, что для определения более достоверных значений коэффициентов теплоотдачи (КТО) разность между температурами пара и поверхности исследуемого элемента должна превышать 10 °С.

Сложность подготовки экспериментального исследования чаще всего не позволяет устанавливать больше 1-2 датчиков температуры на одном элементе, что приводит к ограниченному объему получаемой информации, а ограничение по температурной разности позволяет определять значения КТО лишь при пусках турбины и частично – на переходных режимах. Для получения полной информации о тепловых процессах во входных и выходных элементах турбин необходимо привлекать инструментарий численного моделирования одновременно с обобщением представленной в литературе информации о результатах физических экспериментов.

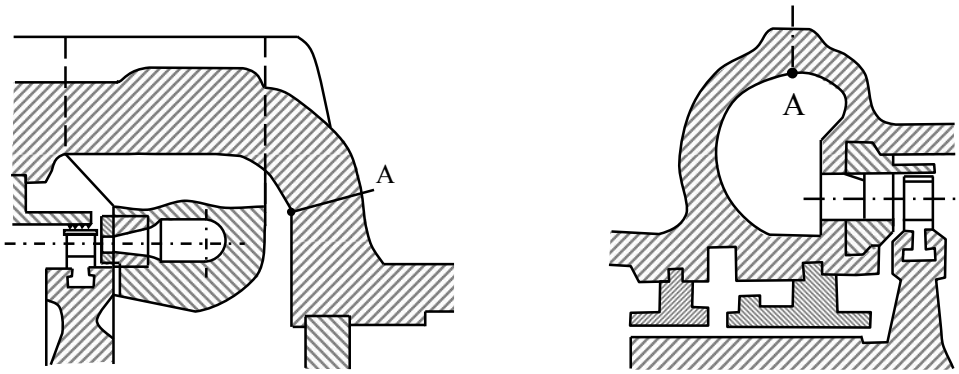
1. Входные и выходные элементы паровых турбин

Течение пара в камерах паровпуска и выходных патрубках цилиндров паровых турбин большой мощности имеет достаточно сложную структуру, которая определяется характером ввода и вывода потока. Параметры, определяющие интенсивность

© С.В. Алёхина, В.Н. Голощапов, О.В. Котульская

теплообмена в указанных элементах связаны совместным действием естественной и вынужденной конвекции, взаимодействие которых зависит от чисел Рейнольдса и Грасгофа.

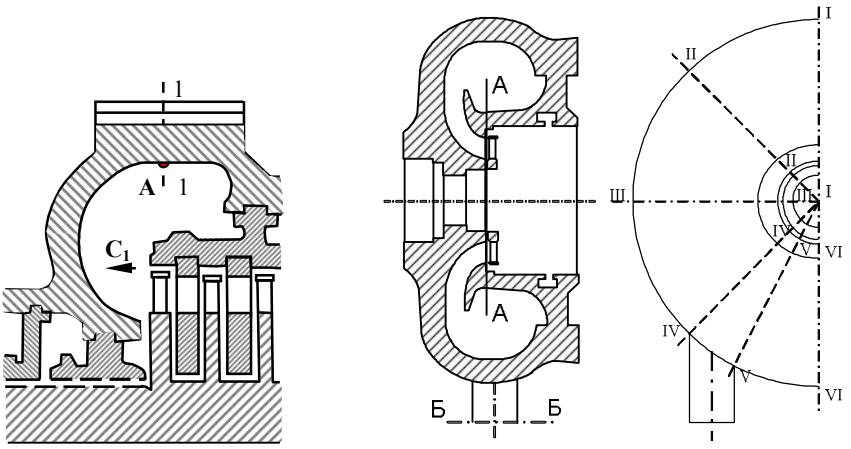
Камеры паровпуска для ЦВД и ЦСД паровой турбины К-200-130 ЛМЗ представлены на рис. 1. Исследование теплообмена между потоком пара и поверхностью камеры выполнено в плоскости меридионального сечения в точке А. Значения КТО определялись путем решения обратной задачи теплопроводности при изменении режима работы турбины в широком диапазоне, который характеризовался значением относительной мощности $\bar{N} = \frac{N}{N_н} = 0,2...1,0$, где $N_н = 200$ МВт [6].



а б

Рис. 1. Камера паровпуска ЦВД (а) и ЦСД (б) турбины К-200-130 ЛМЗ

Выходные патрубки паровых турбин большой мощности (рис. 2) зачастую имеют типовую конструкцию. Внутренняя полость выходного патрубка имеет близкую к тороидальной форму, в некоторых случаях с дополнительными конструктивными элементами, создающими закрутку потока. Входная плоскость патрубка представляет собой кольцевую плоскость, через которую поступает пар из проточной части, выхлоп (один или несколько) расположен в нижней части корпуса цилиндра.



а б

Рис. 2. Выходной патрубок ЦВД турбины К-200-130 ЛМЗ (а) и К-325-23,5 (б)

Теплообмен на внешней поверхности камеры выходного патрубка ЦВД турбины К-200-130 ЛМЗ (рис. 2, а) исследован в сечении 1-1 (точка А). Коэффициент теплоотдачи в этой точке определялся путем решения обратной задачи теплопроводности [6]. Относительная мощность турбины $\bar{N}$ изменялась в диапазоне от 0 до 0,8.

Исследование теплообмена в камере выходного патрубка ЦВД турбины К-325-23,5 [8] (рис. 2, б) был выполнен путем решения сопряженных и обратных задач теплообмена для различных режимов работы турбины. Режимные характеристики для расчетного исследования условий теплообмена на внутренней поверхности патрубка приняты по результатам теплового расчета проточной части ЦВД.

Для определения КТО на внутренней поверхности выходного патрубка в качестве граничных условий приняты:

– параметры пара на входе в патрубок (сечение А-А) и его физические характеристики при этих параметрах;

– скорость потока пара и ее составляющие в

осевом и окружном направлениях на выходе из последней ступени ЦВД.

2. Коэффициенты теплоотдачи на внутренней поверхности камеры паровпуска

Изменение КТО на внутренней поверхности наружного корпуса ЦВД (рис.1, а, точка А) определяется протечкой пара в переднее концевое уплотнение [3, 4] в зависимости от режима работы турбины.

В диапазоне изменения мощности $0< \bar{N} \le 0,225$ КТО рассчитывается по зависимости

$$\alpha = 120 + 1730\bar{N},$$

а при дальнейшем повышении мощности $\alpha = 510$ Вт/(м^2·К) и остается практически неизменным.

Теплообмен на внешней поверхности камеры паровпуска ЦСД (рис. 1, б) исследовался при пусках турбины из различных тепловых состояний до значения мощности N = 100 МВт ($\bar{N} = 0,5$) и полученные значения КТО были аппроксимирован зависимостью

$$\alpha = 260 + 1480\bar{N}.$$

Значение α = 260 Вт/(м^2·К) соответствует режиму прогрева камеры паровпуска при повышении частоты вращения и синхронизации генератора с сетью, вплоть до начала набора мощности, а приведенная зависимость, по-видимому, может быть распространена на весь диапазон изменения мощности $0\le \bar{N} \le 1,05$, это корреспондируется с изменением параметров пара и изменением КТО в других элементах турбины.

В опытах ЦКТИ [9], проведенных на модели паровпуска ЦСД, получены результаты, обработка которых может быть представлена приближенной формулой для расчета числа Нуссельта

$$Nu = 0,7\cdot 10^4 \frac{Re^{0,8}}{Gr_\delta}\left[1+1,32\cdot\left(\overline{G}-0,3\right)^{0,9}\right], \quad (1)$$

где $\overline{G} = \frac{Gr_\delta}{Re}\left(\frac{\varphi}{90^\circ}\right)^{-1}$; φ – угол положения сечения, изменяющийся от 0 до $\varphi_{патр}$; $\varphi_{патр}$ – угол положения отводного патрубка.

Параметр $\overline{G}$ определяется раздельно для верхней и нижней половин камеры, а отсчет угла φ производится от вертикального сечения. Число Рейнольдса

$$Re = \frac{C_{ср}\cdot d_э}{\nu}, \quad (2)$$

где $C_{ср}$ – среднерасходная скорость, равная $C_{ср} = \frac{G}{\rho\cdot F}$; $d_э$ – эквивалентный диаметр, $d_э = \frac{4F}{П}$; F – площадь меридионального сечения паровпуска; П – смоченный периметр в этом сечении; ρ – плотность пара в паровпуске.

Число Gr_δ определяется по разности температур $\delta T = T_{пар} - T_{ст}$ и по эквивалентному диаметру $d_э$

$$Gr_\delta = g\cdot\beta\cdot\frac{\delta T\cdot d_э^3}{\nu^2}, \quad (3)$$

где g – гравитационная постоянная, g = 9,81 м^2/с; β – коэффициент объемного расширения, $\beta = \frac{1}{T_{пар}}$, ν – кинематическая вязкость.

Для физических характеристик определяющей температурой является $T_{ср} = 0,5\ (T_{пар}–T_{ст})$. Формула (1) с погрешностью ±25% аппроксимирует опытные данные в диапазоне изменения параметров $Re = (1,8\div 4,2)\cdot 10^5$; $Gr_\delta = (0,1\div 1,0)\cdot 10^6$.

Обработка результатов экспериментального исследования паровпуска ЦСД турбин К-200-130 ЛМЗ, К-500-60/1500 ОАО «Турбоатом», К-300-240 ЛМЗ с тангенциальным подводом пара двумя патрубками позволила получить критериальную зависимость, аналогичную выражению [6, 10]

$$Nu = 0,021\cdot Re^{0,8}\cdot Pr^{0,43},$$

где $Re = \frac{C\cdot d_э}{\nu}$; $Nu = \frac{\alpha\cdot d_э}{\lambda}$.

Определяющая скорость C равна скорости на входе в камеру

$$C = \frac{G\cdot v}{2F},$$

где v – удельный объем пара на входе в камеру паровпуска; F– площадь меридионального сечения.

Определяющий размер – эквивалентный диаметр меридионального (продольного) сечения камеры паровпуска. Определяющая температура для физических характеристик – температура пара, поступающего в камеру паровпуска.

3. Коэффициенты теплоотдачи на внутренних поверхностях выходных патрубков

Результаты определения КТО на внутренней поверхности выходного патрубка ЦВД турбины К-200-130 ЛМЗ были аппроксимированы зависимостью вида

$$\alpha = \alpha_0 + 850\bar{N}. \quad (4)$$

Значение α_0 = 140 Вт/(м^2·К) в зависимости (4) соответствует начальному прогреву выходного патрубка при наборе оборотов и выдержке частоты

вращения ротора при синхронизации генератора с сетью.

Расчетное исследование, выполненное для полной модели патрубка турбины К-325-23,5 путем решения сопряженной задачи теплообмена, позволило выявить структуру потока (рис. 3, а). На рисунке цифрами обозначены контрольные точки, в которых определялся КТО.

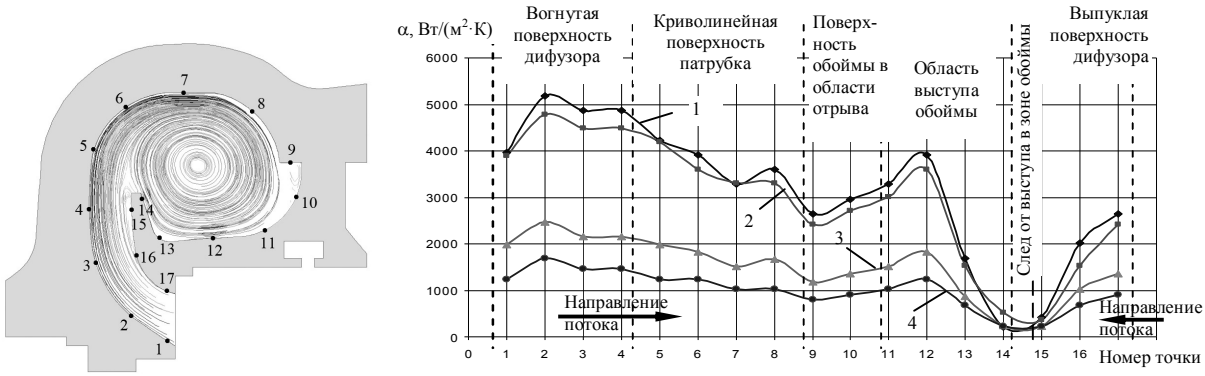


Рис. 3. Результаты исследований рабочих процессов в выходном патрубке турбины К-325-23,5: а – структура потока пара; б – коэффициенты теплоотдачи на участках камеры в горизонтальном разъеме патрубка при различных режимах работы (1 – G = 1000 т/ч; 2 – G = 700 т/ч; 3 – G = 500 т/ч; 4 – G = 300 т/ч)

На рис. 3, б приведено распределение КТО по внутренним поверхностям выходного патрубка для различных режимов работы. Как видно, максимальное значение наблюдается на вогнутой поверхности диффузора вблизи входа парового потока. При этом значения α на выпуклой поверхности диффузора ниже, чем на вогнутой, что является следствием перестройки профиля скорости при отрыве потока.

Заключение

На сегодняшний день расчет теплоотдачи на поверхностях входных и выходных корпусных элементов паровых турбин проводится с использованием эмпирических зависимостей, в которых в качестве основного критерия используется мощность турбины. Однако такой подход не очень целесообразен, поскольку, как показывают численные исследования, уровень коэффициентов теплоотдачи зависит, прежде всего, от характера потока.

Другим недостатком экспериментально полученных зависимостей является то, что они, как правило, основаны на результатах измерений в одной точке, что объясняется сложностью установки большого количества датчиков в работающей турбине.

Таким образом использование современных методов моделирования тепловых и газодинамических процессов, основанных на решении сопряженных задач теплообмена целесообразно для идентификации условий теплообмена в конструктивно сложных элементах турбины, в частности во входных и выходных элементах паровых турбин.

Литература

1. Сафонов, Л.П. Тепловое состояние высокоманевренных паровых турбин [Текст] / Л.П. Сафонов, К.П. Селезнев, А.Н. Коваленко. – Л.: Машиностроение. Ленингр. от-ние, 1983. – 295 с.

2. Швец, И.Т. Воздушное охлаждение деталей газовых турбин [Текст] / И.Т. Швец, Е.П. Дыбан. – К.: Наук. думка, 1974. – 488 с.

3. Похорилер, В.Л. Определение коэффициента теплоотдачи и термических напряжений в деталях машин с помощью моделей [Текст] / В.Л. Похорилер, В.Б. Кацельсон, В.А. Викулов // Теплоэнергетика. – 1969. – № 9. – С. 61 – 64.

4. Меламед, Б.М. Обобщение результатов исследований пусковых режимов турбин К-200-130 [Текст] / Б.М. Меламед, В.Л. Похорилер // БТИ ОРГРЭС. – 1967. – 22 с.

5. Плоткин, Е.Р. Исследование условий теплообмена в турбине К-200-130 [Текст] / Е.Р. Плоткин, А.Ш. Лейзерович, И.В. Муратова // Теплоэнергетика. – 1971. – № 5. – С. 27 – 31.

6. Теплоотдача в паровпускных узлах турбины при пуске [Текст] / Е.Р. Плоткин, А.Ш. Лейзерович, А. А. Голынкин, Ю. В. Мясников // Теплофизика и теплотехника. – К.: Наук. думка, 1973. – №. 25. – С. 125 – 129.

7. Забежанский, Л.Д. Исследование условий в корпусах турбин с петлевой схемой потоков пара [Текст] / Л.Д. Забежанский, В.М. Пашнин, В.Л. Похорилер // Теплоэнергетика. – 1981. – № 8. – С. 31 – 34.

8. Створення парових турбін нового покоління потужністю 325 МВт [Текст] / В.Г. Суботін, Є.В. Левченко, В.Л. Швецов, та ін. – Х.: Фоліо, 2009. – 256 с.

9. Зысина-Моложен, Л.М. Теплообмен в турбомашинах [Текст] / Л.М. Зысина-Моложен, Л.М. Зысин, М.П. Поляк – Л.: Машиностроение, 1971. – 336 с.

10. Михеев, М.А. Основы теплопередачи [Текст] / М.А. Михеев, И.М. Михеева. – М.: Энергия, 1977. – 344 с.

Поступила в редакцию 12.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина.

ТЕПЛОВІДДАЧА НА ПОВЕРХНЯХ ВХІДНИХ ТА ВИХІДНИХ КОРПУСНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПАРОВИХ ТУРБІН

С.В. Альохіна, В.М. Голощапов, О.В. Котульська

В статті представлені результати узагальнення відомих експериментальних досліджень теплообміну в камерах паровпуску та вихідних патрубках парових турбін великої потужності. Наведені залежності для визначення коефіцієнтів тепловіддачі на внутрішніх поверхнях камер паровпуску ЦВТ та ЦСТ та вихідних патрубків ЦВТ, що отримані за результатами досліджень турбін К-200-130-ЛМЗ та К-325-23,5-ТА. Для вихідного патрубку турбіни К-325-23,5-ТА наведені результати чисельного дослідження теплових та газодинамічних процесів шляхом розв'язання спряжених задач теплообміну, представлена структура потоку та характер розподілу коефіцієнтів тепловіддачі на внутрішніх поверхнях.

Ключові слова: парова турбіна, камера паровпуску, вихідний патрубок, спряжені задачі теплообміну.

THE HEAT TRANSFER ON SURFACES OF THE INLET AND OUTLET ELEMENTS OF STEAM TURBINE CASES

S.V. Alyokhina, V.N. Goloschapov, O.V. Kotulskaya

The results of summarising experimental investigations of heat exchange in the steam inlet cameras and the exhaust hoods of high power steam turbines are present in paper. The relations for heat-transfer coefficients determination on inner surfaces of steam inlet cameras of HPC and IPC and exhaust hoods of HPC are given. The results was obtained on base of results of investigations turbines К-200-130-ЛМЗ and К-325-23,5-ТА. For exhaust hood of turbine К-325-23,5-ТА the results of numerical investigations of thermal and gas-dynamics processes by solving of conjugated heat transfer problems are given. For exhaust hood of turbine К-325-23,5-ТА the results of numerical investigations of thermal and gas-dynamics processes by solving of conjugated heat transfer problems are given. The structure of flow and heat-transfer coefficients character distribution on inner surfaces are given.

Key words: steam turbine, steam inlet camera, exhaust hood, conjugate heat transfer problems.

Алёхина Светлана Викторовна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: alyokhina@ipmach.kharkov.ua.

Голощапов Владимир Николаевич – кандидат технических наук, с.н.с., старший научный сотрудник Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: paramonova@ipmach.kharkov.ua.

Котульская Ольга Валериевна – ведущий инженер Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: katulska@ipmach.kharkov.ua.

УДК 536.2

К.Б. ИСАЕВ[1], П.Г. КРУКОВСКИЙ[2]

[1]*Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев*
[2]*Институт технической теплофизики НАНУ, Киев, Украина*

ВЛИЯНИЕ НЕКОТОРЫХ ФАКТОРОВ НА ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ПОКРЫТИЙ

Рассмотрено влияние трех факторов на теплопроводность покрытия: скорость нагрева, величина теплопроводности и толщина покрытия. На примере двух покрытий из меди и двуокиси циркония на подложке из нержавеющей стали расчетным путем показано влияние этих факторов на результаты определения теплопроводности покрытия. Для этого была решена прямая нелинейная задача теплопроводности с соответствующими условиями однозначности для двухслойной одномерной тепловой модели – покрытие-подложка. Оценена работоспособность методики определения теплопроводности покрытий на возмущенном температурном поле с 5% погрешностью. Получено удовлетворительное согласование с исходными известными коэффициентами теплопроводности подложки и покрытия.

***Ключевые слова**: покрытие, подложка, коэффициент теплопроводности, температурное поле, обратная задача теплопроводности (ОЗТ), прямая задача теплопроводности (ПЗТ).*

Введение

Для защиты изделий от воздействия агрессивных факторов широкое применение нашли разнообразные покрытия. Они работают в самых различных условиях – высокие температуры, химически агрессивные среды, трение и т.п. Надежная эксплуатация этих покрытий требует знания их различных свойств, в частности коэффициента теплопроводности в широких диапазонах температур и скоростей нагрева.

На результаты определения коэффициента теплопроводности покрытий оказывает влияние большое количество факторов. В данной работе с помощью методики [1] рассмотрено влияние трех факторов: скорость нагрева (~10К/с и ~200К/с), величина коэффициента теплопроводности и толщина покрытия. На примере двух покрытий из меди и двуокиси циркония на подложке из нержавеющей стали *расчетным* путем показано влияние этих факторов на результаты определения коэффициента теплопроводности покрытия.

1. Решение ПЗТ

Получены решения прямой нелинейной задачи теплопроводности для двухслойной одномерной тепловой модели – покрытие-подложка, которые являются бесконечными пластинами.

В качестве граничных условий использовались: условия первого рода на нагреваемой поверхности покрытия, четвертого рода для контакта покрытие-подложка и на «холодном» торце подложки предполагалось равенство нулю теплового потока (рис. 1).

Предполагалось, что температура на поверхности покрытия Tw(τ) является ломаной линией рис. 2.

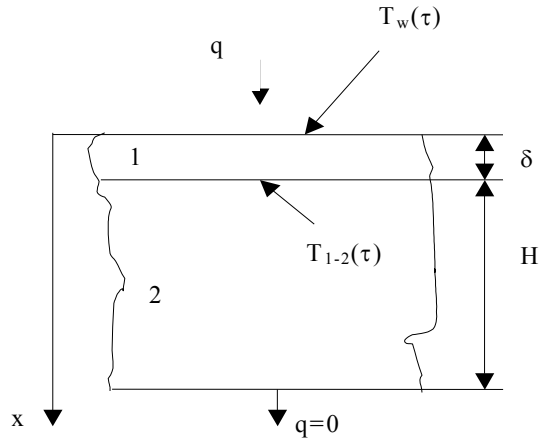


Рис. 1. Тепловая схема системы покрытие–подложка

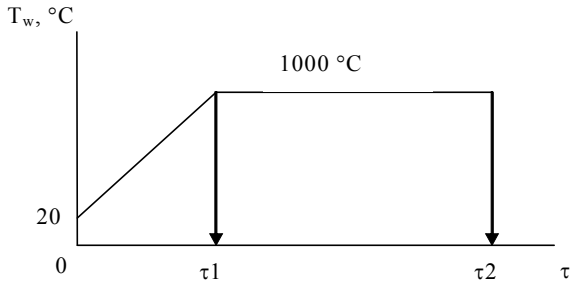


Рис. 2. Изменение температуры поверхности со временем

Сначала она линейно увеличивается до 1000 °C за время τ1, а затем остается постоянной до момента времени τ2. Теплофизические характеристики этих

© К.Б. Исаев, П.Г. Круковский

материалов брали из литературы [2, 3]. Они представлялись линейными функциями температуры и приведены в табл. 1.

В результате решения ПЗТ получали «экспериментальное» температурное поле в покрытии и подложке. Прямая задача теплопроводности решалась численным методом по неявной 6-ти точечной схеме.

Таблица 1

Теплофизические характеристики материалов

№ п/п	Материал	T, °C	$C_v\ 10^{-6}$, Дж/(м^3 К)	λ, Вт/(м К)
1	Сталь 12Х18Н10Т	20 1000	3,64 5,09	14,6 31,9
2	Медь	20 1000	3,45 4,11	401 334
3	Диоксид циркония	20 1000	1,78 2,52	0,87 0,95

В работе рассмотрены 2 варианта расчета: τ1 = 5 с (τ2 = 30 с) и τ1 = 100 с (τ2 = 150 с) для двух покрытий – медь и диоксид циркония, при этом H = 15 мм и δ = 1 мм. Для диоксида циркония также рассмотрены еще 2 варианта толщины покрытия – 0,5 мм и 0,3 мм.

2. Методика определения теплопроводности покрытий

Методика [1] основана на использовании граничном условия 4-го рода между покрытием и подложкой и решении обратных задач теплопроводности. Расчетное температурное поле в подложке (изменение температуры во времени в 4-х сечениях) использовалось для решения коэффициентной ОЗТ [4]. В результате получали температурную зависимость коэффициента теплопроводности подложки и температурное поле в ней от первой «термопары» (глубина заделки 1 мм) до 4-ой. Расстояния между термопарами – 2 мм.

Далее с помощью решения граничной ОЗТ восстанавливали температуру контакта подложка-покрытие как функцию времени. Т.е., для любого_момента времени строилась зависимость температуры от координаты в подложке. Аппроксимируя эти расчетные данные с помощью полинома 2÷4-й степени и делая экстраполяцию до поверхности подложки (1-2) получаем температуру контакта (T1-2). В результате решения граничной ОЗТ получаем температуру и ее первую производную по пространству на нагреваемой поверхности подложки в любой момент времени. Полученная информация используется для определения теплопроводности покрытия с помощью соотношения

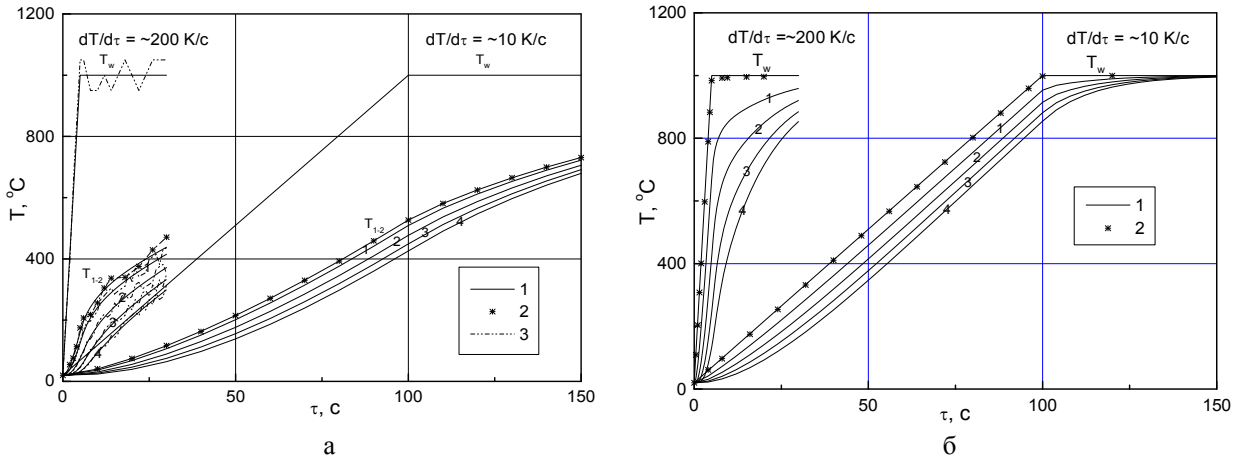
$$\lambda c(T) = [\lambda s(T)\,(dTs/dx|\delta)]/(Tw - T1{-}2)/\delta, \qquad (1)$$

где λ – коэффициент теплопроводности; T – температура; x – координата; δ – толщина покрытия.

Индексы: s – substrate (подложка); c – coating (покрытие); w – нагреваемая поверхность покрытия. Предполагается, что температура в покрытии является линейной функцией координаты.

3. Результаты решения ПЗТ и ОЗТ

На рис 3 представлены температурные поля в образцах нержавеющей стали с покрытиями из диоксида циркония (а) и меди (б) для двух скоростей нагрева и температура поверхности покрытия. Температуры контакта, полученные из решения ПЗТ и ОЗТ, для покрытия из диоксида циркония полностью совпали для точных данных. Температура контакта для медного покрытия отличается всего лишь на несколько градусов от температуры поверхности нагрева медного покрытия, что вызвано большой теплопроводностью меди.



а б

Рис. 3. Изменение температуры во времени в нескольких сечениях образцов стали с покрытием из диоксида циркония (а) и меди (б) при двух скоростях нагрева: 1 – результаты решения ПЗТ; 2 – результаты решения граничной ОЗТ; 3 – возмущенные данные. 1-4 – «показания 4-х термопар»

В результате решения коэффициентной ОЗТ для точных «экспериментальных» данных получено полное совпадение исходного и восстановленного коэффициентов теплопроводности стальной подложки как для двух покрытий, так и для двух скоростей нагрева.

На рис. 3, а приведены также возмущенные данные – «показания 4-х термопар», а также результаты восстановления температуры контакта Т1-2. Эти данные получены с использованием результата решения коэффициентной ОЗТ на возмущенных данных.

Информация о температурном поле, полученная при решении коэффициентной ОЗТ, использовалась для определения градиентов температур в подложке и в покрытии при x = δ. Результаты этого определения представлены на рис. 4. Как видно из этого рисунка для малых скоростей нагрева (1) производные по пространству при x = δ, полученные из решения ПЗТ (это точные данные) и ОЗТ, практически совпадают как для подложки, так и для покрытия для двух материалов. Дальше они уменьшаются и отличаются незначительно. На стадии нагревания отличие этих производных имеет постоянное значение и может быть учтено при определении теплопроводности покрытия в качестве систематической погрешности.

При высоких скоростях нагрева имеет место существенное расхождение производных для покрытия из диоксида циркония, а для меди – для подложки. Причем, это расхождение имеет место только до времени выхода температуры нагреваемой поверхности покрытия на стационарное значение.

Значения производных больше у покрытия из диоксида циркония (низкая теплопроводность), а для медного (высокая теплопроводность) покрытия наоборот – для подложки (рис. 4).

Уменьшение толщины покрытия из диоксида циркония до 0,3 мм не приводит к изменению отличия производных по координате при x = δ для подложки и покрытия. Поэтому они не приведены в работе.

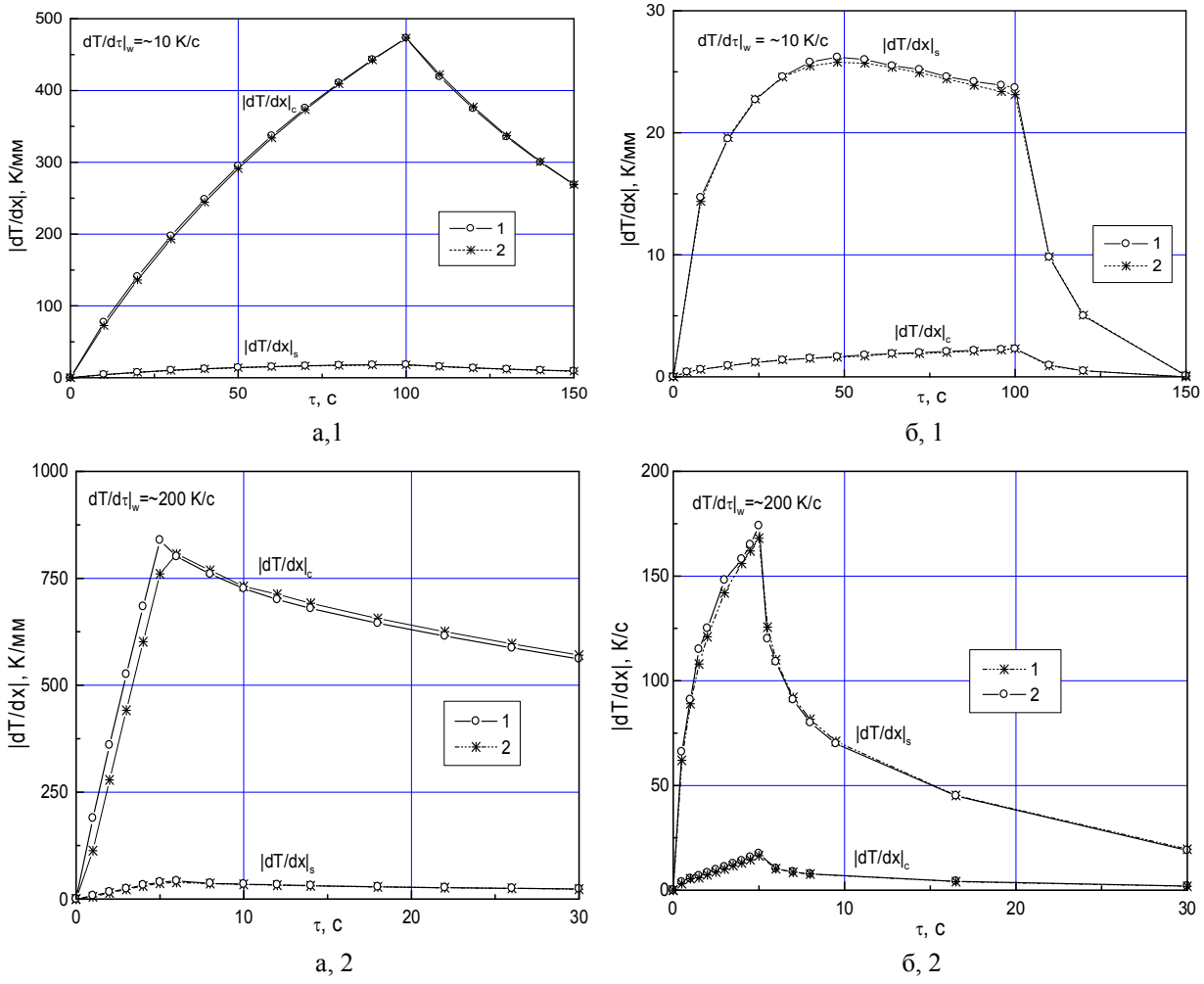


Рис. 4. Градиенты температур при x = δ в стальной подложке и покрытиях при малой (1) и большой (2) скоростях нагрева; а – диоксид циркония; б – медь

4. Результаты определения теплопроводности покрытий

Представленные выше данные были использованы для определения коэффициента теплопроводности покрытий. Результаты этого определения представлены на рис. 5. Как видно из этого рисунка, при высокой скорости нагрева при низких температурах имеет место существенное отличие восстановленных значений теплопроводности покрытия от исходных. Это вызвано отличием производных по координате для покрытия из диоксида циркония и подложки для медного покрытия (рис. 4, 2, а и 2, б) установления стационарной температуры поверхности. Далее отличие восстановленных значений теплопроводности покрытий существенно уменьшается и для диоксида циркония составляет несколько процентов, а для меди максимальное отклонение – менее 20%. Для низкой скорости нагрева (~10 К/с) отклонение значений восстановленного коэффициента теплопроводности как для диоксида циркония, так и для меди составляет несколько процентов.

Отклонение восстановленных значений теплопроводности покрытия диоксида циркония из возмущенного температурного поля при низких температурах совпадают со значениями этой характеристики, полученных из невозмущенного температурного поля. С ростом температуры отличие значений теплопроводности, полученных из возмущенного температурного поля от исходного коэффициента теплопроводности диоксида циркония, увеличивается по сравнению с данными, полученными из невозмущенного температурного поля, и составляет примерно 10 %. (рис. 5, а).

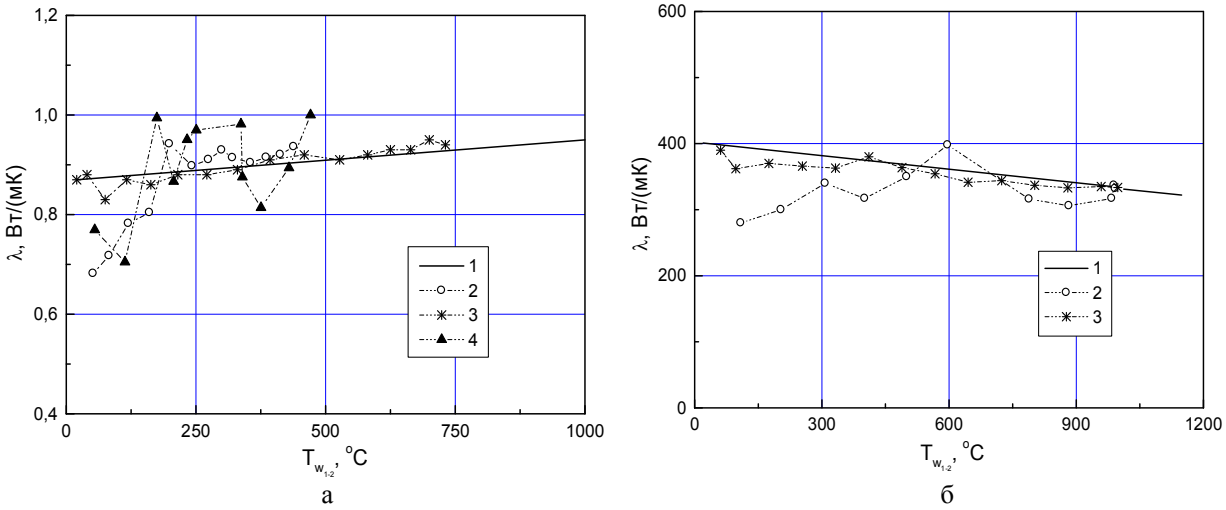


Рис. 5. Температурная зависимость теплопроводности покрытий из диоксида циркония (а) и меди (б) для двух скоростей нагрева:
1 – исходная теплопроводность покрытий; 2, 3 – восстановленная теплопроводность покрытий при 200 К/с и 10 К/с соответственно; 4 – данные $\lambda_c(T)$ восстановлены из возмущенного температурного поля.

Уменьшение толщины покрытия из диоксида циркония до 0.3 мм не приводит к изменению результатов определения теплопроводности покрытия из диоксида циркония (по точным данным) по сравнению с данными, приведенными на рис. 5, а (данные 2 и 3).

Заключение

В работе использована линейная зависимость температуры от координаты в покрытии с целью уменьшения объема экспериментальной информации. Несмотря на такой упрощенный подход методика определения теплопроводности покрытий показала свою работоспособность при различных скоростях нагрева поверхности покрытия, при различных значениях его коэффициента теплопроводности (отличие составило 400%) и толщин, а также при использовании возмущенного температурного поля.

Если теплофизические характеристики подложки известны с достаточной степенью точности, то нет необходимости решать коэффициентную ОЗТ. Достаточно в подложке заделать две термопары на разной глубине от поверхности контакта и решить нелинейную ПЗТ, используя показания этих термопар в качестве граничных условий. Температура контакта покрытие-подложка и производная по координате при $x = \delta$ определяются по алгоритму, описанному выше в разделе 2.

Основную ошибку в определение коэффициента теплопроводности покрытий по данной методике вносит отличие производных по координате при $x = \delta$ для больших скоростей нагрева. Этого, по-

видимому, можно избежать с помощью применения процедуры итерационной идентификации при определении теплопроводности покрытия.

Литература

1. Методика определения теплопроводности газотермических покрытий [Текст] / С.В. Бучаков, Ю.И. Евдокименко, К.Б. Исаев, В.М. Кисель, В.В. Ремесло, Г. А. Фролов // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 2. – С. 31 – 35.

2. Исаев, К.Б. Теплофизические характеристики материалов в широких диапазонах температур и скоростей нагрева [Текст]: моногр. / К.Б. Исаев.– К.: Куприянова, 2008. – 240 с.

3. Теплопроводность твердых тел [Текст]: справ. / А.С. Охотин и др.; под ред. А. С. Охотина. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 320 с.

4. Круковский, П.Г. Обратные задачи тепломассопереноса (общий инженерный подход) [Текст]: моногр. / П.Г. Круковский. – К.: ИТТФ НАНУ, 1998. – 224 с.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, с.н.с. В.В. Лукович, Інститут проблем материаловедения им. И.Н. Францевича, НАН Украины, Киев, Украина.

ВПЛИВ ДЕЯКИХ ФАКТОРІВ НА ВИЗНАЧЕННЯ ТЕПЛОПРОВІДНОСТІ ПОКРИТТІВ

К.Б. Исаєв, П.Г. Круковський

Розглянуто вплив трьох факторів на теплопровідність покриття: швидкість нагріву, величина теплопровідності і товщина покриття. На прикладі двох покриттів з міді і двоокису цирконію на підкладці з нержавіючої сталі розрахунковим шляхом показано вплив цих факторів на результати визначення теплопровідності покриття. Для цього була вирішена пряма нелінійна задача теплопровідності з відповідними умовами однозначності для двошарової одномірної теплової моделі – покриття-підкладка. Оцінена працездатність методики визначення теплопровідності покриттів на збуреному температурному полі з 5% похибкою. Отримано задовільне узгодження з вихідними коефіцієнтами теплопровідності підкладки та покриття.

Ключові слова: покриття, підкладка, коефіцієнт теплопровідності, температурне поле, обернена задача теплопровідності, пряма задача теплопровідності.

INFLUENCE OF SOME FACTORS ON THE DETERMINATION OF THERMAL CONDUCTIVITY OF COATINGS

K.B. Isayev, P.G. Krukovsky

The influence of three factors on the coating thermal conductivity: heating rate, thermal conductivity and thickness of the coating. By the example of two coatings of copper and zirconium oxide on the substrate of stainless steel by means of calculation the influence of these factors on the results of determination of coating thermal conductivity is shown. For solving of this problem the direct nonlinear heat conduction problem with appropriate conditions of uniqueness for a two-layer one-dimensional thermal model – coating-substrate was solved. The efficiency of the method for determination of coating thermal conductivity on the perturbed temperature field with a 5% error was estimated. A satisfactory agreement with the initial thermal conductivity of the substrate and coating was obtained.

Key words: coating, substrate, thermal conductivity, temperature field, inverse heat conduction problem, direct heat conduction problem.

Исаев Константин Борисович – доктор технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича, Киев, Украина, e-mail: isayev_k@gala.net.

Круковский Павел Григорьевич – доктор технических наук, профессор, зав. отделом Института технической теплофизики, Киев, Украина, e-mail: kruk@i.kiev.ua.

УДК 621:735:2.043

А.П. ГРУБОЙ[1], П.Г. ГАКАЛ[2], А.В. ТРЕТЬЯК[1,2]

[1]*ГП завод «Электротяжмаш», Харьков, Украина*
[2]*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЛОБОВЫХ ЧАСТЕЙ СТЕРЖНЕЙ ОБМОТКИ ТУРБОГЕНЕРАТОРОВ БОЛЬШОЙ И СРЕДНЕЙ МОЩНОСТИ

Выявлена необходимость проведения уточненного расчета теплового состояния лобовой части обмотки с учетом трехмерного распределения электрических потерь, коэффициентов теплоотдачи. Проведен расчет поля скоростей для основных узлов турбогенератора и определены коэффициенты теплоотдачи в лобовых частях статора. Построена 3-х мерная модель лобовых частей обмотки статора. Проведен анализ температурного состояния стержней обмотки турбогенератора в режиме установившегося короткого замыкания. Определен остаточный ресурс обмотки изоляции стержня в режиме короткого замыкания.

Ключевые слова: *турбогенератор, обмотка, термонапряженное состояние, повреждение от высокой температуры, стержень, лобовая часть.*

Введение

При эксплуатации турбогенераторов 15-20% отказов приходится на стержни статорных обмоток в результате повреждения изоляции из-за нагрева токопроводящих элементов обмотки статора, так называемых стержней. Ресурс изоляции в основном зависит от превышения температуры стержня некоторого номинального значения, характерного для данного класса изоляции. При этом, наиболее серьезные повреждения изоляции наблюдается в лобовых частях стержней в режиме короткого замыкания, так как они характеризуются высокой плотностью тока и, как следствие, высокой температуры.

Тепловое состояние стержней зависит от интенсивности тепловыделения, которое определяется электрическими потерями, теплопередачей между стержнями и охлаждающим воздухом. Кроме того, при анализе теплового состояния лобовых частей статора необходимо учитывать тот факт, что отвод тепла от лобовых частей обмотки статора, также как и от обмотки и стали ротора, затруднен, так как поверхности этих узлов не имеют непосредственного теплового контакта с охлаждаемыми поверхностями станины турбогенератора.

Поведение других токопроводящих элементов обмотки, также не имеющих непосредственного охлаждения (соединительные шины, головки лобовых частей и др.), при кратковременных перегрузках, характерных для режима короткого замыкания, несмотря на повышенную температуру в стационарных условиях обычно не вызывает опасений, так как они, как правило, имеют пониженную плотность тока по сравнению с лобовыми частями и поэтому меньшую скорость нарастания температуры при кратковременных перегрузках.

В настоящее время большинство тепловых расчетов электрических машин выполняется на основе эквивалентных схем замещения.

В методе эквивалентных схем используется известные принципы наложения (суперпозиции) и обратимости. В соответствии с принципом наложения сумма температуры, в результате воздействия одного источника тепла, и температуры, в результате воздействия другого источника тепла, представляет собой температуру, которое бы имело тело при одновременном действии обоих источников тепла.

В соответствии с принципом обратимости повышение температуры в одном теле системы, создаваемое источником тепла, расположенном в другом теле, равно повышению температуры во втором теле, создаваемому источником тепла, расположенным в первом теле, при условии, что мощность обоих источников одинакова. Однако как показывает опыт, метод суперпозиции имеет достаточно высокую погрешность, кроме того, данный метод не учитывает геометрию стержней, пространственное распределение параметров по поверхности лобовой части стержней.

Таким образом, в статье решается задача определения теплового состояния стержней статора с учетом пространственного распределения интенсивности теплопередачи, сложной пространственной геометрии стержней.

© А.П. Грубой, П.Г. Гакал, А.В. Третьяк

Определение температурного поля лобовых частей обмотки турбогенератора

При определении температурного поля стержней используется программный продукт SolidWorks Simulation, позволяющий определять трехмерное распределение параметров в элементах конструкции. В программном продукте решается система уравнений сохранения энергии для элементов конструкции, дополненная граничными и начальными условиями, теплофизическими свойствами теплоносителя и материала конструкции. Уравнение энергии для элементов конструкции записывается в виде:

$$\frac{\partial \rho e}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i}\right) + Q_н ,$$

где $e = cT$ – удельная внутренняя энергия, Дж/кг; c – удельная теплоемкость, Дж/(кг·К); T – температура, К; λ – теплопроводность, Вт/(м·К); $Q_н$ – удельное (в единице объема) тепловыделение источника тепла, Вт/м^3.

Используем SolidWorks Simulation для расчета температурного поля в стержне. Схема стержня со всеми наиболее важными элементами представлена на рис. 3. Материал стержня – медь. В качестве изоляции использована слюдинитовая лента толщиной 0,16 мм и теплопроводностью 0,20 Вт/(м·К).

При расчете температурного поля стержня будем рассматривать только верхнюю часть стержня, т. к. в верхней части «паразитный ток» вызванный самоиндукцией течет в одном направлении, а в нижнем в другом. Эквивалентные проводники верхней и нижней половины соединены последовательно и образуют эквивалентный контур для циркуляционных токов. На рис. 1 изображена схема движения циркуляционных токов в зоне лобовых частей обмотки. На рис. 2 изображена схема распределения ЭДС вызванное циркуляционными токами, как видно наиболее нагруженными являются крайние проводники [2].

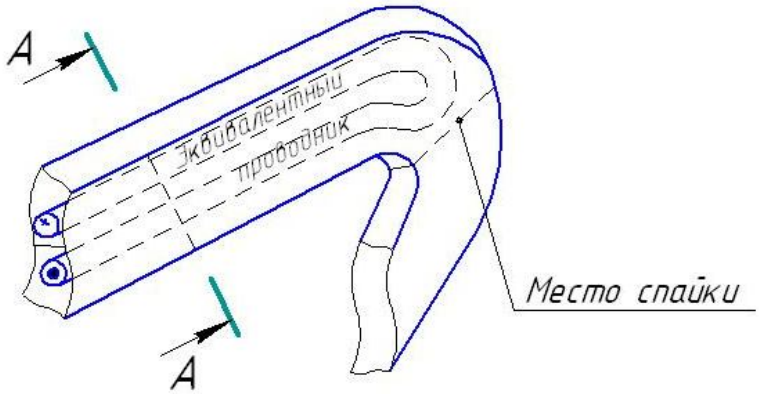


Рис. 1. Схема распределения циркуляционных токов в стержне

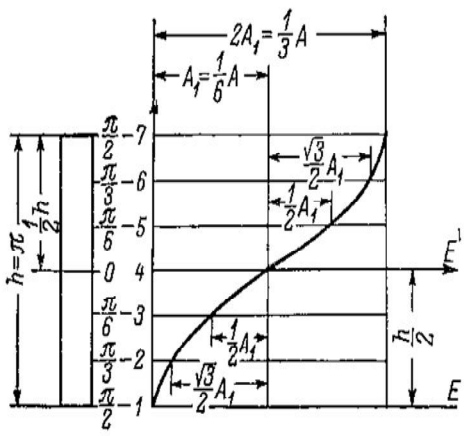


Рис. 2. Схема распределения ЭДС вызванных циркуляционными токами в лобовой части стержня для сечения А-А(см. рис. 1).

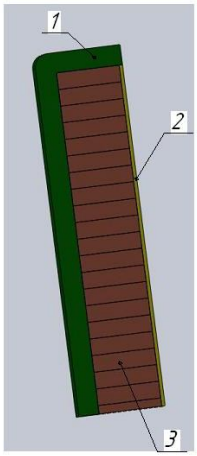


Рис. 3. Конструктивные элементы стержня:
1 – изоляция; 2 – миканитовая прокладка;
3 – токопроводящие элементы

Плотность тока в стержне равна 3 А/мм^2, что характерно для режима короткого замыкания. Для вычисления температурного поля в стержне задаются граничные условия 3-го рода.

При расчете учитывается, что это тело состоит из нескольких слоев с контактными тепловыми сопротивлениями между ними.

Для определения коэффициентов теплоотдачи необходимо определить скорости течения воздуха в зоне лобовых частей. Для расчета скоростей потока используется метод «схем замещения» [2]. При определении скоростей и расходов воздуха в системе вентиляции была построена принципиальная схема цепи и определены скорости для основных сечений системы охлаждения турбогенератора. В результате проведенных расчетов было определено, что скорость воздуха в зоне лобовых частей равна 16 м/с. При данной скорости реализуется турбулентный режим течения. При турбулентном режиме критериальное уравнение для расчета коэффициента теплоотдачи имеет вид:

$$\mathrm{Nu} = 0,0432\,\mathrm{Re}^{0,78}. \qquad (1)$$

Таким образом, коэффициент теплоотдачи между поверхностью стенки и воздухом будет определяться по формуле (2):

$$\alpha = 0,0432\lambda l^{-0,22}\left(\frac{\nu}{\nu}\right)^{0,78}\cdot 10^{-4}\left[\frac{\text{Вт}\cdot\text{град}}{\text{см}^2}\right]. \qquad (2)$$

Значения теплопроводности воздуха (λ) и кинематической вязкости (ν) берутся при средней температуре воздуха [2]; в качестве характерного размера (l) берется длина стенки стержня (l=100мм).

При параметрах воздуха, характерных для турбогенераторов, коэффициент теплоотдачи равен 0,12 Вт·град/см^2. Теплопередача происходит вдоль наружной поверхности изоляции.

При определении основных и дополнительных электрических потерь, приводящих к тепловыделению в стержнях, наименее изученными являются потери, вызванные циркуляционными токами. Циркуляционные токи существенно перегружают отдельные проводники стержня и могут явиться причиной повреждения изоляции обмотки. Известные формулы определения электрических потерь в лобовой части стержня, дают лишь приближенное и усредненное значение этих величин. Ввиду достаточно сложной геометрии стержней турбогенератора в [4] предложена модель определения проекции вектора магнитной индукции для лобовых частей в таком виде:

$$B_x = i_2\cdot\left[\frac{y_{1,2}\cdot z}{(x^2+z^2)\cdot\sqrt{(y_{1,2}^2+x^2+z^2)}}-\frac{z_{1,2}\cdot y}{(x^2+y^2)\cdot\sqrt{(z_{1,2}^2+x^2+y^2)}}\right]\cdot 10^{-7}; \qquad (3)$$

$$B_y = i_2\cdot\left[\frac{z_{1,2}\cdot x}{(x^2+y^2)\cdot\sqrt{(z_{1,2}^2+x^2+y^2)}}-\frac{x_{1,2}\cdot z}{(x^2+z^2)\cdot\sqrt{(x_{1,2}^2+y^2+z^2)}}\right]\cdot 10^{-7}; \qquad (4)$$

$$B_z = i_2\cdot\left[\frac{x_{1,2}\cdot y}{(y^2+z^2)\cdot\sqrt{(x_{1,2}^2+y^2+z^2)}}-\frac{y_{1,2}\cdot x}{(x^2+z^2)\cdot\sqrt{(y_{1,2}^2+x^2+z^2)}}\right]\cdot 10^{-7}, \qquad (5)$$

где x, y, z – координаты средней линии стержня; $x_{1,2}$, $y_{1,2,}$ $z_{1,2}$ – координаты расположения вектора проводника относительно средней линии.

Согласно теореме о циркуляции магнитного поля (Био – Савара – Лапласа), уравнение для определения вектора магнитной индукции в дифференциальной форме имеет вид:

$$\mathrm{rot}\vec{B} = \frac{4\pi}{c}\vec{j}. \qquad (6)$$

В результате решения данного дифференциального уравнения относительно плотности тока, с учетом соотношений (3) – (5), определяется плотность тока и, в конечном итоге, тепловыделение в результате электрических потерь [1].

$$Q = 2,4\cdot j^2\cdot G, \qquad (7)$$

где j – плотность тока, А/м^2; G – вес проводника, кг.

При определении компонентов вектора магнитной индукции необходимо знать координаты средней линии основного сечения стержня. Для их вычисления используется программа «Расчет эвольвенты 2009» [5], которая позволяет в зависимости от исходных требований к геометрии обмотки, определить 3-х мерную кривую, согласно которой производится построение геометрии обмотки лобовых частей стержня турбогенераторов.

Таким образом, определено тепловыделение в стержне, граничные условия.

Материал стержня – медь (82 проводника). Используется слюдинитовая изоляция в виде ленты толщиной 0,16 мм, количество слоев 14, класс изоляции F. Номинальная рабочая температура 100 ^{o}C. На рис. 3 изображена схема расположения конструктивных элементов стержня.

В основе расчета программного комплекса SolidWorks Simulation лежит метод конечных эле-

ментов (МКЭ). Метод основан на дискретизации объекта с целью решения уравнений механики и теплопроводности сплошной среды в предположении, что эти соотношения выполняются в пределах каждой из элементарных областей. Эти области и называются конечными элементами. В пределах конечного элемента назначаются свойства некоторого участка объекта и описываются поля интересующих нас величин. Задача математического описания элемента сводиться к тому, чтобы связать действующие в узлах факторы.

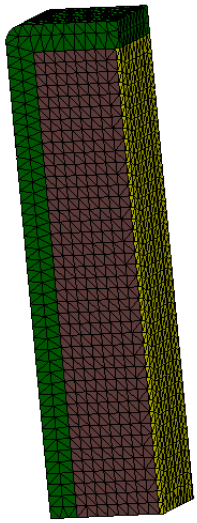


Рис. 4. Расчетная сетка конечных элементов

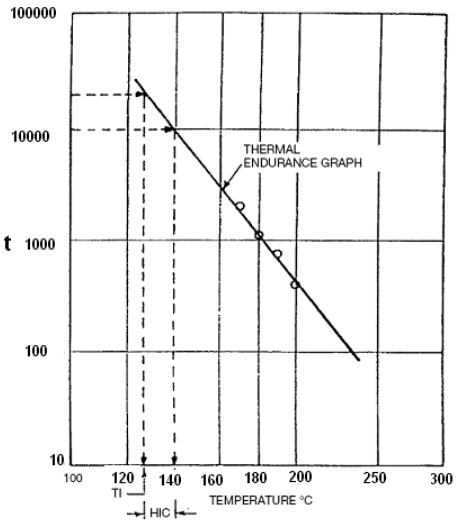


Рис. 6. Определение остаточного ресурса изоляции

При расчете остаточно ресурса изоляции применим методику IEEE – 1 [3], основанную на статистических исследованиях повреждения изоляции в зависимости от превышений температуры. Полученное

В качестве конечных элементов использовался объемный тетраидальный элемент. На рис. 4 изображена расчетная сетка конечных элементов. Всего 31474 элемента, 45631 узлов, 45631 уравнения.

На рис. 5 изображено температурное поле в лобовой части обмотки статора турбогенератора. Как следует из полученных результатов, температурное поле в стержне примерно равномерное, разность температур проводников в стержне и изоляции равна примерно 30 град. С – 50 град. С. Максимальная температура равна 150 ° С.

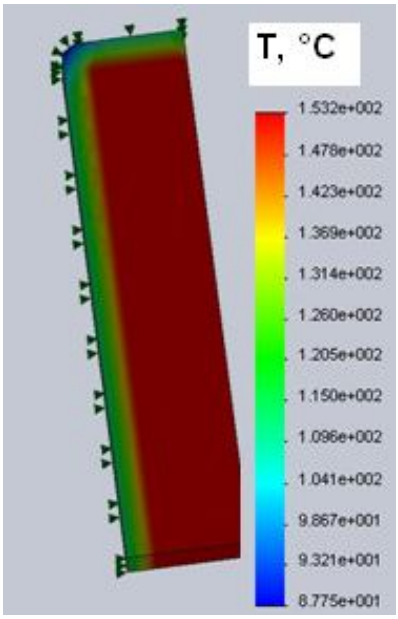


Рис. 5. Результаты расчета теплового состояния стержня

значение превышения температуры приводит к незначительному снижению ресурса изоляции см. рис 6. Таким образом, проведенные вычисления с учетом всех факторов, влияющих на температурное поле стержней обмотки (трехмерное распределение циркуляционных токов, коэффициентов теплоотдачи, материала стержня и изоляции) позволили обосновать незначительное уменьшение ресурса изоляции.

Выводы

Определено поле температур в режиме установившегося тока короткого замыкания с учетом электрических потерь вдоль сечения стержня турбогенератора, вычисленных согласно закона Био – Савара – Лапласа. Определено тепловыделение, вызванное циркуляционными токами. При анализе учитывались условия теплообмена с охлаждающим воздухом. Найдены коэффициенты теплоотдачи. Согласно IEEE – 1 определена возможность дальнейшего применения стержней в эксплуатацию после входа машины в режим короткого замыкания.

Литература

1. Данилевич, Я.Б. Добавочные потери в турбо и гидрогенераторах [Текст] / Я.Б. Данилевич. – Л.: Наука, 1973. – 200 с.

2. Аномальные режимы работы крупных синхронных машин [Текст] / Е.Я. Казовский, Я.Б. Данилевич, Э.Г. Кашарский, Г.В. Рубисов. – Л.: Наука, 1968. – 363 с.

3. Electrical Insualation for Roteting Machines. Design, Evalution, Agign, Testing and Repair / Greg C. Stone, Edward A. Boulter ,Ian Culbert, Hussein Dhirani. – B.: Power Engenering, 2003. – 584 p.

4. Чистяков, А.А. Электрические усилия в обмотках статоров мощных турбо- и гидрогенераторов [Текст]: автореф. дис.... канд. техн. наук / Чистяков А. А.; С.-Петерб. гос. ун-т. – ВНИИэлектромаш., 1972. – 28 с.

5. А.с. №29454. Украина. Компьютерная программа «Расчет эвольвенты 2009» / Грубой А.П., Задоров Ю.М., Третьяк А.В. – Дата регистрации 14.07.09.

Поступила в редакцию 25.05.2012

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

ВИЗНАЧЕННЯ ТЕРМОНАПРУЖЕНОГО СТАНУ ЛОБОВОЇ ЧАСТИНИ СТРИЖНІВ ОБМОТКИ ТУРБОГЕНЕРАТОРІВ ВЕЛИКОЇ ТА СЕРЕДНЬОЇ ПОТУЖНОСТІ

О.П. Грубой, П.Г. Гакал, О.В. Третяк

Виявлено необхідність проведення уточненого розрахунку теплового стану лобової частини обмотки з урахуванням тривимірного розподілу електричних втрат, коефіцієнтів тепловіддачі. Проведено розрахунок поля швидкостей для основних вузлів турбогенератора і визначені коефіцієнти тепловіддачі в лобових частинах статора. Побудовано 3-х мірна модель лобових частин обмотки статора. Проведено аналіз температурного стану стрижнів обмотки турбогенератора в режимі сталого короткого замикання. Визначено залишковий ресурс обмотки ізоляції стержня в режимі короткого замикання.

Ключові слова: турбогенератор, обмотка, термонапружений стан, стрижень, лобова частина.

DETERMINING OF THERMAL CONDITION OF THE OVERHANG STATOR WINDING BARS OF TURBOGENERATORS OF HIGH ANND AVERAGE POWER

A.P. Gruboi, P.G. Gakal, A.V. Tretjak

Identified the need for an improved calculation of the thermal state of the frontal part winding, taking into account the three-dimensional distribution of electrical losses, heat transfer coefficients. The calculation of the velocity field for the main turbine generator units, and the coefficients of heat transfer in the frontal parts of the stator. We construct a 3-dimensional model of the coil ends of the stator winding. The analysis of the thermal state of rods winding turbo mode short circuit. Determine the residual life of the rod winding insulation under short-circuit.

Key words: turbogenerator, stator winding, thermal overhang, bars, overhang stator winding.

Грубой Александр Петрович – Главный конструктор, ГП завод «Электротяжмаш», Украина, Харьков.

Гакал Павел Григорьевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@gmail.com.

Третьяк Алексей Владимирович – аспирант кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Ведущий – инженер конструктор ГП завод «Электротяжмаш», Харьков, Украина.

УДК 666:539

О.Н. ГРИГОРЬЕВ, Г.А. ФРОЛОВ, Ю.И. ЕВДОКИМЕНКО, В.М. КИСЕЛЬ, А.Д. ПАНАСЮК, Л.М. МЕЛАХ, В.А. КОТЕНКО, А.В. КОРОТЕЕВ

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

УЛЬТРАВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНАЯ КЕРАМИКА ДЛЯ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Ультравысокотемпературная керамика (УВТК) на основе боридов циркония и гафния представляет собой композиты с керамической матрицей и структурой, защищающей ее поверхность от окисления. Сравнительно небольшая плотность, высокие прочностные свойства при повышенных температурах и способность работать в окислительной среде при температурах выше 1700 °С обеспечивают ее эффективное применение в аэрокосмической технике и энергетическом машиностроении. Рассмотрены свойства, методы испытаний и области применения УВТК. Представлены системы ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$, разработанные в ИПМ НАН Украины, приведены результаты исследования их свойств, тепловых и термоэрозионных испытаний. Показано, что высокая стойкость УТВК к высокотемпературной коррозии определяется образованием на ее поверхности в процессе окисления самовосстанавливающегося защитного оксидного слоя переменного состава. Приведен пример полупромышленного производства жаровой трубы из УВТК опытной горелки для сжигания угольной аэровзвеси в плазменном факеле энергетического котла.

Ключевые слова: *ультравысокотемпературная керамика, аэрокосмическая техника, теплофизические и механические свойства, тепловые и термоэрозионные испытания.*

Введение

В последнее десятилетие в мире интенсивно ведутся работы по созданию конструкционной ультравысокотемпературной керамики (УВТК) на основе боридов циркония и гафния. Эти материалы способны длительно работать в окислительной среде при температурах до 1700 °С и десятки часов – до 2000 °С, имеют небольшую плотность и высокие прочностные свойства при повышенных температурах. Применение таких материалов особенно перспективно в аэрокосмической технике и энергетическом машиностроении [1, 2]. Во многих случаях применение УВТК связано с работой в высокотемпературных двухфазных потоках, где определяющим фактором оказывается ее исключительно высокая эрозионная стойкость. Большую проблему представляет защита носовых частей и кромок крыльев гирперзвуковых летательных аппаратов. Эту задачу удается решить только благодаря применению ультравысокотемпературной керамики.

УВТК является новым классом конструкционных материалов, представляющих собой композиты с керамической матрицей и структурой, защищающей поверхность от окисления.

В общем случае композиты с керамической (или стеклянной) матрицей упрочняются непрерывными или дискретными волокнами, усами, пластинчатыми или изометричными частицами тугоплавких соединений. Их применение наиболее рационально в условиях, когда требуется комбинация низкого веса, высокотемпературной прочности и стабильная работа в окислительной среде. Гетерофазная структура УТВК обеспечивает ей повышенную вязкость разрушения (сопротивления быстрому распространению трещин), высокую твердость, износостойкость и повышенную стойкость при термоударе по сравнению с монолитной однородной керамикой. Создание таких композитов достигается введением в монолитную конструкционную керамику добавок активаторов и вторых фаз, а также использованием технологий формирования при спекании необходимого структурного состояния и физико-химических свойств материала. При высокотемпературной эксплуатации материала необходим целенаправленный выбор добавочных фаз, который должен способствовать формированию в процессах окисления более стойких и прочных поверхностных защитных структур, чем у монолитной керамики. Такие структуры могут обеспечить залечивание поверхностных дефектов и, следовательно, повысить прочность материала. При этом можно существенно повысить такие характеристики материала как коррозионная стойкость, износостойкость в парах трения и эрозионной стойкости в газовых потоках, несущих частицы конденсированной фазы. Таким образом, правильный выбор добавочных фаз в композитах с керамической матрицей позволяет получать мате-

© О.Н. Григорьев, Г.А. Фролов, Ю.И. Евдокименко, В.М. Кисель, А.Д. Панасюк, Л.М. Мелах, В.А. Котенко, А.В. Коротеев

риалы, которые при соответствующем внешнем воздействии сами создают адаптивные защитные структуры с элементами самоупрочнения.

Ультравысокотемпературная керамика представляет собой композиты с матричным компонентом в виде боридов циркония и/или гафния, дисперсноупрочненных включениями из частиц карбида кремния и других тугоплавких соединений (силицидов, карбидов, нитридов). Типичным представителем УВТК является керамика системы ZrB_2-SiC, в которой при окислении на поверхности создается защитное многослойное покрытие ZrO_2-SiO_2. Керамические материалы на основе этой композиции с различными дополнительными компонентами наиболее перспективны для использования в качестве конструкционных материалов, футеровочных пластин и газотермических покрытий в изделиях ракетно-космической техники при температурах до 2000 °С. Материалы этого класса интенсивно исследовались в СССР и США в 50-х и 60-х годах прошлого столетия с целью их применения в ракетной технике. После периода относительно низкой активности, вызванного концентрацией усилий на разработке углерод-углеродных композитов и аблирующих теплозащитных материалов на полимерных связующих, в последнее десятилетие разработка УВТК приобрела новый импульс. Совершенствование высокотемпературной техники, накопление знаний о физико-химических процессах в УВТК при взаимодействии с высокотемпературными агрессивными средами и возросшие технические условия проведения исследований и производства позволили значительно повысить интерес к работам, связанным с УВТК. Как указывается в электронной энциклопедии современного материаловедения AZoM, наибольший прогресс в разработках такой керамики к настоящему времени достигнут в США, Японии, Италии, Китае и Украине [3].

1. Области применения и свойства УВТК

В аэрокосмической технике применение УВТК наиболее перспективно для создания систем тепловой защиты многоразовых космических аппаратов (КА), передних кромок крыльев и стабилизаторов гиперзвуковых летательных аппаратов, элементов прямоточных воздушно-реактивных и ракетных двигателей, их сопел и компонентов систем отклонения вектора тяги [4]. В докладе НАСА, посвященном разработке УВТК в Исследовательском центре Эймса (NASA Ames Research Center), указывается, что разработанные керамические материалы на основе композиций HfB_2-SiC и ZrB_2-SiC могут быть использованы для изготовления острых передних кромок крыла и носового конуса перспективных многоразовых КА, которые обеспечивают лучшие аэродинамические характеристики и большую безопасность экипажа, чем традиционно применяемые затупленные кромки и конусы. Проведены наземные испытания таких кромок в струях плазматронов и два летных эксперимента по программе SHARP. В настоящее время работы ведутся в направлении улучшения тепловых и механических свойств материалов и разработки систем крепления изделий из них [5].

В работе, выполненной в Центре композиционных материалов Харбинского технологического института (Center for Composite Materials, Harbin Institute of Technology, КНР), приведены результаты испытаний в сверхзвуковой струе воздушной плазмы образцов, изготовленных методом горячего прессования из УВТК состава ZrB_2–20 об. % SiC. На первом этапе были проведены испытания в условиях ортогонального обтекания цилиндрических образцов с плоским торцом диаметром 30 мм, на которых исследовалась морфология поверхности и структура поперечного шлифа для выявления их изменений в процессе испытаний. Испытания моделировали условия входа возвращаемого КА в атмосферу в течение 600 секунд при двух уровнях тепловых потоков на поверхность образца. Было установлено, что при тепловом потоке 1,7 МВт/м^2 и температуре поверхности 1600 °С, образец не претерпевал заметных изменений веса и формы. Также сохранялся фазовый состав и микроструктура материала. При тепловом потоке 5,4 МВт/м^2 температура поверхности образца достигала 2300 °С и материал начинал работать в режиме аблирующий тепловой защиты с соответственными изменениями веса и формы. При этом на его поверхности формировался слой толщиной около 0,5 мм с измененной микроструктурой и значительным содержанием оксидных фаз. На втором этапе проводились сравнительные испытания моделей острой кромки крыла, выполненных из исследуемой УВТК и композиции C-SiC. Модель представляла собой клин с углом полураскрытия 4°, радиусом передней кромки 3,5 мм, длиной 98 мм и шириной 40 мм. Натекающий на клин плазменный поток имел скорость, соответствующую числу Маха 2,7 М, и давление торможения 0,12 МПа. В процессе испытаний температура передней кромки обеих моделей составляла 1450 °С. Модель из УВТК после двухсот секунд испытаний не имела повреждений и изменений формы, в то время как у модели из армированного углеродным волокном карбида кремния к сотой секунде испытаний произошло полное разрушение передней кромки. По результатам исследования сделан вывод, что температурный предел исследуемого материала определяется температурой размягчения и образования ок-

сидной окалины [6].

В работе [7] горячепереспрессованная УВТК состава ZrB_2-20 об. % SiC испытывалась на жаростойкость в струе кислород-ацителеновой горелки при температурах до 2200 °С. При нагреве поверхности до этой температуры и выдержке в течение 10 минут массовая и линейная скорость окисления составила 0,23 мг/с и 0,66 мкм/с, соответственно. После испытаний на поверхности наблюдалось небольшое количество повреждений в виде разорванных пузырьков и мелких кратеров. Исследования внутренней структуры испытанных образцов показали, что в ней отсутствуют макротрещины и отслаивания, что свидетельствует об очень высокой жаростойкости испытанного материала.

В работе [8] описана методика испытания образцов УВТК в струе воздушной плазмы при скорости потока на границе пограничного слоя 96–151 м/с и температуре 5440 – 6460 °С. Тепловой поток составлял 510 – 1160 кВт/м^2, температура поверхности 1485 – 1570 °С. Суммарное время испытаний отдельных образцов достигало 99 минут в 9 пусках с постоянно возрастающими температурой от 1485 до 1520 °С и длительностью до 19 минут. Излучательная способность поверхности образцов составила $\varepsilon = 0{,}73$ в первых пусках и при дальнейших испытаниях увеличилась до $\varepsilon = 0{,}76$. Испытания проводились на плазмотроне мощностью 150 – 210 кВт, расходе 16 г/с и динамическом вакууме 24 – 39 Па.

Цикл работ авторов работы [9] посвящен исследованию свойств покрытий из УВТК на углерод-углеродных композиционных материалах. Указывается, что применение покрытий из УВТК на элементах многоразовых КА нового поколения, выполненных из этих материалов, увеличивает их надежность, упрощает межполетное обслуживание, повышает их маневренность и полезную нагрузку. Это обеспечивается высокой стойкостью таких материалов к высокотемпературному окислению, термоудару, высокими излучательной способностью и температурой плавления.

Перспективы применения УВТК для ракетной техники с учетом ее механических свойств и стойкости к высокотемпературному окислению подробно рассмотрены в [10]. В работе [11] представлена обширная библиография работ последних лет, посвященных высокотемпературным свойствам и испытаниям УВТК различных составов.

Анализ многочисленных работ, посвященных перспективам применения УВТК в аэрокосмической технике, позволяет констатировать, что в настоящее время планируется применение УВТК в качестве материала острых передних кромок носового конуса, крыла и стабилизатора перспективных гиперзвуковых летательных и многоразовых КА, неподвижных элементов прямоточных воздушно-реактивных, ракетных и газотурбинных двигателей, в том числе передних кромок входного устройства ПВРД, облицовки горячего тракта ВРД, сопел реактивных двигателей всех типов, а также подвижных элементов устройств управления вектором тяги, газовых рулей, высокотемпературных подшипников и поверхностей трения таких устройств. УВТК на основе боридов представляет несомненный интерес для создания перспективных газофазных ядерных ракетных двигателей.

2. Разработка и исследование УВТК в ИПМ НАН Украины

Работы по созданию ультравысокотемпературной керамики в ИПМ НАНУ ведутся с конца 80-х годов прошлого века. В данном разделе приведены результаты исследования керамики системы ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$, созданной на основе разработанных в ИПМ принципов структурного конструирования композитов с керамической матрицей, математического моделирования термохимических процессов с учетом влияния полей внутренних напряжений на формирование структурного состояния и свойств керамического материала. Такой подход позволил определить параметры композитов, оптимизировать их состав, размеры зерен и другие структурные характеристики. При разработке термопрочного и коррозионностойкого материала использовались имеющиеся технологии производства керамических композитов, включая синтез исходных порошков, формование, спекание под давлением, в том числе скоростное реакционное горячее прессование. Получены партии образцов заданной геометрии и размеров для исследования свойств, аттестации и разного рода испытаний. Изготовлены элементы изделий для натурных испытаний. Основные полученные результаты в части формирования структуры разработанной УВТК, физико-механических свойств и сопротивления высокотемпературному окислению приведены в [12–14].

2.1. Технология изготовления УВТК системы ZrB_2-SiC-($ZrSi_2$)

При изготовлении керамики системы ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ использовали порошки карбида кремния марки UF-10 фирмы Starck и диборида циркония, производимого методом карботермического восстановления оксида в ИПМ НАНУ. Как активирующую спекание добавку использовали порошок силицида циркония производства Донецкого завода химреактивов. Порошок ZrB_2 соответствует номинальному составу ZrB_2 + до 3,5 % B_4C. Порошки SiC и $ZrSi_2$ были

практически монофазными. Порошки предварительно размалывали в шаровой мельнице до размера частиц приблизительно 3 мкм. Окончательный и точный совместный размол до среднего размера зерна 2–3 мкм и смешение компонентов шихты проводили в планетарной мельнице в среде ацетона (время размола подбирали индивидуально, 3 – 9 часов). Горячее прессование под давлением 30 МПа проводили в полупромышленной установке СПД 120 с индукционным нагревом в графитовых пресс-формах без защитной атмосферы с одновременной регистрацией кинетики усадки. После горячего прессования проводили размерную обработку керамики шлифованием.

Основу шихты составлял порошок ZrB_2, содержание SiC варьировалось в пределах 0–60 об. %, содержание $ZrSi_2$ – 0–14 об. %. Прессование образцов системы ZrB_2-SiC проводили в условиях изотермической выдержки при температуре 2100–2175 °С в течение 15 минут.

Материалы трехкомпонентной системы готовили путем введения в смесь порошков добавок заданного количества порошка SiC. Температура прессования этих образцов составляла 2125 °С, время выдержки – 10–15 минут, а для составов с содержанием SiC 60 об. % – 20, 30 и 45 минут.

С целью исследования взаимодействия борида циркония с силицидом циркония готовили смеси с 20 об. % силицида, которые прессовали при температурах 1600–2100 °С.

3. Свойства УВТК системы ZrB_2-SiC-($ZrSi_2$)

В общем случае к УВТК предъявляется широкий комплекс требований, обеспечивающих ее работоспособность в качестве высокотемпературного конструкционного материала. Наиболее важными из них являются требования высокой термопрочности и низкой скорости ползучести, высокое сопротивление окислению и коррозии, высокая низкотемпературная прочность и трещиностойкость. Необходимость обеспечения этих свойств керамики на высоком уровне часто приводит к противоречивым требованиям к ее структурному состоянию и составу. Поэтому разработка конструкционной керамики всегда включает оптимизацию на основе неких компромиссных подходов, диктуемых заданными условиями применения.

В процессе разработки керамики системы ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ исследовали микроструктуру, пористость и механические свойства (прочность при трехточечном изгибе и твердость) образцов с различным содержанием компонентов в указанных диапазонах.

Типичная микроструктура керамики системы ZrB_2-SiC приведена на рис. 1, где светлая фаза представляет собой диборид циркония, а темная – карбид кремния. В этой системе горячее прессование приводит только к некоторому изменению политипного состава карбида кремния, в остальном фазовый состав керамики в сравнении с исходной шихтой практически не меняется, т. е. взаимодействие ZrB_2 с SiC не выявлено.

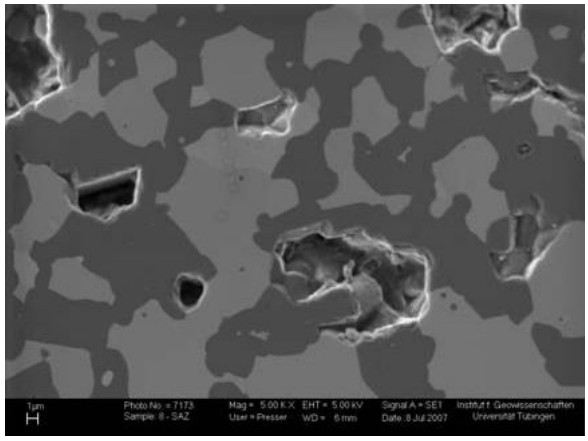


Рис.1. Микроструктура керамики ZrB_2–SiC

В системе ZrB_2-$ZrSi_2$ при прессовании в указанном температурном интервале за счет распада силицида циркония и дальнейшего его взаимодействия с боридом образуется незначительное количество SiC (3C), а также новая фаза с кубической решеткой, периоды которой являются промежуточными между периодами решеток кубичных фаз ZrC и ZrO. Рентгенофазовый анализ подтверждает предположение, что при горячем прессовании этой системы образуется оксикарбоборид циркония ZrCBO или оксиборид ZrBO. На рентгенограммах кроме основных фаз ZrB_2 и SiC также выявляются линии новой кубической фазы переменного состава, на что указывает их некоторое смещение с ростом температуры прессования и одновременным ростом интенсивности. Эта же фаза выявляется на рентгенограммах образцов трехкомпонентной системы ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ наряду с теми же основными фазами. Периоды решетки диборида циркония в обоих случаях остаются неизменными, т. е. твердых растворов в его основе не выявлено.

В керамике, содержащей $ZrSi_2$, в области зерен диборида циркония присутствуют зерна новой фазы, идентифицированной микрорентгеноспектральным анализом как зерна ZrC і Zr(BC) с кубическими решетками. Данные энергодисперсионного рентгеноспектрального анализа (EDX) также указывают на присутствие в этой фазе кислорода. Установленная корреляция между количеством выявленной новой кубической фазы и содержанием дисилицида циркония в шихте указывает на то, что эта фаза образу-

ется в результате взаимодействия дисилицида с компонентами шихты. Содержание кубической фазы стабилизируется на уровне 2,7 об. % при количестве $ZrSi_2$ больше 9 об. %, но при этом на рентгенограммах выявляется галоаморфная фаза, которая может приводить к утрате высокотемпературной стабильности материала.

Таким образом, структура полученной УВТК является гетерофазной. При этом во всех случаях размер зерен, выявленных структурных составляющих (ZrB_2, SiC и третьей боридной фазы Zr(BCO)) исследованных композитов, достигает 2 – 20 мкм, а остаточная пористость не превышает 5%.

Анализ кривых усадки композитов при горячем прессовании в сравнении с данными о их прочности показал, что введение в состав шихты дисилицида циркония активизирует процесс спекания и сопровождается ростом скорости уплотнения, что создает наиболее благоприятные условия для получения плотного материала при снижении температуры горячего прессования керамики на 150–200 °С в сравнении с керамикой без добавки $ZrSi_2$. Активация спекания добавками дисилицида циркония также обеспечивает низкую пористость композитов с высоким содержанием SiC.

Прочность на изгиб в партиях из 4–12 образцов определялась по схеме трехточечного изгиба с базой 30 мм и (в некоторых случаях) при четырехточечной нагрузке с базой 10/20/10 мм. Модуль упругости определялся методом измерения скорости распространения акустического сигнала, твердость по Виккерсу – при нагрузке 2–300 Н.

Результаты испытаний на прочность при изгибе по трехточечной схеме приведены на рис. 2.

Испытания образцов композитов ZrB_2-SiC на изгиб показали, что максимальная прочность (460–440 МПа) реализуется при содержании SiC в количестве 17–23 об. %. Добавка в керамику 2–10 об. % $ZrSi_2$ несколько увеличивает ее прочность и твердость. Значения последней изменяются в очень широких пределах (например, 7–21 ГПа при нагрузке 10,5 Н) и определяется главным образом содержанием SiC. При этом максимум твердости находится в интервале 20 – 50 об. % SiC в зависимости от величины нагружения. В этом интервале сами значения твердости изменяются незначительно. Увеличение объемного содержания $ZrSi_2$ в керамике ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ практически не влияет на ее трещиностойкость, которая находится на уровне 3 МПа×м$^{1/2}$.

Испытания на прочность при изгибе проводили на машине НИКИМП 1246 при температурах до 1400 °С в воздушной среде. Машина была снабжена печью для нагрева и специальной керамической оснасткой для крепления и нагружения образцов. В результате предварительных испытаний было установлено, что при температурах выше 1000 °С прочность керамики с содержанием дисилицида циркония больше 8 об. % значительно уменьшается. Учитывая полученные результаты испытаний на жаропрочность и высокотемпературное окисление в дальнейшем исследовались композиции на основе состава ZrB_2- 20 об. % SiC.

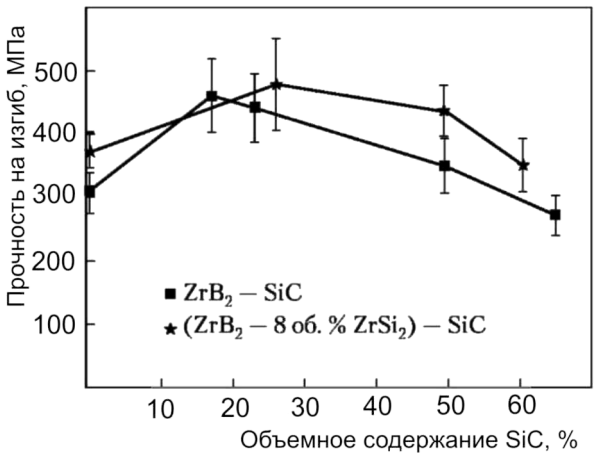


Рис. 2. Прочность при изгибе УВТК систем SiC-ZrB_2 и SiC-ZrB2-$ZrSi_2$ в зависимости от объемного содержания SiC

Прочность при четырехточечном изгибе керамики этого состава до 1200 °С остается постоянной и находится на уровне 500 МПа, а при 1400 °С снижается до 420 МПа. При введении в композит добавки 4 об. % $ZrSi_2$ прочность также до температуры 1200 °С не изменяется (480 МПа), а затем падает до 320 МПа. При более высоком содержании дисилицида циркония прочность на изгиб при повышении температуры постоянно снижается и при 6 об. % $ZrSi_2$ и температуре 1400 °С не превышает 240 МПа.

Таким образом, керамика указанного состава имеет удовлетворительную прочность на изгиб в широком диапазоне температур и рассматривается как базовый материал,

Кривая нагружения (величина прогиба образцов базового состава) при комнатной температуре практически линейна, модуль Юнга составляет 515 ГПа. При температуре 1400 °С проявляется значительная нелинейность диаграммы деформирования. Модуль Юнга на линейной части диаграммы деформации достаточно высок и составляет 510 ГПа (средний по кривой – 326 ГПа).

Как видно из приведенных данных, добавка $ZrSi_2$ приводит к заметному уменьшению прочности керамики при температуре выше 1000 °С. Деградация прочностных свойств в этом случае связана с аморфной фазой на границах зерен и недостаточной вязкостью при высоких температурах. Как было показано выше, формирование аморфной фазы вы-

звано взаимодействием расплава дисилицида циркония с диборидом циркония, карбидом кремния и кислородом примесей, содержащихся в шихте. Таким образом, использование дисилицида циркония в качестве добавки-активатора для спекания и для повышения стойкости к высокотемпературному окислению связана с риском образования аморфных слоев на границах зерен, ответственных за ползучесть и нелинейность диаграммы деформации при высоких температурах.

4. Тепловые испытания УВТК системы ZrB_2-SiC-($ZrSi_2$)

Важнейшим свойством УВТК является ее длительная стойкость к окислению и коррозии при температурах до 1700 °С. Исследования поведения материалов при столь высоких температурах в течение длительного времени (десятки и даже сотни часов) могут проводиться только в условиях печного нагрева и представляют собой весьма дорогостоящие эксперименты. Поэтому при планировании таких экспериментов, во-первых, проводится численное моделирование процессов термохимической кинетики взаимодействия компонентов системы между собой и с кислородом, во-вторых, – тщательная экспериментальная отработка композиций по критерию соответствия их свойств (в первую очередь механических) всему комплексу предъявляемых к материалу требований, и, в-третьих, – предварительные тепловые испытания в различных условиях нагрева (печи, высокотемпературные газовые потоки, концентрированное световое излучение) для оценки начальной динамики окисления и выявления его продуктов.

Из литературных данных и предварительных исследований кинетики и механизмов окисления индивидуальних фаз керамики ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$, установлено, что все фазы этой системы характеризуются относительно высокой стойкостью к окислению, обусловленной формированием на поверхности плотных оксидных слоев, несклонных к растрескиванию и отслаиванию. По мере роста этих слоев диффузия кислорода в основной материал замедляется, что обусловливает параболическую зависимость потери массы образцов от времени при фиксированной температуре.

В результате окисления диборида циркония на его поверхности формируется оксидная пленка, основными фазами которой являются моноклинные ZrO_2 и B_2O_3, причем низкая температура плавления оксида бора, высокое давление его насыщенных паров и способность создавать аморфную фазу обеспечивают этому соединению достаточно высокую теплостойкость при температурах до 1200 ºС.

Коррозионная стойкость карбида кремния объясняется формированием на нем защитной пленки SiO_2, интенсивно происходящим при температурах выше 1400 ºС.

В случае дисилицида циркония основными продуктами окисления оказываются моноклинный ZrO_2 и аморфные SiO_2 и $ZrSiO_4$ (циркон). Последний способен обеспечить защите против окисления основного материала при температурах до 1700 ºС.

Керамика на основе композита ZrB_2-SiC обладает в значительной мере более высокой стойкостью к высокотемпературному окислению, чем ее компоненты. Процесс ее окисления происходит в две стадии: при температуре 1200 °С, когда окисление диборида циркония происходит с образованием ZrO_2 и жидкого оксида бора, и при более высоких температурах (до 1600 °С), когда начинается активное окисление карбида кремния с образованием оксида SiO_2, который препятствует испарению B_2O_3, связывая его в боросиликатное стекло.

Испытания УВТК систем ZrB_2-SiC и ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ на стойкость высокотемпературному окислению в среде чистого кислорода были проведены в печи с программируемым нагревом «Bahr» Тюбингенского университета (Германия) при температуре 1500 °С. Режим испытаний включал:

– нагрев в среде аргона со скоростью 10 К/мин до 1400 °С, затем со скоростью 2 К/мин до 1500 °С;

– выдержка образцов при 1500 °С в среде кислорода;

– охлаждение в среде аргона со скоростью 2 К/мин до 1400 °С, затем со скоростью 10 К/мин до комнатной температуры.

Общая продолжительность выдержки образцов при 1500 °С в потоке кислорода в пяти циклах составляла 50 часов с контролем массы образцов после 0,5; 3; 15; 30 и 50 часов нагрева.

В результате в системе ZrB_2-SiC образовалась защитная оксидная пленка, состоящая из боросиликатного стекла – в основном чистого в верхних слоях окалины и с включениями фаз ZrO_2 и $ZrSiO_4$ в слоях, прилегающих к основному материалу.

Типичная трехслойная окалина, образовавшейся на поверхности образца после полного цикла испытаний, состоит из таких слоев: 1-й слой – $SiO_2 \pm B_2O_3$, 2-й слой – плотный диоксид циркония – циркон-кварц; 3-й слой – обедненная карбидом кремния зона диоксида циркония с постепенным увеличением зерен ZrB_2, переходящая в неизмененную основу ZrB_2-SiC. В целом, структура поверхностных окисленных слоев отвечает модели Чемберлена [15].

На рис. 3 приведены кривые изотермического окисления образцов при температуре 1500 °С, которые показывают существенное расхождение между скоростями окисления керамик исследуемых составов.

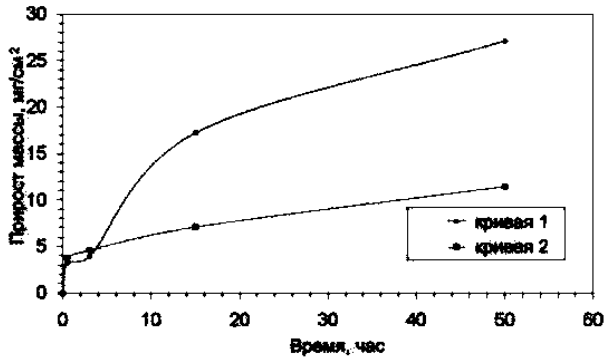


Рис. 3. Кривые изотермического окисления образцов при температуре в потоке кислорода 1500 °С: 1 – система ZrB_2-SiC; 2 – система ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$

Очевидно, что небольшая добавка $ZrSi_2$ к керамике ZrB_2-SiC приводит к значительному повышению ее коррозионной стойкости. Вероятно, что снижение скорости окисления образцов тройной системы связано с проблемой диффузии кислорода на границах зерен из-за возможных включений аморфной остаточной фазы соединения ZrSi, формирующейся при разложении $ZrSi_2$. Взаимодействие кислорода с компонентами аморфной фазы должно приводить к образованию циркона, который действительно наблюдается в составе продуктов окисления. Замена аморфной фазы тугоплавкой кристаллической будет сопровождаться подавлением диффузии кислорода на границах зерен.

С увеличением содержания $ZrSi_2$ выше 8 об. % наблюдаются изменения состава продуктов окисления: присутствуют измененный остаточный силицид циркония и довольно большое количество нестойкой аморфной фазы. Эти факторы приводят к резкому росту скорости окисления. Таким образом, проведенные исследования показали, что тройная керамика оптимального состава (ZrB_2 – 50 об. % SiC– 4 об. % $ZrSi_2$) при окислении в течение 50 часов в среде чистого кислорода имеет в 2,7 раз более высокую стойкость к коррозии по сравнению с ZrB_2-SiC, при этом процесс окисления происходит по почти параболическому закону. В сравнении с другими керамиками такая коррозионная стойкость является исключительно высокой (потеря массы меньше 10 мг/см^2 при температуре 1500 °С в течение 50 часов окисления в чистом кислороде).

5. Термоэрозионные испытания УВТК системы ZrB_2-SiC-($ZrSi_2$)

Термоэрозионные испытания УТВК состава ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ проводили на универсальном термоструйном стенде УТС [16] в сверхзвуковой высокотемпературной двухфазной струе продуктов сгорания керосина в воздухе. В испытаниях использовался газогенератор воздушного охлаждения ГВО-2М с диаметром критического сечения 11 мм, работающий на топливной паре керосин/воздух, соотношение компонентов было близким к стехиометрическому. Режим испытаний: давление в камере сгорания составляло 1,2 МПа, температура – около 2100 °С; расход воздуха и керосина – 75 г/с и 5 г/с, соответственно; расход абразива – 1,35 ± 0,15 г/с; расчетная скорость газового потока на выходе из горелки – 1650 м/с, температура – 1750 °С.

Целью испытаний было определение эрозионной стойкости образцов керамики исследуемой системы с одновременной отработкой методологии их проведения в различных условиях обтекания с использованием различных абразивов. Поэтому каждое последующее испытание основывалось на результатах предыдущего.

Образцы представляли собой плоские пластинки с размерами 34×20×5 мм со скошенными на 10° длинными кромками для закрепления в державке. Комплект из шести пластин устанавливался для испытаний в неохлаждаемую державку, как показано на рис. 4. При этом испытывался один центральный образец (на рисунке – светлый).

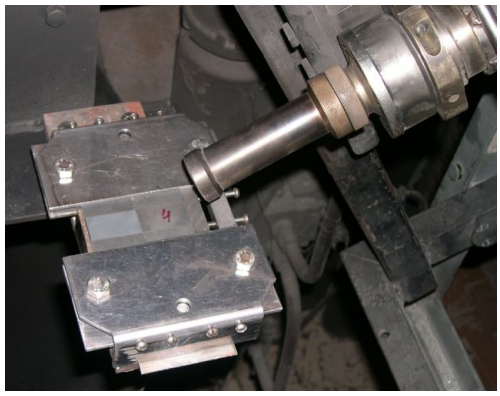


Рис. 4. Горелка ГВО-2М и державка с образцами на стенде УТС

Эрозионную стойкость оценивали отношением потери массы образца к массе выпавшего на него абразива. В процессе испытаний образец сначала выводили на максимально достижимую в данных условиях температуру поверхности и после ее стабилизации включали подачу абразива.

Температуру поверхности образца измеряли пирометром INFRATHERM Converter IGA 100 компании IMPAC Electronic Gmb с пределами измерения температур 350 – 1800 °С на длине волны λ = 1,45…1,8 μм. Ошибка измерений не превышает 0,3% при температурах до 1500 °С и 0,5% при температурах свыше 1500°С. Перед испытаниями была определена излучательная способность поверхности

материала методом печной калибровки при температурах до 980 °С. Измеренное значение составило ε = 0,73÷0,01, что согласуется с данными [8] для неокисленной керамики этого типа.

Испытания проводили при углах натекания струи 30°, 45° и 75°. Образец во всех случаях располагался на расстоянии от среза сопла 80 мм (рис. 5). При указанных углах натекания температура поверхности составляла 1250 °С, 1310 °С и 1490 °С, соответственно.

В качестве абразива использовались порошки оксидов алюминия дисперсностью 63…80 мкм (абразив №1, средняя скорость частиц на выходе из сопла 480 м/с), инструментального корунда – 200…250 мкм (абразив №2, 290 м/с) и печного шлака – 100 мкм (абразив №3, 420 м/с).

При использовании абразива №1 коэффициент эрозионного уноса (отношение уноса массы образца к массе выпавшего абразива) составил $3{,}8\times10^{-5}$ и $2{,}8\times10^{-4}$ при углах натекания 30° и 45°, соответственно. При этом внешний вид образцов практически не изменился, произошло лишь матирование его первоначально шлифованной до глянцевого блеска поверхности.

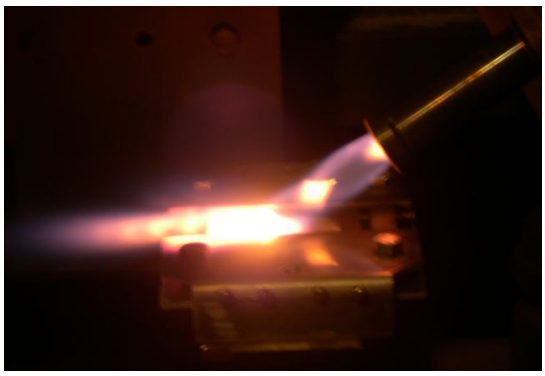


Рис. 5. Испытания УВТК при угле натекания 30°

При использовании абразива № 2 и угле натекания 30° коэффициент эрозионного уноса вырос до $4{,}4\times10^{-2}$. В этом случае поверхность была усеяна крупными кратерами от ударов частиц, причем размеры кратеров значительно превышают размеры частиц, что указывает на изменение характера разрушения с эрозионного на ударное.

При использовании абразива № 3 и угле натекания 90° образец, подвергшийся воздействию 30 г шлака, имел отчетливые следы эрозионного уноса и изменение цвета, указывающее на оседание на поверхности расплавленного шлака или ее химическое преобразование, что не позволило определить величину коэффициента уноса.

Качественное сравнение полученных данных с результатами испытаний в аналогичных условиях других высокотемпературных материалов (в частности, карбидов кремния и бора, нитрида кремния, оксида алюминия, а также углерод-углеродных композитов) позволяет отнести исследуемую УВТК к материалам с наиболее высокой эрозионной стойкостью в диапазоне температур 1200 – 1500 °С.

6. Практические результаты

В ИПМ НАН Украины разработана полупромышленная технология производства из УВТК систем ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ и ZrB_2-$MoSi_2$ элементов жаровых труб опытных горелок для сжигания угольных аэросмесей на тепловых электростанциях (рис. 6). Эти изделия имеют габариты до 200×90×15 мм и изготавливаются из отечественного сырья.

Жаровая труба работает в потоке горящей угольной аэровзвеси, стабилизированном плазменным факелом плазмотрона. Условия работы жаровой трубы близки к условиям в горячем тракте двигателей: рабочая температура – 1800 °С, ресурс – не менее 1000 часов, количество термоциклов – не менее 200. В этих условиях материал помимо эрозионной стойкости и способности противостоять высокотемпературному окислению также должен обладает коррозионной стойкостью по отношению к расплавам породы, содержание которой в сжигаемых углях достигает 30 %. В настоящее время жаровая труба из УВТК проходит промышленные испытания на одном из котлов Приднепровской ТЭС (г. Днепропетровск).

Рис. 6. Кольца жаровой трубы горелки для сжигания угольной аэросмеси из УВТК ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$

Выводы

1. Ультравысокотемпературная керамика на основе боридов циркония и гафния является наиболее стойким материалом к окислению при темпера-

турах более 1500 °С и представляет собой композит с керамической матрицей и поверхностной структурой, защищающей от окисления.

2. Сравнительно небольшая плотность, высокие прочностные свойства при повышенных температурах и способность работать в окислительной среде при температурах выше 1700 °С обеспечивают эффективное применение УТВК в ракетном и авиационном двигателестроении, для изготовления наружных элементов гиперзвуковых ЛА и многоразовых КА, сопел реактивных двигателей всех типов, а также – в энергетическом машиностроении.

3. При температурах до 1200 °С прочность УТВК на сжатие может достигать 1000 МПа, на изгиб – 500 МПа, а твердость сохраняется на уровне 20 ГПа.

4. К наиболее перспективным композициям УВТК относится система ZrB_2-SiC, сочетающая высокую стойкость к окислению и эрозионную стойкость при высоких температурах с механической прочностью с относительно невысокой стоимостью исходного сырья и экономичностью производственного процесса.

5. Добавка небольшого количества (до 8 об. %) дисилицида циркония в качестве активирующей спекание присадки снижает пористость керамики системы ZrB_2-SiC и существенно повышает ее стойкость к высокотемпературному окислению. Однако в этом случае следует учитывать снижение ее прочностных характеристик и трещиностойкости.

6. Разработана полупромышленная технология производства УВТК систем ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ и ZrB_2-$MoSi_2$ из отечественного сырья и изделий из нее с габаритами 200×90×13 мм.

Литература

1. Состояние и перспективы разработки ультравысокотемпературных керамических материалов для применения в гиперзвуковых авиакосмических объектах [Текст] / И. Ю. Келина, А.С. Шаталин, Л.А. Чевыкалова и др.] // Авиационная промышленность: ежекварт. науч.-техн. журн. – 2011. – N 1. – С. 40 – 45.

2. UHTCs: Ultra-High Temperature Ceramic Materials for Extreme Environment Applications [Text] / E. Wuchina, E. Opila, M. Opeka, W. Fahrenholtz, I. Talmy // Interface. – 2007. – Vol. 16, № 4. – P. 30 – 36.

3. Fahrenholtz, W.G. Ultra-High Temperature Ceramics – An Introduction to Ultra-High Temperature Ceramics [Электронный ресурс] / William G. Fahrenholtz, Greg E. Hilmas // The A to Z of Materials. – 21.02.2010– Режим доступа к ресурсу: http:// www.azom.com/article.aspx?ArticleID=5127. – 22.05.2012г.

4. Cotton, J. Ultra-High-Temperature Ceramics [Text] / J. Cotton // Advanced materials and processes. – June 2010. – P. 26 – 28.

5. Johnson, S.M. UHTC Concepts, Projections, Trends, and Development at NASA Ames [Электронный ресурс] / Sylvia M. Johnson. – Workshop UHTC-Based Hot Structures, Capua, Italy, October 2008. – Режим доступа к ресурсу: http://www.uhtc.cira.it / presentazioni/ 2.2_HPartridge_NASA.pdf. – 22.05.2012 г.

6. Ablation behavior of ZrB_2–SiC ultra high temperature ceramics under simulated atmospheric reentry conditions [Text] / X. Zhang, P. Hu, J. Han, S. Meng // Composites Science and Technology. – 2008. – Vol. 68, Iss. 7 – 8. – P. 1718 – 1726.

7. Oxidation-resistant ZrB_2–SiC composites at 2200°C [Text] / J. Han, P. Hu, X. Zhang, S. Meng, W. Han // Composites Science and Technology. – 2008. – Vol. 68, Iss. 3 – 4. – P. 799 – 806.

8. Testing of UHTC Samples in the VKI Plasmatron [Text] Final Report / Von Karman Institute for Fluid Dynamics; рук. D. G. Fletcher; исполн. C. Asma et al. – Waterloo (Belgium). – 2006. – 22 с. – Contract № AFOSR/EOARD Grant 063078.

9. High Temperature Mechanical Behavior of UHTC Coatings for Thermal Protection of Re-Entry Vehicles [Text] / G. Pulci, M. Tului, J. Tirillò et al. // Journal of Thermal Spray Technology. – 2011. – Vol. 20, No 1 – 2. – P. 139 – 144.

10. Evaluation of ultra-high temperature ceramics for aeropropulsion use [Text] / S.R. Levine, E.J. Opila et al. // Journal of the European Ceramic Society. – 2002. – № 22. – P. 2757 – 2767.

11. UHTC composites for hypersonic applications [Text] / A. Paul, D.D. Jayaseelan, S. Venugopal, et al. // American Ceramic Society Bulletin. – 2012. – Vol. 91, No. 1. – P. 22 – 30.

12. Розробка керамічного термоміцного та корозійностійкого матеріалу для виготовлення жарової труби для пальників котлів теплових електростанцій [Текст] / О.М. Григорьєв, В.В. Скороход, А.Д. Панасюк и др. // Наука та інновації. – 2012. – Т. 8, № 1. – С. 18 – 41.

13. Grigoriev, O.N. Mechanical properties of ZrB2-SiC(ZrSi2) ceramics [Text] / O.N. Grigoriev, B.A. Galanov, V.A. Kotenko et. al. // Journal of the European Ceramic Society. – 2010. – Vol. 30. – P. 2173–2181.

14. Oxidation of ZrB2-SiC(ZrSi2) ceramics in oxygen [Text] / O.N. Grigoriev, B.A Galanov, V.A. Lavrenko et. al. // Journal of the European Ceramic Society. – 2010. – Vol. 30. – P. 2397 – 2405.

15. Chamberlain, A.L.. HighStrength diboride-based ceramics [Text] / A.L. Chamberlain, W.G. Fahrenholtz, G.E. Hilmas // Journal of the American Ceramic Society. – 2004. – Vol. 87, № 6. – P. 1170 – 1172.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, старш. науч. сотруд., вед. научн. сотр. К.Б. Исаев, Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина.

УЛЬТРАВИСОКОТЕМПЕРАТУРНА КЕРАМІКА ДЛЯ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

О.М. Григорьєв, Г.О. Фролов, Ю.І. Євдокименко, В.М. Кисіль, А.Д. Панасюк, Л.М. Мелах, В.А. Котенко, О.В. Коротеев

Ультрависокотемпературна кераміка (УВТК) на основі боридів цирконію і гафнію являє собою композити з керамічною матрицею і структурою, яка захищає її поверхню від окислення. Порівняно невелика щільність, високі міцнісні властивості при підвищених температурах і здатність працювати в окислювальному середовищ при температурах вище 1700 °С забезпечують її ефективне застосування в аерокосмічній техніці і енергетичному машинобудуванні. Розглянуті властивості, методи випробувань та області використання УВТК. Представлені системи ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$, які розроблені в ІПМ НАН України, приведені результати дослідження їх властивостей, теплових та термоерозійних випробувань. Показано, що висока стійкість УТВК до високотемпературної корозії визначається створенням на її поверхні в процесі окислення самовідновного захисного оксидного шару змінного складу. Приведено приклад напівпромислового виробництва з УВТК жарової труби дослідного пальника для спалювання вугільно-повітряної завісі в плазмовому факелі енергетичного котла.

Ключові слова: ультрависокотемпературна кераміка, застосування в аерокосмічній техніці, теплофізичні та механічні властивості, теплові та термоерозійні випробування

ULTRA HIGH TEMPERATURE CERAMICS FOR AEROSPACE TECHNICS

O.N. Grigoriev, G.O. Frolov, Yu.I. Evdokimenko, V.M. Kysil, A.D. Panasjuk, L.M. Melah, A.V. Kotenko, A.V. Koroteev

Ultra high temperature ceramics (UHTC) based on borides of zirconium and hafnium represents composites with a ceramic matrix and the structure protecting a surface from oxidation. Rather small density, high strength properties at the raised temperatures and ability to work in the oxidising environment at temperatures above 1700 °C provide its effective application in the space technics and power mechanical engineering. Properties, test methods and UHTC scopes are considered. ZrB_2-SiC-$ZrSi_2$ systems developed in IPMS NAS of Ukraine are presented, results of research of their properties, thermal and thermoerosive tests are resulted. It is shown, that high firmness of UHTC to high-temperature corrosion is defined by formation on its surface in the course of oxidation of the self-restored protective oxide layer of variable structure. The example of half-industrial production of the thermal pipe from UHTC of a experimental torch for burning of a coal aerosuspension in a plasma torch of a power copper is resulted.

Key words: high temperature ceramics, space technics, thermalphysic and mechanical properties, thermal and thermoerosive tests.

Григорьев Олег Николаевич – член-корреспондент НАНУ, профессор, заведующий отделом Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: oleggrig@ipms.kiev.ua.

Фролов Геннадий Александрович – доктор технических наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_frolov@nbi.com.ua.

Евдокименко Юрий Игоревич – научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: yevd@meta.ua.

Кисель Вячеслав Михайлович – старший научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: vyacheslav.kysil@gmail.com.

Панасюк Алла Денисовна – доктор технических наук, ведущий научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: oleggrig@ipms.kiev.ua.

Мелах Людмила Михайловна – инженер Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: oleggrig@ipms.kiev.ua.

Котенко Валерий Антонович – старший научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: oleggrig@ipms.kiev.ua.

Коротеев Александр Владимирович – научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: oleggrig@ipms.kiev.ua.

УДК 539.376

В.П. ГОЛУБ, В.Н. ПЕЛЫХ, А.Д. ПОГРЕБНЯК

Институт механики им. С.П.Тимошенко НАН Украины, Киев, Украина

К ЗАДАЧЕ РАСЧЕТА УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ПРИЗМАТИЧЕСКИХ СТЕРЖНЕЙ ПРИ АСИММЕТРИЧНОМ ИЗГИБЕ И КРУЧЕНИИ

Решается задача расчета усталостной долговечности призматических стержней при совместном действии статических и циклических нагрузок в условиях чистого изгиба и чистого кручения. Решение строится на основе гипотезы эквивалентности, устанавливающей соответствие между асимметричным циклом и эквивалентным ему по числу циклов до разрушения симметричным циклом. Эквивалентность между асимметричным и симметричным циклами нагружения задается в форме степенной трансцендентной функции. Параметры функции определяются по данным стандартных испытаний на усталость при симметричном цикле и по данным единичного эксперимента на усталость при отнулевом цикле. Результаты расчетов апробируются экспериментально на примере разрушения стержней из углеродистых, легированных и теплостойких сталей.

Ключевые слова: *призматические стержни, циклический изгиб, циклическое кручение, асимметричный цикл, симметричный цикл, эквивалентные напряжения, усталостная долговечность.*

Введение

Одной из основных причин преждевременного выхода из строя ответственных деталей авиационных газотурбинных двигателей является усталость – источник наиболее опасного и трудно предсказуемого вида разрушения [1 – 3]. Особенно актуальна проблема усталостных разрушений при асимметричном циклическом нагружении, когда одновременно действуют статическая и циклическая нагрузки.

Решение задач усталости при асимметричном нагружении строится, как известно, на основе гипотезы эквивалентности. Гипотеза эквивалентности устанавливает соответствие между асимметричным и симметричным циклами нагружения по выбранному параметру и позволяет сформулировать величину эквивалентного напряжения. Эквивалентность между асимметричным и симметричным циклами устанавливается по диаграммам предельных амплитуд напряжений.

В работах [3 – 8] эквивалентные напряжения формулируются исходя из линейной зависимости для предельной диаграммы. Сформулированные таким образом эквивалентные напряжения использовались для расчета пределов усталости и коэффициентов запаса прочности при асимметричном растяжении и кручении [3 – 6], а также для расчета усталостной долговечности гладких и надрезанных стержней при асимметричном растяжении [7, 8].

Однако, для большинства конструкционных материалов зависимость между предельными напряжениями асимметричного цикла является существенно нелинейной [9] и с целью повышения точности расчетов при формулировке эквивалентных напряжений необходимо использовать нелинейные зависимости.

В работе [8] эквивалентное напряжение сформулировано также и на основе параболической зависимости для предельной диаграммы и показано, что результаты расчетов лучше согласуются с экспериментальными данными, чем в случае линейной зависимости. В работе [10] эквивалентное напряжение сформулировано на основе степенной трансцендентной функции, что позволило решить задачу расчета усталостной долговечности при асимметричном растяжении-сжатии практически для любой нелинейности, задающей диаграмму предельных амплитуд напряжений.

В настоящей статье эквивалентные напряжения, сформулированные на основе степенной трансцендентной функции, используются для решения задачи расчета усталостной долговечности призматических стержней при асимметричном изгибе и асимметричном кручении.

1. Постановка задачи

Рассматривается усталостное разрушение призматических стержней под действием асимметричной циклической нагрузки. Условие нагружения задается соотношением

© В.П. Голуб, В.Н. Пелых, А.Д. Погребняк

$$\tilde{p} = p_m + p_a \sin(2\pi n), \qquad (1)$$

где $\tilde{p}$ – напряжение асимметричного цикла; p_m – среднее напряжение; p_a – амплитуда циклического напряжения; n – число циклов нагружения.

Считается, что экстремальные напряжения в цикле $p_{max} = p_m + p_a$ и $p_{min} = p_m - p_a$ не зависят от времени (стационарный режим) и достаточно быстро (частота нагружения $f \geq 10$ Гц) изменяются от цикла к циклу, причем величина p_{max} не превышает предела текучести материала p_Y. В этом случае усталостное разрушение стержня происходит в многоцикловой области, где число циклов до разрушения $n_R \geq 10^5$.

Условие нагружения (1) реализуется при чистом изгибе ($\tilde{p} = \tilde{\sigma}$; $p_m = \sigma_m$; $p_a = \sigma_a$) и при чистом кручении ($\tilde{p} = \tilde{\tau}$; $p_m = \tau_m$; $p_a = \tau_a$).

Задача заключается в определении числа циклов до разрушения при асимметричном нагружении $\tilde{n}_R$ в функции σ_a по параметру σ_m и в функции τ_a по параметру τ_m. Величина n_R трактуется далее как усталостная долговечность.

2. Метод решения

Решение поставленной задачи строится на основе метода эквивалентных напряжений.

Под эквивалентным напряжением понимается, как уже отмечалось во введении, напряжение $\tilde{p}_{eqv}$, которое совместное действие статической p_m и циклической p_a компонент асимметричного цикла нагружения (1) позволяет свести к действию эквивалентной ему по числу циклов до разрушения амплитуды симметричного цикла p_a при $p_m = 0$.

В этом случае усталостная долговечность $\tilde{n}_R$ при асимметричном нагружении определяется по уравнению [10]

$$\tilde{n}_R = \frac{1}{(1+q)D(\tilde{p}_{eqv})^q}, \qquad (2)$$

которое получено из уравнения кривой усталости при симметричном цикле заменой величины p_a на p_{eqv}.

Коэффициенты q и D в уравнении (2) определяются по результатам обработки экспериментальных данных на усталость при симметричном цикле ($p_m = 0$; $\tilde{p}_{eqv} = p_a$). Задача сводится к минимизации функционала

$$\Phi(q, D) = \sum_{j=1}^{s} \left\{ n_{Rj}(p_{aj}) - \left[(1+q)D(p_a)^q \right]^{-1} \right\}^2, \qquad (3)$$

где p_{aj} – набор дискретных значений n_{Rj} амплитуд напряжений симметричного цикла и соответствующих им чисел циклов до разрушения.

Структура эквивалентного напряжения $\tilde{p}_{eqv}$ в (2) зависит, прежде всего, от степени реализации пластичности материала [10].

В условиях асимметричного циклического изгиба разрушение материала стержня можно рассматривать как условно «хрупкое». В этом случае величина эквивалентного напряжения задается соотношением

$$\tilde{\sigma}_{eqv} = \left\{ 1 - \frac{2}{\pi} \left[\frac{\sigma_m}{\sigma_B} \right]^{\xi} \right\}^{-1} \cdot \sigma_a, \qquad (4)$$

где величина коэффициента чувствительности к асимметрии цикла ξ определяется из условия

$$\xi = \frac{\lg \frac{\sigma_a^0}{\sigma_n^0} - \lg \frac{2}{\pi}}{\lg \left[\arccos \left(\frac{\sigma_m^0}{\sigma_B} \right) \right]}. \qquad (5)$$

Здесь σ_B – предел кратковременной прочности при изгибе;

σ_m^0, σ_a^0 – статическая и циклическая компоненты отнулевого ($\sigma_m^0 = \sigma_a^0$) цикла;

σ_n^0 – ограниченный предел усталости при симметричном цикле, соответствующий числу циклов до разрушения при напряжениях σ_m^0 и σ_a^0.

В условиях асимметричного циклического кручения разрушение материала стержня можно рассматривать как условно «пластичное». В этом случае величина эквивалентного напряжения задается соотношением

$$\tilde{\tau}_{eqv} = \left\{ 1 - \frac{\pi^2}{8} \left[\frac{\tau_m}{\tau_B} \right]^2 \right\}^{-\lambda} \cdot \tau_a, \qquad (6)$$

где величина коэффициента чувствительности к асимметрии цикла λ определяется из условия

$$\lambda = \frac{\lg \tau_a^0 - \lg \tau_n^0}{\lg \left[\cos \left(\frac{\pi}{2} \frac{\tau_m^0}{\tau_B} \right) \right]}. \qquad (7)$$

Здесь τ_B – предел кратковременной прочности при кручении;

τ_m^0, τ_a^0 – статическая и циклическая компоненты отнулевого ($\tau_m^0 = \tau_a^0$) цикла;

τ_n^0 – ограниченный предел усталости при симметричном цикле, соответствующий числу циклов до разрушения при напряжениях τ_m^0 и τ_a^0.

Все материальные константы в изложенном методе эквивалентных напряжений определяются из трех базовых экспериментов. Они включают испытание образцов материала на кратковременную прочность, на усталость при симметричном цикле и единичный эксперимент на усталость при отнулевом цикле. Коэффициенты чувствительности к асимметрии цикла ξ и λ изменяются в пределах от 0,1 до 10 и отражают степень и характер нелинейности предельного состояния.

3. Расчет усталостной долговечности

Решается задача расчета усталостной долговечности призматических стержней из углеродистых сталей при асимметричном изгибе и легированных и теплостойких сталей при асимметричном кручении. Значения пределов прочности σ_B и τ_B, а также значения коэффициентов q, D, ξ и λ для исследованных материалов приведены в таблице. Экспериментальные данные, использованные при определении материальных констант, приведенных в таблице, заимствованы из [11 – 15].

Таблица

Значения материальных констант

	Материал	θ, °C	σ_B, МПа	τ_B, МПа	q	D, $МПа^{-q}\cdot цикл^{-1}$	ξ	λ
изгиб	Сталь 2	20	354,1	–	4,65	$6{,}852\cdot10^{-18}$	1,14	–
	Малоуглеродистая сталь	20	413,3	–	3,51	$1{,}810\cdot10^{-15}$	7,26	–
	Сталь 45	20	731,8	–	6,08	$5{,}140\cdot10^{-21}$	1,99	–
кручение	Сталь SAE 4340	20	–	737	9,22	$2{,}262\cdot10^{-31}$	–	0,32
	Сталь SAE 4340	20	–	737	12,39	$1{,}154\cdot10^{-38}$	–	0,70
	Alloy steel	20	–	408	22,79	$4{,}838\cdot10^{-64}$	–	0,31

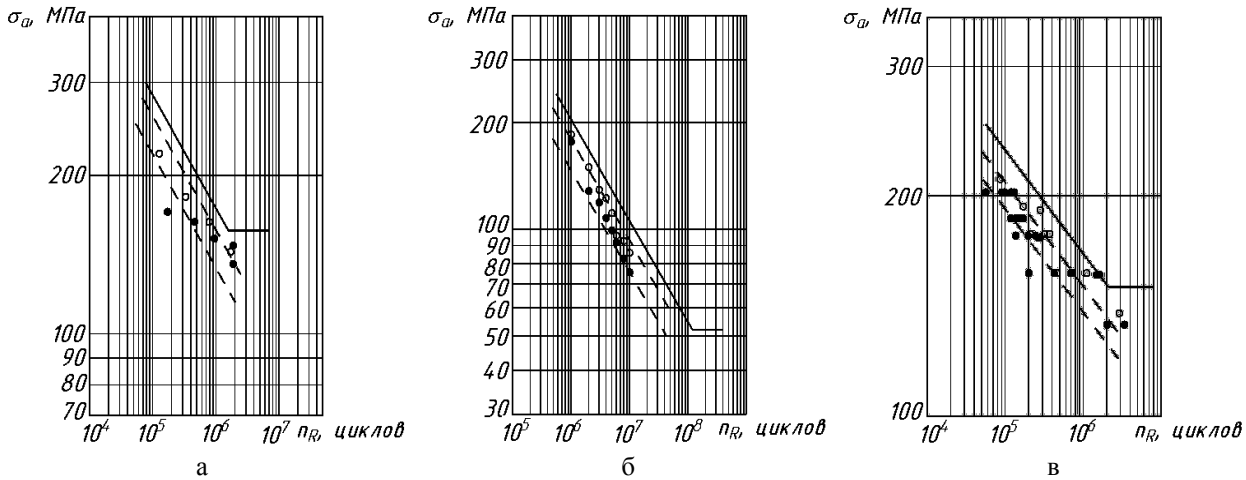
3.1. Асимметричный изгиб

Усталостная долговечность призматических стержней при асимметричном изгибе, исходя из (2) с учетом (4), рассчитывается по уравнению

$$\tilde{n}_R = \frac{1}{(1+q)D\left\{1-\frac{2}{\pi}\left[\frac{\sigma_m}{\sigma_B}\right]^{\xi}\right\}^{-q}\cdot(\sigma_a)^q}, \qquad (8)$$

где принято, что $\tilde{p}_{eqv} = \tilde{\sigma}_{eqv}$.

Результаты расчетов усталостной долговечности стержней, выполненные по уравнению (8), сопоставлены на рис. 1 с экспериментальными данными. Результаты расчетов представлены в форме кривых усталости, построенных по параметру среднего напряжения σ_m. Здесь и далее тонкими сплошными линиями нанесены кривые усталости при симметричном цикле, использованные для определения коэффициентов D и q. Экспериментальные данные заимствованы из [11 – 13].



а б в

Рис. 1. Расчетные (штриховые линии) и экспериментальные (точки) значения усталостной долговечности стержней при асимметричном изгибе из стали 2 (а) при $\sigma_m = 108$ (○) и 177 (●) МПа, из малоуглеродистой стали (б) при $\sigma_m = 49$ (○) и 78 (●) МПа и из стали 45 (в) при $\sigma_m = 147$ (○) и 196 (●) МПа

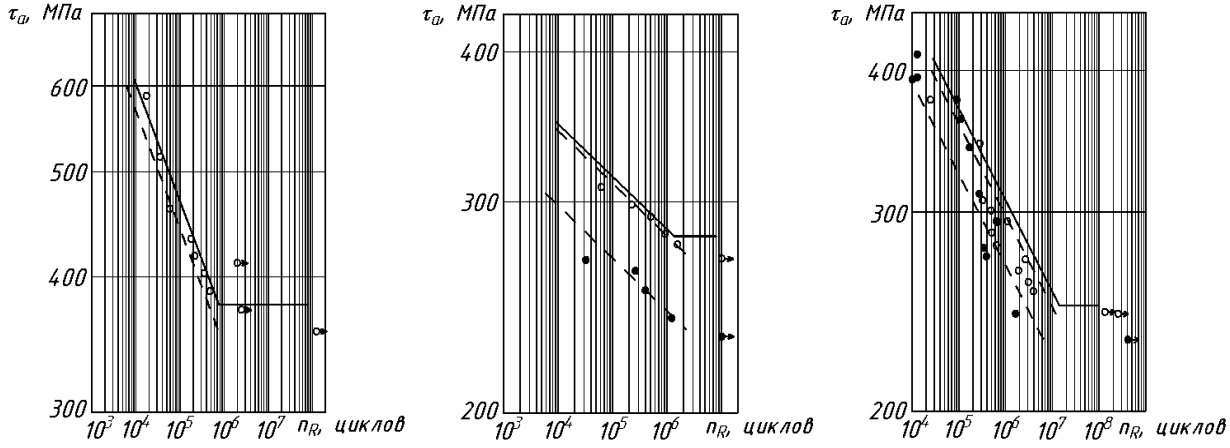
3.2. Асимметричное кручение

Усталостная долговечность призматических стержней при асимметричном кручении, исходя из (2) с учетом (6), рассчитывается по уравнению

$$\tilde{n}_R = \frac{1}{(1+q)D\left\{1-\frac{\pi^2}{8}\left[\frac{\tau_m}{\tau_B}\right]^2\right\}^{-q\lambda}\cdot(\tau_a)^q}, \quad (9)$$

где принято, что $\tilde{p}_{eqv} = \tilde{\tau}_{eqv}$.

Результаты расчетов усталостной долговечности стержней, выполненные по уравнению (9), сопоставлены на рис. 2 с экспериментальными данными. Результаты расчетов представлены в форме кривых усталости, построенных по параметру среднего напряжения τ_m. Экспериментальные данные заимствованы из [14,15].



а б в

Рис. 2. Расчетные (штриховые линии) и экспериментальные (точки) значения усталостной долговечности стержней при асимметричном кручении из стали SAE4340 (а) при τ_m = 276 (○) МПа, «alloy steel» (б) при τ_m = 77 (○) и 239 (●) МПа и из стали SAE4340 (в) при τ_m = 138 (○) и 276 (●) МПа

4. Обсуждение результатов

В целом, как это видно из данных, приведенных на рис. 1 и 2, результаты расчетов усталостной долговечности стержней при асимметричном изгибе и кручении, выполненные с использованием метода эквивалентных напряжений, удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. Максимальная погрешность не превышает 25% и практически не зависит ни от вида асимметричного нагружения, ни от величины статической компоненты. Не оказывает существенного влияния на точность расчетов также и геометрия стержня. Так, например, стержни из «alloy steel» (см. рис. 2,б) были полыми, а стержни из стали SAE4340 (см. рис. 2,в) содержали кольцевые концентраторы. Основное условие достоверности выполняемых расчетов связано с необходимостью проведения базовых экспериментов, используемых для определения материальных констант модели, на образцах той же геометрии, что и стержни, для которых рассчитывается усталостная долговечность. Влияние может оказывать также и уровень напряжения отнулевого цикла в базовом эксперименте и соответствующая ему базовая долговечность.

Заключение

Решение задачи расчета усталостной долговечности элементов конструкций при асимметричном нагружении на основе метода эквивалентных напряжений является, по-видимому, наиболее обоснованным и экспериментально апробированным. Для реализации метода достаточным считается проведение легко воспроизводимых базовых экспериментов, необходимых для определения материальных констант. В качестве базовых экспериментов используются стандартные испытания на кратковременную прочность, испытания на усталость при симметричном цикле и единичный идентифицирующий эксперимент на усталость при отнулевом цикле. Основным ограничением метода может стать влияние температуры, асимметрии цикла и длительности нагружения на коэффициент q. С ростом температуры при некоторых значениях коэффициента асимметрии цикла одновременно с усталостью возможно развитие процесса ползучести. В этом случае на кривых усталости возникают переломы и участки кривых усталости с разными значениями коэффициента q. Этот эффект в уравнениях (8) и (9) не учитывается. С увеличением длительности

нагружения в материале стержня возможно развитие структурных изменений под действием статической компоненты, которое также будет оказывать влияние на величину коэффициента q и соответственно на наклон экспериментальной кривой усталости.

Литература

1. Проблемы высоких температур в авиационных конструкциях [Текст]: сб. ст.; пер. с англ. – М.: Изд-во иностр. лит, 1961. – 596 с.

2. Хейвуд, Р.Б. Проектирование с учетом усталости [Текст]: моногр.; пер. с англ. / Р.Б. Хейвуд. – М.: Машиностроение, 1969. – 504 с.

3. Конструкционная прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей [Текст]: моногр. / И.А. Биргер, Б.Ф. Балашов, Р.А. Дульнев, Т.П. Захарова, Л.А. Козлов, А.Н. Петухов, Р.Н. Сизова. – М.: Машиностроение, 1981. – 222 с.

4. Серенсен, С.В. Гипотезы прочности при переменной нагрузке [Текст] / С.В. Серенсен // Изв. АН СССР. Отд. техн. наук. – 1938. – № 8-9. – С. 3-16.

5. Биргер, И.А. Запасы прочности при переменных напряжениях [Текст] / И.А. Биргер // Вестник машиностроения. – 1948. – № 6. – С. 5-14.

6. Когаев, В.П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени [Текст]: моногр. / В.П. Когаев. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с.

7. Голуб, В.П. К расчету усталостной долговечности гладких и надрезанных стержней при осевом нагружении [Текст] / В.П. Голуб, Е.А. Пантелеев, А.В. Романов // Надежность и прочность машиностроительных конструкций: сб. науч. тр. – Куйбышев: Изд-во КуАИ, 1988. – С. 4-12.

8. Голуб, В.П. Высокотемпературное разрушение материалов при циклическом нагружении [Текст] / В.П. Голуб, А.Д. Погребняк. – К.: Наук. думка. – 1994. – 228 с.

9. Голуб, В.П. Метод расчета усталостной прочности металлических и композитных материалов при асимметричном многоцикловом нагружении [Текст] / В.П. Голуб, В.И. Крижановский, А.Д. Погребняк // Прикл. механика. – 2004. – Т. 40, №11. – С. 106-116.

10. Голуб, В.П. Прогнозирование усталостной долговечности призматических металлических стержней при асимметричном растяжении-сжатии методом эквивалентных напряжений [Текст] / В.П. Голуб, В.Н. Пелых, А.Д. Погребняк // Вісник Нац. техн. ун-ту України „КПІ”. Машинобудування. – 2010. – № 58. – С. 177-182.

11. Афанасьев, Н.Н. Усталость судостроительной стали [Текст] / Н.Н. Афанасьев // Сб. тр. Ин-та строительной механики. – К.: Изд-во АН УССР, 1948. – Т. 9. – С. 37-65.

12. Павловский, В.Э. Влияние асимметрии нагружения на накопление повреждений при программных испытаниях на усталость стальных образцов [Текст] / В.Э. Павловский // Пробл. прочности. – 1986. – № 6. – С. 55-60.

13. Kitagawa, H. Some behaviour of structural steel subjected to corrosion fatigue (the 4th report). Influence of mean stress [Text] / H. Kitagawa, T. Morohashi // Proc. of the 10th Japan Nat. Congr. Appl. Mech. – 1960. – P. 155-161.

14. Findley, W.N. The effect of range of stress on fatigue strength of notched and un notched SAE 4340 steel in bending and torsion [Text] / W.N. Findley, F.C. Mergen, A.H. Rosenberg //Proc. of the ASTM. – 1953. – Vol. 53. – P. 768-785.

15. Chodorowski, W.T. Fatigue strength in shear of a alloy steel with particular reference to the effect of mean stress and directional properties [Text] / W.T. Chodorowski // Proc. of the Int. conf. on fatigue of Metals. – London, 1956. – P. 122 – 131.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, гл. научн. сотр. В.Г.Савченко, Институт механики им. С.П.Тимошенко НАН Украины, Киев.

ДО ЗАДАЧІ РОЗРАХУНКУ ДОВГОВІЧНОСТІ ПРИЗМАТИЧНИХ СТЕРЖНІВ ВНАСЛІДОК ВТОМИ ЗА УМОВ АСИМЕТРИЧНОГО ЗГИНУ ТА СКРУЧЕННЯ

В.П. Голуб, В.М. Пелих, А.Д. Погребняк

Розв’язано задачу розрахунку довговічності призматичних стержнів внаслідок втоми при сумісній дії статичних та циклічних навантажень за умов чистого згину та чистого скручення. Розв'язок ґрунтується на гіпотезі еквівалентності, що встановлює відповідність між асиметричним циклом та еквівалентним йому за числом циклів до руйнування симетричним циклом. Еквівалентність між асиметричним та симетричним циклами навантаження задається у формі степеневої трансцендентної функції. Параметри функції визначаються за даними стандартних випробувань на втому за умов симетричного циклу та за даними одиничного експерименту на втому за умов віднульового циклу. Результати розрахунків апробовано експериментально на прикладі руйнування стержнів із вуглецевих, легованих та теплостійких сталей.

Ключові слова: призматичні стержні, циклічний згин, циклічне кручення, асиметричний цикл, симетричний цикл, еквівалентні напруження, довговічність внаслідок втоми

ON THE PROBLEM OF THE FATIGUE LIFE-TIME CALCULATION OF PRISMATIC RODS UNDER ASYMMETRIC BENDING AND TORSION

V.P. Golub, V.N. Pelych, A.D. Pogrebnyak

The problem of the fatigue life-time calculation of prismatic rods under combined action of static and cyclic loads during pure bending and pure torsion has been solved. The solution is based on the equivalence hypothesis that correlates asymmetric and symmetric cycles on the number of cycles to failure as a parameter. The equivalence between asymmetric and symmetric cycles of loading is given in an exponential transcendental function form. The parameters of the function are determined on evidence derived from standard fatigue tests under symmetric cycle and from on identity fatigue test when the mean stress is equal to the stress amplitude. The calculation results as an example of fracture of rods made of carbon, alloy and heat-resistant steels have been approved experimentally.

Key words: prismatic rods, cyclic bending, cyclic torsion, asymmetric cycle, symmetric cycle, equivalent stress, fatigue life-time.

Голуб Владислав Петрович – доктор технических наук, профессор, заведующий отделом механики ползучести Института механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: creep@inmech.kiev.ua.

Пелых Владимир Николаевич – аспирант Института механики им. С.П.Т имошенко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: creep@inmech.kiev.ua.

Погребняк Анатолий Дмитриевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник Института механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: creep@inmech.kiev.ua.

УДК 539.376

П.В. ФЕРНАТИ, Я.В. ПАВЛЮК, В.С. РАГУЛИНА

Институт механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев, Украина

ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЯДЕР ПОЛЗУЧЕСТИ И РЕЛАКСАЦИИ

Экспериментально апробирован метод определения параметров ядер наследственности в нелинейной модели вязкоупругости с независимой от времени нелинейностью. Параметры ядер определяются по результатам аппроксимации дискретных значений ядер, которые получены исходя из условия подобия изохронных диаграмм ползучести и диаграммы мгновенного деформирования. Дискретные значения ядер в области сингулярности учитываются с помощью весовых функций. В качестве ядра наследственности используется дробно-экспоненциальная функция. Апробация выполнена на задачах расчета деформаций при ступенчатой догрузке, полной разгрузке и релаксации напряжений вязкоупругих и вязкопластичных материалов.

Ключевые слова: *нелинейная вязкоупругость, вязкопластичность, параметры ядер наследственности, деформация ползучести, релаксация напряжений, функция подобия, весовая функция.*

Введение

Практическое использование механических моделей для решения прикладных задач невозможно без достоверной методики определения параметров, входящих в определяющие уравнения. Для наследственных моделей вязкоупругости эти параметры, как правило, входят в структуру ядер наследственности и определяются по результатам обработки простых легковоспроизводимых экспериментов.

Рассмотренный в данной работе метод предполагает определение параметров ядер наследственности нелинейной модели вязкоупругости, предложенной в [1], путем обработки экспериментальных данных опытов на одноосную ползучесть при стационарных режимах нагружения и кратковременное деформирование.

Целью работы является экспериментальная апробация предложенного в [2] метода определения параметров ядер ползучести и релаксации на задачах расчета деформации и напряжений при нестационарных режимах одноосного нагружения и деформирования.

1. Постановка задачи исследования

Рассмотренный в работе метод разработан для нелинейно-вязкоупругопластических материалов, зависимость между деформациями, напряжениями и временем для которых задается в виде [1]

$$\varphi_0\left(\varepsilon(t)\right) = \sigma(t) + \lambda\int_0^t K(t-\tau)\sigma(\tau)d\tau\,, \qquad (1)$$

или решенное относительно $\sigma(t)$ в виде

$$\sigma(t) = \varphi_0\left(\varepsilon(t)\right) - \lambda\int_0^t R(t-\tau)\varphi_0\left(\varepsilon(\tau)\right)d\tau\,. \qquad (2)$$

Здесь $\varepsilon(\cdot)$ – полная деформация, включающая упругую компоненту ε_e, пластическую компоненту ε_p и деформацию ползучести ε_c в моменты времени t и τ; $\sigma(\cdot)$ – функция, задающая программу нагружения; $\varphi_0(\cdot)$ – функция, задающая реальную диаграмму мгновенного деформирования; $K(t-\tau)$ – ядро ползучести; $R(t-\tau)$ – ядро релаксации; λ – реологический параметр $(\lambda > 0)$; t – время наблюдения; τ – время, предшествующее моменту наблюдения.

Определяющие уравнения нелинейной модели вязкоупругости (1), (2) построены исходя из условия существования единой изохронной диаграммы деформирования, которая отражает подобие изохронных диаграмм ползучести $\varphi_t(\varepsilon)$ и диаграммы мгновенного деформирования $\varphi_0(\varepsilon)$. Функция $\varphi_0(\cdot)$ и ее обращение φ_0^{-1} задаются в виде сглаживающих кубических сплайнов [3], коэффициенты которых определяются в результате аппроксимации экспериментальной диаграммы мгновенного деформирования.

В качестве ядра наследственности может быть использована любая из функций, предложенная в [4, 5]. В данной работе ядро ползучести задается в виде дробно-экспоненциальной функции [5]

© П.В. Фернати, Я.В. Павлюк, В.С. Рагулина

$$K(t-\tau)=\frac{1}{(t-\tau)^{\alpha}}\sum_{n=0}^{\infty}\frac{(-\beta)^n(t-\tau)^{(1-\alpha)n}}{\Gamma\left[(1-\alpha)(1+n)\right]}, \quad (3)$$

а ядро релаксации - в виде ее резольвенты

$$R(t-\tau)=\frac{1}{(t-\tau)^{\alpha}}\sum_{n=0}^{\infty}\frac{-(\lambda+\beta)^n(t-\tau)^{(1-\alpha)n}}{\Gamma\left[(1-\alpha)(1+n)\right]}, \quad (4)$$

где α,β,λ – параметры, определяемые из базовых экспериментальных данных с помощью рассмотренного метода. Базовые экспериментальные данные содержат реальную диаграмму мгновенного деформирования и серию кривых ползучести при нескольких уровнях постоянных напряжений.

Ядро ползучести в нелинейной модели (1) пропорционально скорости изменения функции подобия $\left(1+G(t)\right)$ изохронных диаграмм ползучести и диаграммы мгновенного деформирования.

Процедурами метода определения параметров ядер наследственности предусмотрено построение осредненной функции подобия изохронных диаграмм ползучести и диаграммы мгновенного деформирования, расчет дискретных значений ядер ползучести по функции подобия и определение параметров ядер по результатам аппроксимации дискретных значений ядер аналитическим выражением ядра.

Осредненные значения функции подобия рассчитываются по формуле

$$\overline{1+G(t_j)}=\frac{\sum_{i=1}^{q}\left\{\varphi_0\left(\varepsilon_i(0),0\right)\cdot\varphi_t\left(\varepsilon_i(t),t_j\right)\right\}}{\sum_{i=1}^{q}\left\{\varphi_t\left(\varepsilon_i(t),t_j\right)\right\}^2}, \quad (5)$$

полученной из условия наилучшего согласования приведенных изохронных диаграмм и диаграммы мгновенного деформирования.

Дифференцируя численные значения функции подобия (5) по времени получаем значения ядра ползучести

$$\tilde{K}(t)=\frac{1}{\lambda}\frac{d\left(1+G(t)\right)}{dt}. \quad (6)$$

Характерный вид дискретных значений ядра ползучести $\tilde{K}(t_j)$, построенных согласно (6), показан схематически на рис.1 точками. Тонкой сплошной линией нанесена одна из возможных аппроксимаций дискретных значений ядра $\tilde{K}(t_j)$.

Параметры ядер нелинейной ползучести $\tilde{K}(t)$ в (1), (2) могут быть определены по результатам аппроксимации дискретных значений ядер выбранным аналитическим выражением ядра. При этом необходимо учитывать тот факт, что в эксперименте при малых значениях t, меньших некоторого критического момента времени t_*, проявляются динамические эффекты, связанные с практически мгновенным приложением нагрузки, что искажает экспериментальные значения $\varepsilon(t_j)$ и соответственно значения функции подобия и ядра ползучести. В результате дискретные значения ядер ползучести в интервале $\{0,t_*\}$ не будут удовлетворять условию $\tilde{K}(0)\to\infty$, а будут стремиться к некоторой постоянной величине (рис. 1, темные точки). Достигаемая при этом наилучшая аппроксимация дискретных значений ядра $\tilde{K}(t_j)$, включая и значения $\tilde{K}(t_j)$ на интервале $\{0,t_*\}$, показана штрихпунктирной линией и не может считаться приемлемой.

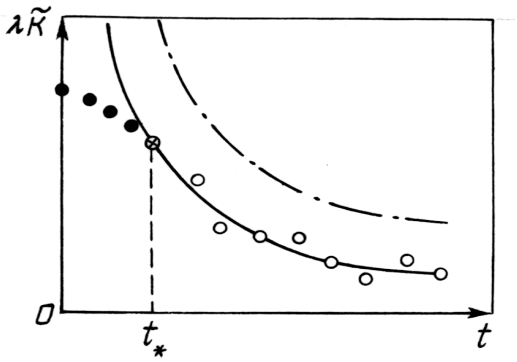


Рис. 1. Характерная зависимость от времени значений ядра ползучести

Учет дискретных значений ядер ползучести $\tilde{K}(t_j)$ из области $\{0,t_*\}$, позволяющий при реализации процедуры аппроксимации удовлетворить условию $\tilde{K}(t)\to\infty$ при $t\to 0$, осуществляется с использованием весовых функций. В этом случае задача сводится к минимизации функционала

$$F(\lambda,q_s)=\sum_{j=1}^{n_*}\left\{p_j(t)\left[\tilde{K}(t_j)-\lambda\tilde{K}(t,q_s)\right]\right\}^2+\sum_{j=n_*+1}^{n}\left[\tilde{K}(t_j)-\lambda\tilde{K}(t,q_s)\right]^2, \quad (7)$$

где весовая функция $p_j(t)$ задается соотношением

$$p_j(t)=\frac{1}{1+\left|\dfrac{\tilde{K}(t_j)-\lambda\tilde{K}(t,q_s)}{\tilde{K}(t_*)-\lambda\tilde{K}(t_*,q_s)}\right|^m}, \quad (8)$$

причем $p_j(t)\to 0$, когда $K(t,q_s)\to\infty$, и $p_j(t)=1$, когда $\tilde{K}(t_j)=\lambda\tilde{K}(t,q_s)$. Здесь n_* – число дискретных значений ядер ползучести в области $\{0,t_*\}$; m – порядок моментов разностей ($m = 2, 3, 4, 5,\ldots$).

Методика определения значений весовой функции подробно описана в [2].

Экспериментальная апробация метода состоит в определении параметров ядер наследственности из базовых экспериментов, в расчете на их основе деформаций и напряжений для нестационарных режимов нагружения и в сравнении их с экспериментальными данным. В качестве нестационарных режимов нагружения в работе выбраны режимы ступенчатых догрузок и разгрузок, которые в общем виде можно представить с помощью суммы элементарных нагружений

$$\underset{\varepsilon}{\sigma}(\tau) = \sum_{k=1}^{\infty} \left(h(t-\tau_k) - h(t-\tau_{k+1}) \right) \Big|_{\varepsilon_k}^{\sigma_k}, \quad (9)$$

где $h(\cdot)$ – единичная функция Хевисайда.

Задача заключается в определении параметров ядер наследственности, согласно процедурам рассмотренного метода, расчете на их основе деформаций нестационарной ползучести и релаксации напряжений и сравнении полученных результатов с экспериментальными данными.

2. Определение параметров ядер ползучести и релаксации

Объектами исследования в работе являются два типа материалов: вязкоупругие (нейлон FM 10001, дуралюмин Д16Т при θ = 150 ºС, дуралюмин Д16Т при θ = 200 ºС, поливинилхлоридный пластикат) и вязкопластические (стеклопластик ТС-8/3-250, φ = 45º, плексиглас 1А). Переход от вязкоупругого деформирования к вязкопластическому определяется из условия достижения критического значения пассивного нагружения σ_*, величина которого определяется согласно методики, изложенной в [6]. Экспериментальные данные заимствованы соответственно из [7 – 11].

В табл. 1 представлены значения параметров ядер наследственности, найденных для исследованных материалов с помощью рассмотренного в данной работе метода.

Таблица 1

Значения параметров ядер наследственности

Материалы	Параметры		
	α	β, час$^{-(1+\alpha)}$	λ, час$^{-(1+\alpha)}$
Стеклопластик ТС-8/3-250, φ = 45º	–0,651	0,195	0,124
Поливинилхлоридный пластикат	–0,504	0,339	0,435
Нейлон FM 10001	–0,555	0,662	0,873
Плексиглас 1А	–0,591	0,014	0,020
Дуралюмин Д16Т при θ = 150 ºС	–0,426	0,410	0,036
Дуралюмин Д16Т при θ = 200 ºС	–0,648	0,074	0,072

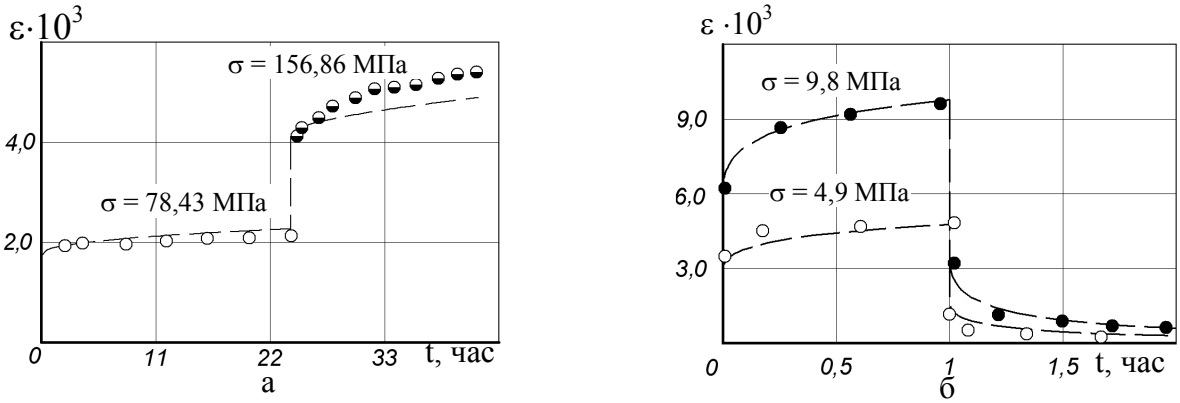


Рис. 2. Зависимость деформации от времени при ступенчатой догрузке дуралюмина Д16Т при θ = 200 ºС (а) и ступенчатой полной разгрузке нейлона FM 10001 (б)

3. Экспериментальная апробация параметров ядер наследственности

Под экспериментальной апробацией понимается расчет деформаций и напряжений для нестационарных режимов нагружения на основе параметров (табл. 1), найденных из базовых экспериментальных данных. В работе рассмотрены режимы ступенчатых догрузок и разгрузок, а также релаксация напряжений.

3.1. Вязкоупругие материалы

Для режима однократной ступенчатой догрузки сумма (9) будет состоять из двух слогаемых, а определяющее уравнение (1) с учетом режима нагружения и структуры ядра наследственности примет вид

$$\varepsilon(t)=\varphi_0^{-1}\left\{h(t)\sigma_1\cdot\left(1+\lambda\sum_{n=0}^{\infty}\frac{(-\beta)^n t^{(1+\alpha)(1+n)}}{\Gamma\left[1+(1+\alpha)(1+n)\right]}\right)+\right.$$
$$\left.+h(t-t_1)\Delta\sigma_1\cdot\left(1+\lambda\sum_{n=0}^{\infty}\frac{(-\beta)^n (t-t_1)^{(1+\alpha)(1+n)}}{\Gamma\left[1+(1+\alpha)(1+n)\right]}\right)\right\}, \quad (10)$$

где t_1 – время начала догрузки; σ_1 – начальное напряжение; $\Delta\sigma_1$ – приращение напряжения.

Величина обратной ползучести ε_r нелинейно-рассчитывается также по уравнению (10). В этом случае $\Delta\sigma_1$ принимает отрицательное значение, а по модулю равно σ_1.

На рис. 2 результаты расчетов деформаций нестационарной ползучести при ступенчатой догрузке (а) и полной разгрузке (б) сопоставлены с экспериментальными данными (точки).

3.2. Вязкопластические материалы

Величина деформации обратной ползучести ε_r нелинейно-вязкопластических материалов при полной разгрузке рассчитывается по уравнению

$$\varepsilon(t)=\varphi_0^{-1}\left\{\sigma_1 h(t_1)\left(1+\lambda\sum_{n=0}^{\infty}\frac{(-\beta)^n t_1^{(1+\alpha)(1+n)}}{\Gamma\left[1+(1+\alpha)(1+n)\right]}\right)\right\}+$$
$$+\frac{\sigma_1}{E_p}\left[\lambda\sum_{n=0}^{\infty}\frac{(-\beta)^n t^{(1+\alpha)(1+n)}}{\Gamma\left[1+(1+\alpha)(1+n)\right]}-\right.$$
$$-\lambda\sum_{n=0}^{\infty}\frac{(-\beta)^n (t-t_1)^{(1+\alpha)(1+n)}}{\Gamma\left[1+(1+\alpha)(1+n)\right]}-$$
$$\left.-\lambda\sum_{n=0}^{\infty}\frac{(-\beta)^n t_1^{(1+\alpha)(1+n)}}{\Gamma\left[1+(1+\alpha)(1+n)\right]}-1\right], \quad (11)$$

которое получено из (1) с учетом (9) и в предположении, что разгрузка подчиняется закону линейной упругости, причем мгновенный модуль упругости при разгрузке E_p совпадает с мгновенным модулем упругости при нагрузке.

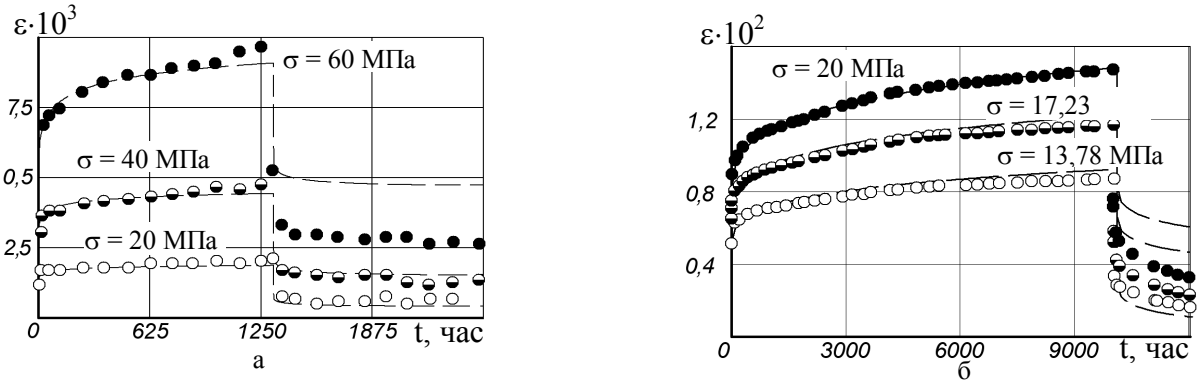


Рис. 3. Зависимость деформации от времени при полной разгрузке стеклопластика ТС-8/3-250, φ = 45°, (а) и плексигласа 1А (б)

На рис. 3 сопоставлены результаты расчетов (линии) деформаций нестационарной ползучести вязкопластических материалов при ступенчатой полной разгрузке с экспериментальными данными (точки). Величина критического значения пассивного нагружения σ_* составляла для стеклопластика ТС-8/3-250 35,21 МПа, а для плексигласа – 1А 14,14 МПа.

3.3. Релаксация напряжений

Определяющее уравнение релаксации напряжений (2) для случая постоянных деформаций с учетом структуры ядра релаксации (4) записывается в виде

$$\sigma_k(t)=\varphi_0\left(\varepsilon(0)\right)\cdot\left(1-\lambda\sum_{n=0}^{\infty}\frac{-(\lambda+\beta)^n t^{(1+\alpha)(1+n)}}{\Gamma\left[1+(1+\alpha)(1+n)\right]}\right), \quad (12)$$

где $\varepsilon(0)$ – начальная деформация, которая в процессе вязкоупругого деформирования удерживается постоянной.

На рис. 4 сопоставлены результаты расчетов (линии) релаксации напряжений при фиксированных уровнях деформации с экспериментальными данными (точки) для исследованных материалов. При расчетах релаксации напряжений, согласно уравнению (12), использовались значения параметров представленных в табл. 1.

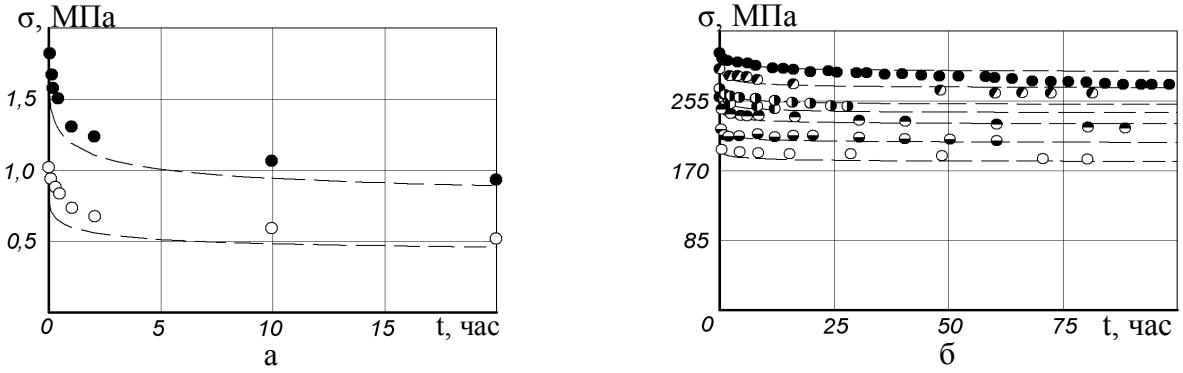


Рис. 4. Зависимость изменения напряжений от времени при релаксации поливинилхлоридного пластиката (а) и дуралюмина Д16Т при θ = 150 ºС

Заключение

Из сравнения экспериментальных и расчетных данных, представленных на рис. 2 – 4, видно, что значения параметров, найденные из базовых экспериментальных данных с помощью рассмотренного в работе метода, позволяют достичь удовлетворительного согласования с опытными данными расчета нестационарных режимов нагружения с использованием определяющего уравнения (1). Максимальная погрешность для вязкоупругих материалов не превысила 10%.

Погрешность, полученая для вязкопластических материалов при полной разгрузке, в случае, когда величина начального нагружения не превышает величину критического значения пассивного нагружения σ_*, также не превысила 10%. Когда начальные напряжения превышали величину критического значения пассивного нагружения, погрешности расчета деформаций ползучести оказались значительно больше. По видимому, это связано с тем, что эти материалы на начальной стадии деформирования проявляли пластические свойства, для учета которых необходимы другие определяющие уравнения и дополнительные базовые эксперименты.

При расчете релаксации напряжений максимальная погрешность не превысила 15%. Необходимо отметить, что для нахождения значений параметров, входящих в уравнение (12) были использованы также эксперименты на одноосную ползучесть при нескольких уровнях постоянных наряжений.

Литература

1. Голуб, В.П. Нелинейная ползучесть волокнистых однонаправленных композитов при растяжении в направлении армирования [Текст] / В.П. Голуб, Ю.М. Кобзарь, П.В. Фернати // Прикл. механика. – 2007. – Т. 43, № 5. – С. 20 – 34.

2. Голуб, В.П. Метод определения параметров ядер наследственности нелинейно-вязкоупругих материалов с использованием весовых функций [Текст] / В.П. Голуб, Ю.М. Кобзарь, В.С. Рагулина // Теор. и прикл. механика. – 2009. – Вып. 46. – С. 70 – 80.

3. Голуб, В.П. О применении сглаживающих сплайн-аппроксимаций в задачах идентификации параметров ползучести [Текст] / В.П. Голуб, А.Д. Погребняк, И.Б. Романенко // Прикл. механика. – 1997. – № 33, № 6. – С. 52-61.

4. Колтунов, М.А. Ползучесть и релаксация [Текст]: моногр. / М.А. Колтунов. – М.: Высш. шк., 1976. – 279 с.

5. Работнов, Ю.Н. Элементы наследственной механики твердых тел [Текст]: моногр. / Ю.Н. Работнов. – М.: Наук, 1977. – 384 с.

6. Голуб, В.П. К задаче расчета деформаций обратной ползучести нелинейно-вязкоупруго-пластических материалов при полной разгрузке [Текст] / В.П. Голуб, Я.В. Павлюк, П.В. Фернати // Проблемы оптимального проектирования сооружений: тез. докл. 2-й Всероссийской конф. – Новосибирск, 5-6 апреля 2011. – С. 80 – 93.

7. Marin, J. Creep-time relations for nylon in tension, compression, bending, and torsion [Text] / J. Marin, A.C. Webber, G.F. Weissmann // Proc. of the ASTM. – 1954.- Vol. 54. – P. 1313 – 1343.

8. Наместников, В.С. Ползучесть дуралюмина при постоянных и переменных нагрузках [Текст] / В.С. Наместников, А.А. Хвостунов // ПМТФ. – 1960. – № 4. – С. 90 – 95.

9. Самарин, Ю.П. О ползучести поливинилхлоридного пластиката при переменных нагрузках [Текст] / Ю.П. Самарин, О.В. Сорокин // ДАН СССР. – 1970. – Т. 195. – С. 333 – 336.

10. Работнов, Ю.Н. Нелинейная ползучесть стеклопластика ТС8/3-250 [Текст] / Ю.Н. Работнов, А.Х. Паперник, Е.И. Степанычев // Механика полимеров. – 1971. – № 3. – С. 391 – 397.

11. Marin, J. Relations for plexiglas subjected to various stresses [Text] / J. Marin, P. Yoh-Han // Trans. of the ASME. – October 1952. – Vol. 74, N 7. – P. 1231 – 1240.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, главный научный сотрудник Б.П. Маслов, Институт механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев, Украина.

ПРО ОДИН МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ЯДЕР ПОВЗУЧОСТІ ТА РЕЛАКСАЦІЇ

П.В. Фернаті, Я.В. Павлюк, В.С. Рагуліна

Експериментально апробовано метод визначення параметрів ядер спадковості в нелінійній моделі в'язкопружності із незалежною від часу нелінійністю. Параметри ядер визначаються за результатами апроксимації дискретних значень ядер, що отримано виходячи із умови подібності ізохронних діаграм повзучості та діаграми миттєвого деформування. Дискретні значення ядер в області сингулярності враховуються за допомогою вагових функцій. У якості ядра спадковості використана дробово-єкспоненційна функція. Апробацію виконано на задачах розрахунку деформацій при ступеневому довантаженні, повному розвантаженні та релаксації напружень в'язкопружних та в'язкопластичних матеріалів.

Ключові слова: нелінійна в'язкопружність, в'язкопластичність, параметри ядер спадковості, деформація повзучості, релаксація напружень, функція подібності, вагова функція.

ABOUT ONE METHOD OF DETERMINATION OF PARAMETERS OF CREEP AND RELAXATION KERNELS

P.V. Fernati, Ya.V. Pavluk, V.S. Ragulina

The method of the determination of heredity kernel parameters in a non-linear viscoelastic model with the time independent nonlinearity has been approved experimentally. The kernel parameters are determined using the approximation of discrete values of kernels obtained from the similarity condition between isochroneus creep diagrams and a momentary deformation diagram. The discrete values of kernel in the singularity domain are taking into account by means of weight functions. The kernel of heredity is used in the form of exponential-fractional function. The approval has been carried out on calculation problems of deformations at step additional load, at full unloading and stress relaxation rate of viscoelastic and viscoplastic materials.

Key words: non-linear viscoelasticity, viscoplasticity, heredity kernels parameters, creep rate, stress relaxation rate, exponential-fractional function, similarity function, weight functions.

Фернати Павел Викторович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела механики ползучести Института механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев, Украина.

Павлюк Ярослав Викторович – кандидат технических наук, младший научный сотрудник отдела механики ползучести Института механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев, Украина.

Рагулина Вера Сергеевна – инженер 1 категории отдела механики ползучести Института механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Киев, Украина.

УДК 669.15:537.621.4:620.193.4

Г.В. СНЕЖНОЙ

Запорожский национальный технический университет, Украина

РОЛЬ МАГНИТНОГО СОСТОЯНИЯ АУСТЕНИТА В ФОРМИРОВАНИИ КОРРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ АУСТЕНИТНЫХ ХРОМОНИКЕЛЕВЫХ СТАЛЕЙ

Экспериментально установлена количественная зависимость скорости коррозии от парамагнитной удельной магнитной восприимчивости аустенита хромоникелевых сталей аустенитного класса, которая определяет магнитное состояние аустенитной матрицы: чем меньше парамагнитная удельная магнитная восприимчивость аустенита, тем больше скорость коррозии и наоборот. Показано, что присутствие низкого содержания δ-феррита по сути не может быть причиной коррозии, а является лишь внешним параметром, который оценивает магнитное состояние аустенита, а следовательно, и коррозионную стойкость.

Ключевые слова: *аустенит, δ-феррит, коррозия, магнитная восприимчивость, аустенитная сталь.*

Введение

Защита от коррозии в авиастроении имеет свои особенности, т.к. конструкции воздушных судов во время эксплуатации подвержены влиянию агрессивных сред, перепадам температур и механическим воздействиям. На процесс коррозии сталей влияют различные факторы: структурные неоднородности, хим.состав, углерод, микролегирование, вредные примеси, карбидные фазы, α-фаза и др. [1 – 5]. Представляет интерес попытаться найти один параметр, который мог бы оценить суммарное воздействие многих факторов на коррозионное поведение аустенитных сталей еще до промышленной эксплуатации. Воздействия различных факторов могут приводить к искажениям и изменениям в кристаллической и магнитной структуре, т.е. к изменениям атомно-магнитного состояния парамагнитной аустенитной матрицы.

Следовательно, коррозионный процесс может зависеть от атомно-магнитного состояния аустенита, обычно содержащего низкое количество α-фазы (δ-феррит или α'-мартенсит деформации) в пределах 0,000…0,5%. Магнитный момент α-фазы в количестве 0,06…0,08% равен магнитному моменту аустенитной матрицы исследуемого образца. От такой двухфазной пары – много парамагнитного аустенита и мало ферромагнитной α-фазы и должно зависеть коррозионное поведение. Поскольку намагниченность α-фазы значительно больше намагниченности аустенита, то при исследованиях обычно удобнее измерять количество α-фазы и по нему оценивать коррозию, что не всегда однозначно. Так в [4] отмечено разногласие о потере склонности к коррозии с увеличением или уменьшением содержания α-фазы. Однако, низкое количество α-фазы по сути не может само собой существенно влиять на процесс коррозии в сталях аустенитного класса. Вероятно, одна из причин развития коррозии скрывается в предварительно сформированной атомно-магнитной природе аустенитной матрицы, которая определяется суммой магнитных моментов атомов, приходящих на единицу массы, т.е. удельной намагниченностью.

Магнитным параметром, с помощью которого можно оценить магнитное состояние (удельную намагниченность) аустенита, может быть парамагнитная удельная магнитная восприимчивость χ_0, определяемая по методике описанной в [6]. В случае появления значительного количества мартенсита, например, при низких температурах, выбирают параметр магнитной проницаемости [7].

В связи с этим целью настоящего исследования явилось изучение влияния магнитного состояния (параметр χ_0) парамагнитного аустенита на коррозионную стойкость аустенитных хромоникелевых сталей.

1. Материал и методика эксперимента

Объектом исследования служила сталь 08Х18Н10Т в виде листа поставки размером 1х1000х2000 мм ОАО “Запорожсталь”. Химический состав (масс.%): C 0.09, Cr 18.2, Ni 10.1, Ti 0.56, Mn 0.75, Si 0.7, S 0.01, P 0.026, Cu 0.14, Co 0.05, V 0.04, W 0.04, Mo 0.06.

© Г.В. Снежной

Из листа перпендикулярно направлению холодной прокатки (ширина 1000 мм) было вырезано 36 образцов, удаленных друг от друга ~50…100 мм. Для усреднения формировали группы из трех расположенных рядом образцов и получили 12 исследуемых точек по ширине листовой стали, которые представлены на рисунках в данной статье. Образцы вырезались холодным механическим способом в виде прямоугольных параллелепипедов размером ~7x3x1 мм. Поверхность шлифовалась с последующей электрополировкой. Затем экспериментально определяли низкое содержание P_α δ-феррита [8] и парамагнитную удельную магнитную восприимчивость χ_0 аустенитной матрицы исследуемых образцов [6]. С целью ускорения химической коррозии использовали модельную агрессивную среду «царская водка» (соотношение конц. кислот $HCl:HNO_3$ 3:1) и выдерживали образцы непрерывно в течении 1 часа. После извлечения образцов из раствора, промывали в проточной дистиллированной воде и взвешивали на электронных весах с точностью до 0,5 мг.

Для измерения скорости коррозии вдоль сечения листовой заготовки с течением времени, использовали коэффициент интенсивности коррозии Y [4], который определяли как отношение относительной потери массы $\frac{\Delta m}{m}\cdot 100\%$ образца ко времени τ его коррозии по формуле: $Y = \frac{\Delta m}{m\cdot\tau}\cdot 100\%$.

2. Результаты и их обсуждение

На рис. 1 представлены экспериментально найденные значения парамагнитной удельной магнитной восприимчивости χ_0 аустенита исследуемых образцов вдоль ширины *l* листовой стали. Для сравнения рассмотрим рис. 2, заимствованный из [9], на котором показано распределение количества P_α δ-феррита в тех же образцах вдоль той же ширины стали.

Как видим (см. рис. 1 и 2), количество P_α δ-феррита и парамагнитная удельная магнитная восприимчивость χ_0 локально распределяются неравномерно в пределах 0,00869…0,119% и 1,75…3,10 $м^3$/кг соответственно. При этом наблюдается пропорциональность: большим значениям χ_0 соответствует большее значение P_α и наоборот. Корреляция значений P_α и χ_0 представлена на рис. 3.

Отсюда следует, что низкое количество P_α δ-феррита является мерой (индикатором) магнитного состояния аустенита, которое определяется параметром χ_0.

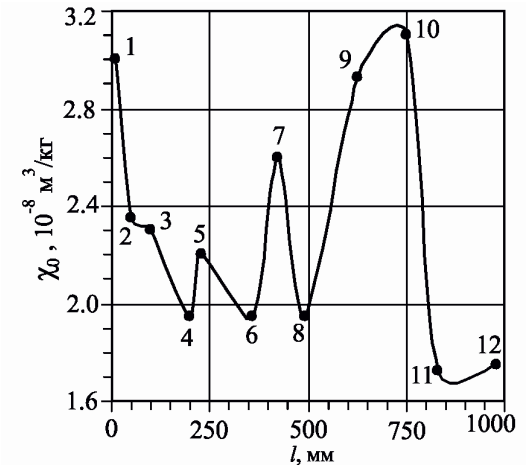


Рис. 1. Значения парамагнитной удельной магнитной восприимчивости χ_0 аустенита исследуемых образцов вдоль ширины *l* листовой стали

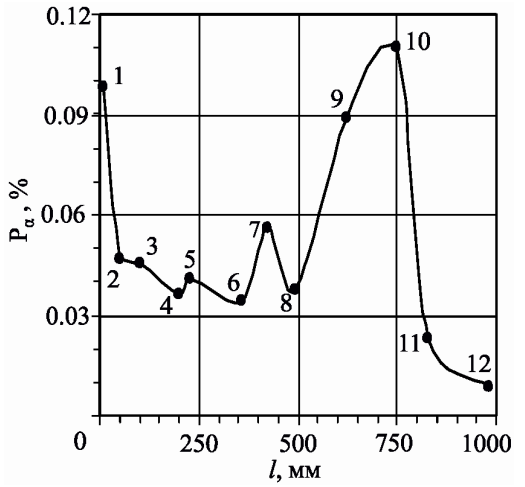


Рис. 2. Распределение количества δ-феррита вдоль ширины (перпендикулярно прокатке) листа стали 08Х18Н10Т

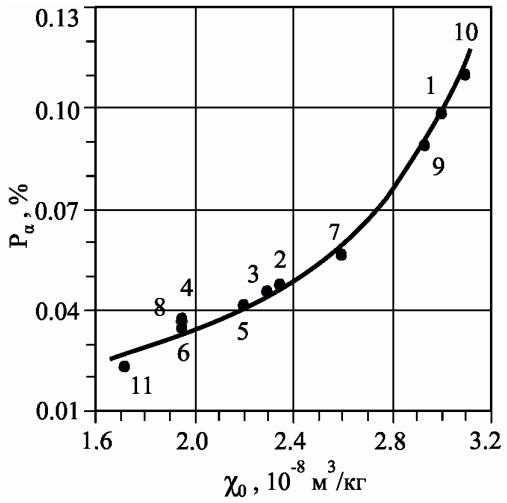


Рис. 3. Зависимость количества P_α δ-феррита от удельной магнитной восприимчивости χ_0 аустенита образцов, вырезанных перпендикулярно прокатке листа стали 08Х18Н10Т

Следовательно, парамагнитная удельная магнитная восприимчивость χ_0 характеризует результирующее воздействие других факторов (химический состав, деформация, термообработка, неравномерное распределение легирующих и примесных элементов и др.).

Из кривой зависимости скорости коррозии Y от χ_0 аустенита (рис. 4) следует, что коррозия зависит от магнитного состояния аустенита исследуемой стали, которое определяется χ_0.

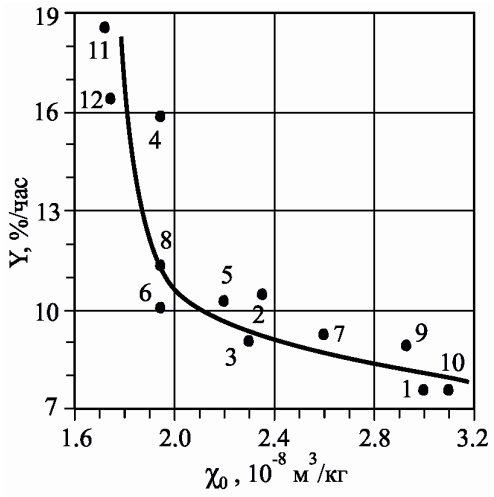


Рис. 4. Зависимость локальной скорости коррозии Y от удельной магнитной восприимчивости χ_0 аустенита образцов, вырезанных перпендикулярно прокатке листа стали 08Х18Н10Т

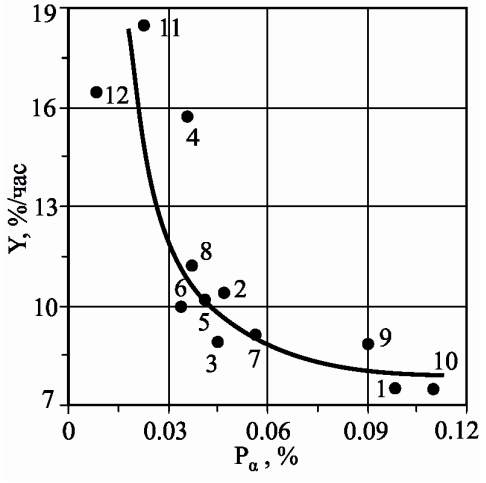


Рис. 5. Зависимость скорости коррозии Y от содержания δ-феррита в листе стали 08Х18Н10Т

Таким образом, коррозионная стойкость зависит от параметра χ_0: чем меньше величина парамагнитной удельной магнитной восприимчивости аустенита χ_0, тем меньше коррозионная стойкость (больше скорость коррозии Y) стали, и наоборот.

Рис. 5., заимствованный из [9], подтверждает количественную зависимость скорости коррозии от низкого содержания δ-феррита, т.е. количество δ-феррита является мерой (индикатором) скорости коррозии.

Выводы

1. Экспериментально установлено, что существенной причиной коррозионной стойкости аустенитной хромоникелевой стали является магнитное состояние аустенитной матрицы, определяемое парамагнитной удельной магнитной восприимчивостью аустенита. Чем меньше парамагнитная удельная магнитная восприимчивость аустенита, тем больше скорость коррозии и наоборот.

2. Показано, что мерой (индикатором) оценки коррозии является низкое содержание δ-феррита, которое зависит от магнитного состояния аустенита. Чем больше δ-феррита, тем меньше скорость коррозии и наоборот.

Литература

1. Реформатская, И.И. Влияние структурообразующих факторов на коррозионно-электрохимическое поведение железа и нержавеющих сталей [Текст] / И.И. Реформатская // Рос. хим. ж. (Ж. Рос. Хим. об-ва им. Д.И.Менделеева). – 2008. – Т. LII, № 5. – С. 16 – 24.

2. Колотыркин, Я.М. Металл и коррозия. [Текст] / Я.М. Колотыркин. – М.: Металлургия, 1985. – 88 с.

3. Вахрушева, В.С. О повышении надежности трубопроводов АЭС диаметром 325 мм из стали 08Х18Н10Т [Текст] / В.С. Вахрушева, Т.Н. Буряк, Е.Я. Лезинская // Вопросы атомной науки и техники. Серия «Физика радиационных повреждений и радиационное материаловедение». – 2005. – № 3. – С. 104 – 107.

4. Яровчук, А.В. Влияние мартенсита деформации на стойкость к питтинговой коррозии нержавеющей стали 12Х18Н10Т [Текст] / А.В. Яровчук // Ползуновский альманах. – 2007. – № 1/2. – С. 190 – 196.

5. Применение магнитных методов для исследования эволюции структуры в аустенитных нержавеющих сталях после длительной эксплуатации энергоблоков на АЭС [Текст] / В.М. Ажажа, В.А. Десненко, Л.С. Ожигов, Ж.С. Ажажа, И.В. Свечкарев, А.В. Федорченко // Вопросы атомной науки и техники. Серия «Физика радиационных повреждений и радиационное материаловедение». – 2009. – № 4 (2). – С. 241 – 246.

6. Снежной, Г.В. Контроль количества δ-феррита в сталях типа 18-10 методом определения парапроцессной магнитной восприимчивости

[Текст] / Г.В. Снежной // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 10/87. – С. 22 – 25.

7. Ермаков, Б.С. Роль остаточных сварочных деформаций в снижении работоспособности трубопроводов, эксплуатируемых в условиях низких температур [Текст] / Б.С. Ермаков, С.О. Маликов, Ю.П. Солнцев // Известия СПбГУНиПТ. – 2007. – № 1. – С. 28 – 33.

8. Снежной, Г.В. Интегральный физический метод идентификации α-фазы в аустенитных хромоникелевых сталях [Текст] / Г.В. Снежной, В.Г. Мищенко, В.Л. Снежной // Литье и металлургия. – 2009. – № 3 (52). – С. 241 – 244.

9. Снежной, Г.В. Прогнозирование локальной коррозионной стойкости по содержанию α –фазы в хромоникелевых сталях аустенитного класса [Текст] / Г.В. Снежной, В.Г. Мищенко, В.Л. Снежной // Сб. науч. тр. «Стародубовские чтения 2012». Сер. Строительство, материаловедение, машиностроение. – Днепропетровск: ПГАСА, 2012. – С. 409 – 416.

Поступила в редакцию 24.05.2012

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

РОЛЬ МАГНІТНОГО СТАНУ АУСТЕНІТУ В ФОРМУВАННІ КОРОЗІЙНОЇ СТІЙКОСТІ АУСТЕНІТНИХ ХРОМОНІКЕЛЕВИХ КРИЦЬ

Г.В. Сніжной

Експериментально встановлено кількісну залежність швидкості корозії від парамагнітної питомої магнітної сприйнятливості аустеніту хромонікелевих криць аустенітного класу, яка визначає магнітний стан аустенітної матриці: чим менше парамагнітна питома магнітна сприйнятливість аустеніту, тим більша швидкість корозії й навпаки. Показано, що наявність низького вмісту δ -фериту по суті не може спричинювати корозію, а є лише зовнішнім параметром, який оцінює магнітний стан аустеніту, а, отже, і корозійну стійкість.

Ключові слова: аустеніт, δ -ферит, корозія, магнітна сприйнятливість, аустенітна криця.

ROLE OF MAGNETIC AUSTENITE IN THE FORMATION OF CORROSION RESISTANCE OF AUSTENITIC CHROMIUM-NICKEL STEELS

G.V. Snizhnoi

Quantitative dependence of the corrosion rate of the paramagnetic magnetic susceptibility of austenitic chromium-nickel specific austenitic steels experimentally established. The paramagnetic susceptibility of the specific magnetic state of austenite matrix defines. Lower values δ -ferrite of specific magnetic susceptibility of paramagnetic austenite corresponds to the high rate of corrosion. The presence of low-ferrite content is not the cause of corrosion. The magnitude-ferrite is an external parameter. Low content of δ -ferrite magnetic state of austenite only estimates.

Key words: austenite, δ -ferrite, corrosion, magnetic susceptibility, austenitic steel.

Снежной Геннадий Валентинович – кандидат физико-математических наук, доцент, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина, e-mail: snow@zntu.edu.ua.

УДК 621.793.6

А.Ю. НЕЖВЕДІЛОВ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Е. Жуковського «ХАІ», Україна

ОЦІНКА ВПЛИВУ ТЕМПЕРАТУРИ ДО 640 °С НА ЦИКЛІЧНУ МІЦНІСТЬ

У статті представлені результати експериментальних досліджень на втому. Представлені характеристики всіх експериментів. Визначено опір втомі зміцнених вакуумним термоциклічним азотуванням у плазмі пульсуючого тліючого розряду зразків та побудовані криві втоми. Визначена залежність від температури оточуючого середовища на кількісні характеристики й вигляд кривої, а також описана зумовленість цієї залежності. Встановлений вплив числа циклів навантаження та час знаходження зразка при високих температурах в умовах циклічного навантаження на опір втомі. Виявлено підвищення межі витривалості зразків на 15…20%.

Ключові слова: *зразок, коливання, температура, втома, циклічні навантаження, руйнування.*

Вступ

Для того щоб перевірити якість зміцненого поверхневого шару та визначити опір втомі, необхідно провести ряд експериментів, які дають характеристику якості зміцненого шару, виходячи з яких буде прийнято рішення про доцільність даної технології або про зміну параметрів технологічного процесу, або експериментального комплексу.

Експериментальні дослідження

Експериментальні дослідження проводились на основі експериментального комплексу для темомеханічних випробувань матеріалів за критерієм циклічної міцності та на основі методики термомеханічних високочастотних випробувань на втому сталевих матеріалів [1].

Під час проведення експериментальних досліджень використовувалися зразки зі сталі ЕІ 961 (рис. 1), що мали ширину 6 мм, довжину 37 мм та товщину 1 мм.

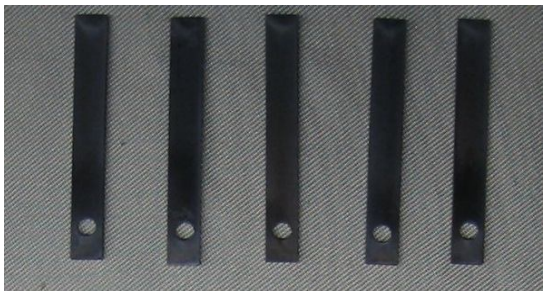


Рис. 1. Зовнішній вигляд зразків для дослідження

При дослідженні зразків на втому використовували третю форму коливань (рис. 2). База випробувань на втому $N = 10^7$ циклів навантаження.

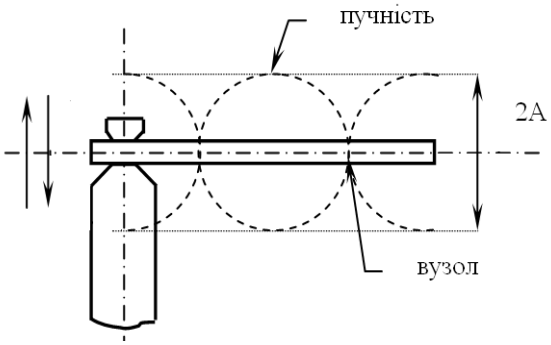


Рис. 2. Схема випробування зразків на втому

Для визначення опору втомі зміцнених вакуумним термоциклічним азотуванням у плазму пульсуючого тліючого розряду (ВТАППТР) зразків та побудови кривої втоми досліджували не менше 10…15 зразків. Кожний зразок доводили до руйнування, при цьому амплітуду коливання зразка й частоту навантаження на протязі всього часу дослідження майже до його руйнування підтримували постійною.

При дослідженні на втому в умовах підвищених температур зразок перед навантаженням (тобто до початку випробувань) нагрівали до заданої температури і витримували в камері нагрівання додатково на протязі 30 хв. З метою вирівнювання температурного полю у повітряному просторі камери та на поверхні зразка.

Момент початку руйнування зразка встановлювали за падінням резонансної частоти його коливань на 10…15 Гц [2].

Результати експериментальних досліджень зміцнених зразків термомеханічними високочастотними випробуваннями на втому представлено на рис. 3 – 6 [305, 306].

© А.Ю. Нежведілов

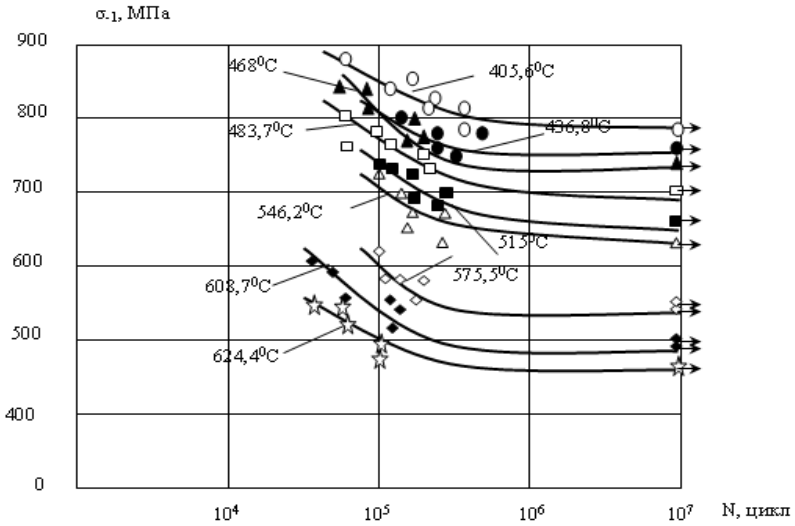


Рис. 3. Криві втоми сталевих зразків без ВТАППТР

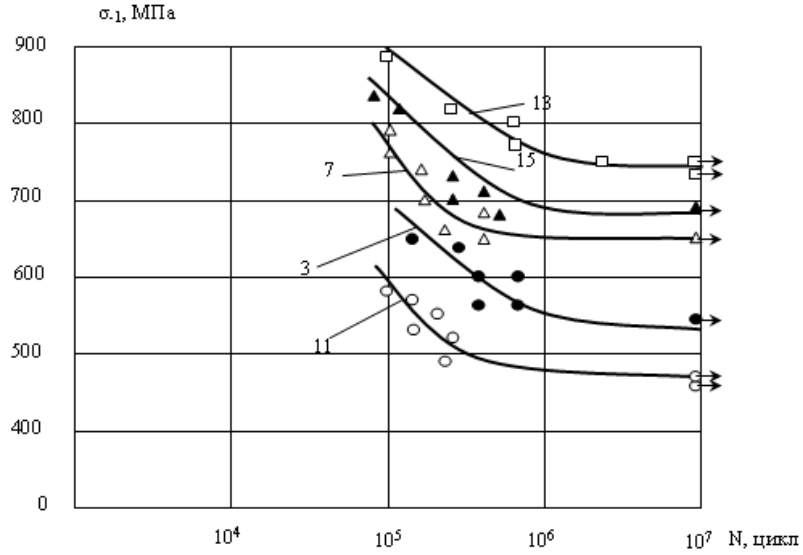


Рис. 4. Криві втоми зміцнених зразків ВТАППТР (номера кривих згідно табл. 1)

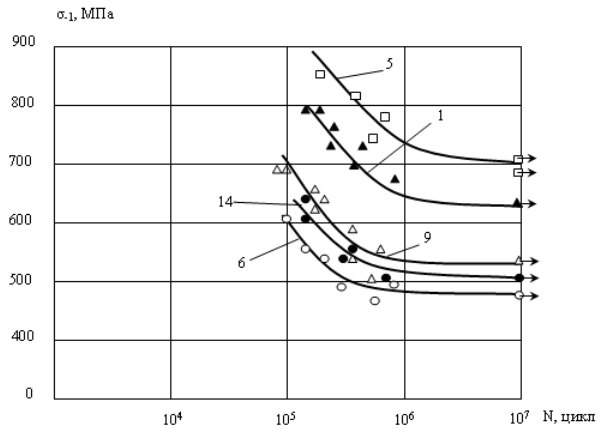


Рис. 5. Криві втоми зміцнених зразків ВТАППТР (номера кривих згідно табл. 1)

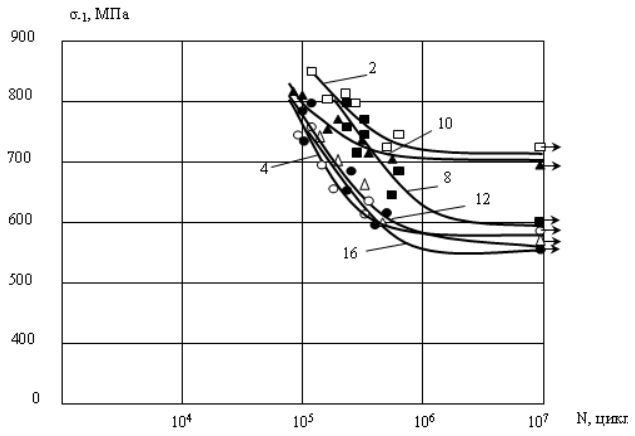


Рис. 6. Криві втоми зміцнених зразків ВТАППТР (номера кривих згідно табл. 1)

Таблиця 1

Параметри режимів при проведенні експериментальних досліджень

№ режиму	Час дифузійного насичення, хв.	Тиск реакційного газу, Па	Склад реакційного газу	Температура газу, ^{0}К	Експлуатаційна температура, ^{0}К
1	180	125	90%N_2 + 5%C_3H_8 + 5%Ar	773	788
2	150	200	95%N_2+ 5%C_3H_8	873	725,5
3	210	75	80%N_2 + 5%C_3H_8 + 15%Ar	673	850,5
4	150	175	80%N_2 + 5%C_3H_8 + 15%Ar	873	819,2
5	210	50	90%N_2 + 5%C_3H_8 + 5%Ar	773	694,3
6	180	100	90%N_2 + 5%C_3H_8 + 5%Ar	673	881,8
7	240	225	95%N_2+ 5%C_3H_8	773	756,8
8	90	250	80%N_2 + 5%C_3H_8 + 15%Ar	673	709,9
9	180	125	95%N_2+ 5%C_3H_8	873	834,9
10	150	50	80%N_2 + 5%C_3H_8 + 15%Ar	773	772,4
11	210	175	90%N_2 + 5%C_3H_8 + 5%Ar	673	897,3
12	150	100	95%N_2+ 5%C_3H_8	873	803,6
13	210	225	80%N_2 + 5%C_3H_8 + 15%Ar	673	678,6
14	180	150	95%N_2+ 5%C_3H_8	773	866
15	240	25	90%N_2 + 5%C_3H_8 + 5%Ar	873	741
16	90	150	90%N_2 + 5%C_3H_8 + 5%Ar	673	780

З графіків видно, що на кількісні характеристики й вигляд кривої втоми впливає температура оточуючого середовища [3]. З підвищенням температури випробування, починаючи з 500 ^{0}С, межа витривалості зменшується. Це зумовлено не тільки зниженням характеристик статичної міцності, але також і зниженням міцності кристалічної решітки, перехід структури в менш стабільний стан й посилення негативного пливу зовнішнього середовища.

Активізуються дифузійні процеси на поверхні зразка під неадитивним впливом температури та зовнішнього середовища, що призводить до появи мікроскопічних поверхневих тріщин, які є початком руйнування від втоми. На опір втомі здійснює вплив як число циклів навантаження, так і час знаходження зразка при високих температурах в умовах циклічного навантаження. Наявність зміцненого поверхневого шару ВТАППТР обмежує швидкість проходження дифузійних процесів, що значно впливає на підвищення межі витривалості.

Висновки

Підсумовуючи слід сказати, що завдяки технологічному процесу ВТАППТР вдалося підвищити межу витривалості зразків на 15…20% зі збільшенням кількості циклів до руйнування у умовах одночасної дії циклічних навантажень та температури.

Література

1. Нежведілов, А.Ю. Аналіз методів підвищення корозійної стійкості сталевих лопаток компресора ГТД [Текст]/ А.Ю. Нежведілов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 2 (89). – С. 45 – 49.

2. Кузьменко, В.А. Усталостные испытания на высоких частотах нагружения [Текст]/ В.А. Кузьменко, Л.Е. Матохнюк, Г.Г. Писаренко. – К.: Наук. думка, 1979. – 335 с.

3. Трапезон, А.Г. Циклическая прочность титановых сплавов при нормальных и повышенных температурах в условиях высокой частоты нагружения [Текст]/ А.Г. Трапезон, В.И. Мирненко, А.В. Бондарь // Вібрації в техніці та технологіях. – 2004. – № 5 (37). – С. 73 – 79.

Надійшла до редакції 25.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри інтегрованих технологій О.Я. Мовшович, Національний технічний університет «ХПІ», Харків, Україна.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ДО 640 °С НА ЦИКЛИЧЕСКУЮ ПРОЧНОСТЬ

А.Ю. Нежведилов

В статье представлены результаты экспериментальных исследований на усталостную прочность. Представлены характеристики всех экспериментов. Установлено сопротивление усталостному разрушению упрочненных вакуумным термоциклической азотированием в плазме пульсирующего тлеющего разряда образцов и построены кривые усталости. Определена зависимость от температуры окружающей среды на количественные характеристики и вид кривой, а также описана обусловленность этой зависимости. Установлено что влияние числа циклов нагрузки и время нахождения образца при высоких температурах в условиях циклического нагружения на сопротивление усталости. Выявлено повышение предела выносливости образцов на 15…20%.

Ключевые слова: образец, колебания, температура, циклические нагрузки, усталость, разрушение.

EVALUATION OF THE INFLUENCE OF TEMPERATURE UP TO 640 °C CYCLING STRENGTH

A.Y. Nezhvedilov

The paper presents experimental results on fatigue. Presents characteristics of all experiments. Determined resistance to fatigue of reinforced vacuum plasma nitriding thermocyclic pulsating glow discharge samples and constructed curves of fatigue. The dependence of ambient temperature on the quantitative characteristics and appearance of the curve, and described conditionality of this dependence. The influence of the number of loading cycles and time of the specimens at high temperatures under cyclic loading in fatigue resistance. Detected increase endurance limit of samples at 15 ... 20%.

Key words: design, vibration, temperature, fatigue, load cycle, fracture.

Нежведілов Артур Юсупович – аспірант кафедри технології виробництва двигунів літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Е. Жуковського «ХАІ», Україна, e-mail: nezhvedilov77@mail.ru.

УДК 620.192;620.178.3

И.В. БИБЛИК, К.В. ВАКУЛЕНКО, И.Б. КАЗАК

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Украина

ОЦЕНКА СТЕПЕНИ ПОВРЕЖДЕННОСТИ СТАЛИ 40Х В УСЛОВИЯХ МНОГОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ

На примере образцов из стали 40Х рассмотрены два метода оценки степени усталостной поврежденности – экспериментальное исследование явления резкого изменения температуры поверхности образцов при высокочастотном циклическом нагружении и метод, основанный на применении компьютерного моделирования процесса усталостного разрушения. Проведено сопоставление полученных результатов. Показано, что совместное использование двух методов позволяет проводить оценку условий перехода от рассеянного к макроскопическому разрушению в условиях многоцикловой усталости.

Ключевые слова: *разогрев образца, высокочастотные циклические испытания, компьютерное моделирование, накопление повреждений.*

1. Введение и постановка задачи

Усталостное разрушение является результатом длительного накопления повреждений в металле под действием циклически изменяющихся напряжений [1]. Решение проблемы усталостного разрушения металлов и сплавов определяет прогресс в повышении надежности конструкций, машин и механизмов. В этом плане весьма актуальны исследования по разработке способов определения стадии усталостного разрушения и оценки степени усталостной поврежденности.

Последнее время активно развивается направление, связанное с исследованием начальной стадии усталостного разрушения в металлах. Многочисленные исследования позволили установить, что макротрещина формируется в результате необратимых структурных процессов, связанных с зарождением, развитием и накоплением малых трещин. В связи с этим возникает проблема интерпретации кривых усталости, определения параметров множественной поврежденности и прогозирования долговечности.

Несмотря на многообразие существующих методов прогнозирования усталостной прочности, точное моделирование процесса усталостной поврежденности и разрушения является затруднительным.

В настоящее время при установлении расчетных зависимостей для прогнозирования усталостного разрушения и оценки долговечности элементов конструкций в условиях многоцикловой усталости используется кинетический подход, который рассматривает усталостное разрушение как эволюционный процесс, протекающий во времени. Этот процесс описывается с помощью некоторых определяющих уравнений (кинетических уравнений повреждений) [2], которые устанавливают зависимость скалярной меры повреждений от режима нагружения.

Мера повреждений отождествляется с относительным, нормированным к предельному значению, количеством рассеянных микродефектов, разрушенных структурных элементов, разорванных связей [3], либо представляется в виде относительной доли сечения образца с нарушенной сплошностью. Постоянные или функциональные параметры, входящие в кинетические уравнения повреждений, должны определяться по результатам экспериментов.

Экспериментальное же определение показателей сопротивления усталости в каждом конкретном случае – длительная и дорогостоящая процедура. Необходимость сокращения материальных и технических затрат требует разработки новых методов прогнозирования свойств материала, в том числе и на основе обобщения экспериментальных данных.

2. Методики исследований

В настоящей работе рассмотрены два метода оценки степени усталостной поврежденности: изучение эффекта разогрева образца при проведении высокочастотных циклических испытаний [4] и компьютерное моделирование усталостного разрушения – и проведено сопоставление полученных результатов.

Испытания проводились на круглых образцах из стали 40Х после нормализации на вибростенде

© И.В. Библик, К.В. Вакуленко, И.Б. Казак

ВЭДС-400, который обеспечивал симметричное растяжение – сжатие при резонансной частоте ~ 400 Гц. С помощью специальной предварительной тарировки стенда задавался конкретный уровень амплитуды нагружения σ_a. Температуру поверхности образца измеряли в течение всего времени испытаний с помощью инфракрасного пирометра MS6540B с погрешностью ±1,5%.

Сначала образцы исследовали при различных значениях σ_a в течение 10^4 циклов и фиксировали достигнутую к этому моменту температуру. Затем испытания проводили при конкретном значении σ_a и наблюдали за изменением температуры поверхности образцов вплоть до разрушения.

Подход, основанный на применении компьютерного моделирования, предполагает использование разработанного в ИПМаш НАН Украины специального расчетно-экспериментального метода (РЭМ) [5, 6].

РЭМ, основанный на компьютерном моделировании процесса разрушения материалов и элементов конструкций, позволяет воспроизводить поврежденность материала при любом исследуемом законе нагружения, а также учитывать как образование и развитие индивидуальных микротрещин, так и закономерности развития ансамбля трещин в целом. Кроме того, РЭМ позволяет учитывать влияние распределенности свойств отдельных мезообъемов материала на прочность и долговечность образцов и элементов конструкций.

Методологическими предпосылками при создании РЭМ послужили некоторые идеи системной динамики и структурно-имитационного моделирования. Кроме того, он базируется на экспериментальном определении механических характеристик материала элементов конструкций с учетом режима и условий эксплуатации.

Как и в традиционной модели прочностной надежности [7], в разработанном методе также используются четыре частные модели: модель материала, модель нагружения, модель формы и модель разрушения. Компьютерная модель материала представляет собой двумерную систему, состоящую из одинаковых по размеру структурных элементов с определенным распределением свойств мезообъемов. При этом каждый структурный элемент обладает конкретными прочностными и деформационными свойствами и имеет характерные размеры элемента структуры материала конкретного класса (например, размер зерна в стали, эффективная длина и диаметр волокна в композите).

В данной работе использовалась двумерная модель, состоящая из N = 10000 (100x100) структурных элементов. За основную характеристику структурного элемента принималась его предельная деформативность, т.е. деформация, при достижении которой этот структурный элемент разрушается. Распределенность значений предельных деформаций может быть определена экспериментально или из литературных данных.

Двумерная модель материала была выбрана для упрощения расчетов, поскольку как анализ литературных данных, так и специально проведенные исследования показали сопоставимость результатов, получаемых в моделях различной размерности. С этой точки зрения двумерную модель можно рассматривать как часть трехмерного объекта.

Модель разрушения в РЭМ представляет собой имитационное развитие процесса деформации и разрушения. Компьютерное «деформирование» в РЭМ рассматривается в обобщенном смысле: не как изменение размеров, а как исчерпание «внутреннего ресурса пластичности» и проводится следующим образом. В зависимости от решаемых задач (модели нагружения) определяется шаг по деформации. После этого на каждом шаге значения предельных деформаций, заданные структурным элементам массива, уменьшаются на соответствующее значение шага. Если при этом для какого-либо элемента массива значение предельной деформации оказывается меньше или равным нулю, то этот элемент считается разрушенным, соседние с ним элементы дополнительно «деформируются» на этом же шаге до тех пор, пока после очередного анализа массива число вновь разрушившихся элементов не будет равно нулю. Затем производится следующий шаг и так до полного разрушения образца, которому соответствует «прохождение трещины» (перколяция) через все структурные элементы в каком либо сечении.

Таким образом, модель разрушения в РЭМ представляет собой модель роста перколяционного кластера разрушения, которая описывает переход от дисперсного накопления повреждений к образованию магистральной трещины.

Механические характеристики исследованной стали приведены в табл. 1.

Таблица 1

Механические характеристики стали 40Х

$\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_в$, МПа	δ, %	E, МПа
408	677	18	214000

3. Результаты и их обсуждение

Перейдем к рассмотрению и сравнению результатов применения двух методов оценки степени усталостной поврежденности образцов из стали 40Х.

На рис. 1 приведена диаграмма многоцикловой усталости образцов из стали 40Х, полученная с по-

мощью компьютерного моделирования. Значение предела выносливости (σ_{-1}), полученное из этой диаграммы, составляет 280 МПа.

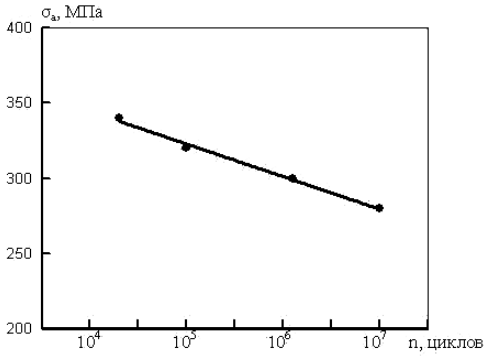


Рис. 1. Диаграмма многоцикловой усталости стали 40Х

Положения модели разрушения в рамках РЭМ основаны на закономерностях зарождения и накопле-ния микротрещин: микротрещины зарождаются постепенно, в течение всей начальной стадии разрушения практически с постоянной скоростью зарождения. С момента зарождения микротрещин и до достижения условий, при которых начинается их взаимодействие и слияние, микротрещины развиваются независимо.

По аналогии со стадией макроразрушения, когда за основную характеристику повреждаемости принимают длину трещины, в качестве параметра множественной поврежденности начальной стадии разрушения можно рассмотреть интегральную характеристику системы микротрещин – среднюю суммарную длину микротрещин или их количество, как функцию времени (или числа циклов) и нагрузки [8].

В качестве такой интегральной характеристики, определяющей степень поврежденности, было выбрано количество структурных элементов модели материала в РЭМ, разрушившихся на определенном этапе циклического нагружения (за определенное время, за определенное число циклов нагружения). При этом подразумевается, что каждая микротрещина имеет размер характерного элемента структуры материала.

В результате компьютерного моделирования формируется файл данных, в котором записываются параметры разрушенных структурных элементов: координаты (строка, столбец массива) и время разрушения.

Вначале рассмотрим особенности процесса накопления повреждений при циклическом нагружении в течение 10^4 циклов. На рис. 2 представлены результаты сравнения экспериментальной зависимости максимальной температуры рабочей поверхности образцов, испытанных циклически в течение 10^4 циклов при различных значениях амплитуды нагружения (σ_a) для исследованной стали с результатами компьютерного моделирования ($a_{отн}$ – число раз-рушенных структурных элементов, отнесенное к общему числу структурных элементов в модели материала).

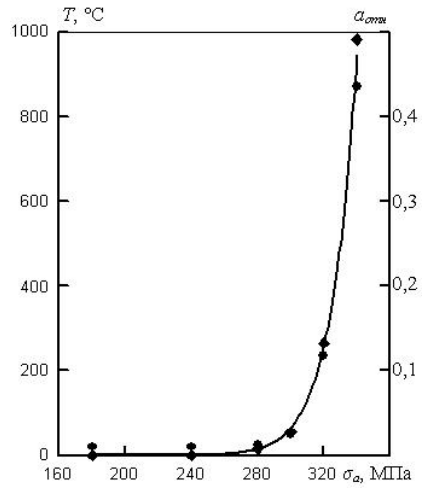


Рис. 2. Сравнение зависимостей максимальной температуры рабочей поверхности образцов из стали 40Х (•, эксперимент) и относительного числа разрушенных структурных элементов (♦, компьютерное моделирование) от амплитуды нагружения

Из рис. 2 видно, что зависимости практически совпадают. Измеряемая температура поверхности образцов при малых значениях σ_a практически остается неизменной вплоть до некоторого σ_a^*, после которого она начинает резко возрастать. При этом значение σ_a^* совпадает с вычисленным пределом выносливости стали 40Х (см. рис. 1).

Характер накопления повреждений в процессе циклического нагружения вплоть до разрушения исследовался при амплитуде напряжения 320 МПа.

На рис. 3 приведены результаты сравнения зависимостей максимальной температуры поверхности образца из стали 40Х (эксперимент) и числа образовавшихся микротрещин, n (моделирование) от времени нагружения при $\sigma_a = 320$ МПа. Видно, что наблюдается хорошее совпадение зависимостей. Примерно до 50 000 циклов нагружения ($t \approx 2$ мин) температура поверхности образца практически не изменяется, после чего она начинает расти с увеличивающейся скоростью, однако к ~ 100 000 циклов ($t = 5$ мин), скорость роста температуры снижается и образец разрушается. Подобным же образом ведет себя и зависимость числа микротрещин, образовавшихся в процессе циклического нагружения.

В данном случае для сравнения указанных за-

висимостей при компьютерном моделировании использовалась другая характеристика поврежденности – число образовавшихся микротрещин. Под микротрещиной в РЭМ подразумевается совокупность расположенных рядом разрушенных структурных элементов. Число таких элементов определяет размер микротрещины, которая кроме этого характеризуется также временем образования и координатами.

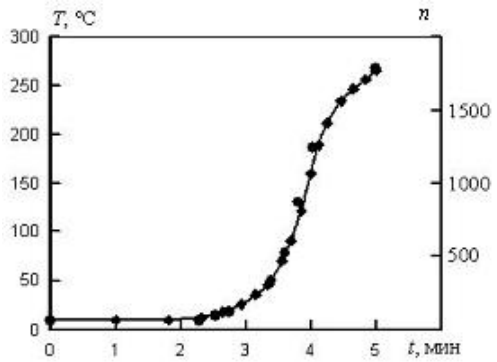


Рис. 3. Сравнение зависимостей максимальной температуры рабочей поверхности образца из стали 40Х (•) и числа образовавшихся микротрещин (♦) от времени нагружения

На рис. 4 приведены результаты сравнения двух зависимостей, полученных в результате компьютерного моделирования: числа разрушившихся структурных элементов и числа образовавшихся микротрещин от времени циклического нагружения. Видно, что до $t \approx 4$ мин эти зависимости совпадают. Однако на более поздних стадиях многоциклового нагружения скорость накопления микротрещин замедляется, в то время как скорость накопления разрушенных структурных элементов продолжает возрастать, что свидетельствует об увеличении длин образующихся микротрещин.

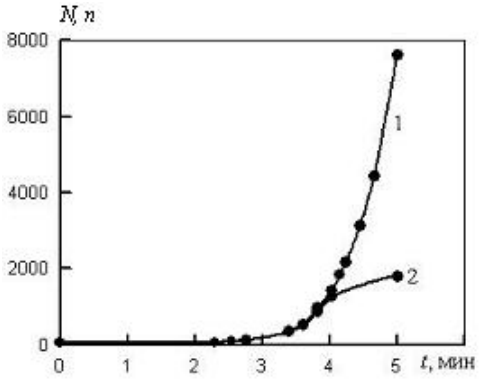


Рис. 4. Сравнение зависимостей общего числа разрушенных структурных элементов (1) и числа образовавшихся микротрещин (2) в образце из стали 40Х от времени нагружения

Такой характер зависимостей может быть объяснен тем обстоятельством, что при переходе от множественного разрушения к локализованному происходит изменение законов роста и накопления микротрещин. Вследствие увеличения числа и размеров микротрещин уменьшается расстояние между ними, микротрещины начинают взаимодействовать друг с другом и сливаться.

Таким образом, из приведенных выше результатов можно сделать вывод об адекватности модели материала, создаваемой в рамках РЭМ, и применимости компьютерного моделирования для оценки степени усталостной поврежденности в процессе многоциклового нагружения.

Выводы

В результате проведенного анализа разогрева образцов из нормализованной стали 40Х в условиях высокочастотного циклического нагружения при различных амплитудах симметричного растяжения-сжатия установлен немонотонный характер нагрева. При этом обнаружено, что при малых амплитудах нагружения нагрев практически отсутствует, но, начиная с некоторого значения σ_a, соответствующего пределу выносливости для этой стали, нагрев идет с быстро увеличивающейся скоростью. Образец также немонотонно нагревается и при постоянном σ_a с увеличением времени испытаний.

Показано, что проводимое в рамках расчетно-экспериментального метода компьютерное моделирование процесса усталостного разрушения может быть применено для объяснения полученных экспериментальных результатов. Для оценки степени поврежденности материала в условиях многоцикловой усталости в рамках РЭМ предложена модель накопления усталостных повреждений. Введена интегральная характеристика множественной поврежденности, которая может быть использована для оценки степени текущей поврежденности материала элемента конструкции в процессе эксплуатации.

Показано, что в условиях многоцикловой усталости совместное использование экспериментальных исследований и компьютерного моделирования позволяет изучать процесс накопления дефектов различных масштабных уровней при оценке условий перехода от рассеянного к макроскопическому разрушению, учитывая при этом характерные стадии этого перехода – зарождение и развитие трещин.

Литература

1. Трощенко, В.Т. Усталость и неупругость металлов [Текст] / В.Т. Трощенко. – К.: Наук. дум-

ка, 1971. – 268 с.

2. Павлов, П.А. Основы инженерных расчетов элементов машин на усталость и длительную прочность [Текст] / П.А. Павлов. – Л.: Машиностроение, 1988. – 252 с.

3. Болотин, В.В. Ресурс машин и конструкций [Текст] / В.В. Болотин. – М.: Машиностроение, 1990. – 448 с.

4. Некоторые аспекты разогрева металла в условиях циклического нагружения [Текст] / В.М. Мацевитый, И.Б. Казак, К.В. Вакуленко, О.Ф. Полищук // Проблемы машиностроения. – 2011. – Т. 14, № 1. – С. 74–80.

5. Милешкин, М.Б. Применение специального расчетно-экспериментального метода для исследования кинетики усталостного разрушения материалов и оценки ресурса элементов конструкций [Текст] / М.Б. Милешкин, И.В. Библик // Физические и компьютерные технологии в народном хозяйстве: тр. МНТК. – Х.: ХНПК «ФЭД», 2003. – С. 218–220.

6. Милешкин, М.Б. Новый метод исследования особенностей механического поведения материалов и оценки прочностной надежности элементов конструкций [Текст] / М.Б. Милешкин, И.В. Библик // Надежность и долговечность машин и сооружений: Международный науч.-техн. сб. – К., 2006. – Вып. 26. – С. 302–310.

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

8. Петерсен, Т.Б. К вопросу о связи микро- и макропараметров усталостного разрушения [Текст] / Т.Б. Петерсен // Письма в ЖТФ. – 1995. – Т. 21, Вып. 2. – С. 74–79.

Поступила в редакцию 1.06.2012

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

ОЦІНКА СТУПЕНЯ ПОШКОДЖУВАНОСТІ СТАЛІ 40Х В УМОВАХ БАГАТОЦИКЛОВОЇ ВТОМИ

І.В. Біблік, К.В. Вакуленко, І.Б. Казак

На прикладі зразків із сталі 40Х розглянуті два методи оцінки міри втомної пошкоджуваності – експериментальне дослідження явища різкої зміни температури поверхні зразків при високочастотному циклічному навантаженні і метод, що грунтується на застосуванні комп'ютерного моделювання процесу втомного руйнування. Проведено зіставлення отриманих результатів. Показано, що спільне використання двох методів дозволяє проводити оцінку умов переходу від розсіяного до макроскопічного руйнування в умовах багатоциклової втоми.

Ключові слова: розігрів зразків, високочастотні циклічні випробування, комп'ютерне моделювання, накопичення пошкоджень.

ESTIMATION OF STEEL 40X DAMAGE DEGREE IN THE CONDITIONS OF MULTICYCLIC FATIGUE

I.V. Biblik, K.V. Vakulenko, I.B. Kazak

On the example of specimens of steel 40X two methods to estimation of fatigue damage are considered - experimental investigation of the phenomenon of dramatic change of specimen surface temperature during realization of high-frequency cyclic loading and method based on application of computer design of fatigue fracture process. Comparison of results is conducted. It is shown that sharing of two methods allows to conduct the estimation of conditions of transition from dissipated to macroscopic fracture under multicyclic fatigue.

Key words: warming-up of specimen, high-frequency cyclic tests, computer modeling, damage accumulation

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.

Вакуленко Карина Владимировна – кандидат технических наук, и.о. зав. отделом материаловедения Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: matsevlad@ipmach.kharkov.ua.

Казак Ирина Богдановна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: matsevlad@ipmach.kharkov.ua.

УДК 620.179.1(045)

Е.Ю. ДОРОШЕНКО, С.Р. ИГНАТОВИЧ, С.С. ЮЦКЕВИЧ

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ОСТАТОЧНЫХ МИКРОДЕФОРМАЦИЙ НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАКИРОВАННОГО СЛОЯ АЛЮМИНИЕВЫХ ОБРАЗЦОВ

Приведен краткий аналитический обзор экспериментальных исследований по контролю остаточных микродеформаций на поверхности металлов. Предложен метод изучения формирования и развития микропластических деформаций на поверхности алюминиевых плакированных образцов с использованием бесконтактного профилометра. Проведена серия экспериментов на образцах из материала Д16АТ при регулярном циклическом нагружении до появления усталостной трещины. На основе обработки результатов, сделан вывод о целесообразности применения предложенной методики для контроля поверхности плакированного слоя алюминиевых образцов при циклическом нагружении.

Ключевые слова: *деформационный рельеф, микропластические деформации, регулярное нагружение, интерференционная профилометрия.*

Введение

В процессе эксплуатации детали АТ подвергаются воздействию циклических нагрузок, что приводит к накоплению и развитию усталостных повреждений, образованию трещин. В связи с этим актуальным является исследование процессов формирования и развития остаточных микродеформаций, их взаимного влияния, а также локализации микродеформаций в зоне распространяющейся усталостной трещины.

Известна методика определения микропластических деформаций с помощью реперных рядов [1 – 3]. Метод исследования микроскопической пластической деформации при циклических нагрузках образцов из стали и других металлов, заключается в нанесении рядов реперных точек (порядка 200 – 400 точек) с последующим измерением изменения расстояний между точками. Испытаниям подвергались образцы из армко-железа, сталей 10, 20, 50, технически чистой меди, чистого титана, алюминиевого сплава с кубической гранецентрированной решеткой и других металлов [1, 2]. Для испытаний использовались круглые образцы диаметром 10 мм и с длиной рабочей части 100 мм. Образцы предварительно шлифовались на круглошлифовальном станке, далее подвергались механической полировке и электрополированию в хлорно-уксусном электролите, так чтобы вся поверхность образца представляла микрошлиф. Затем производилось химическое травление для выявления микроструктуры.

Реперные точки наносились вдоль образующей линии уколами алмазной пирамиды с помощью прибора ПМТ-3 со специальным автоматическим приспособлением при нагрузке 0,2 – 0,5 г (в зависимости от твердости металла). Расстояние между уколами 10 мкм. Образцы подвергались усталостным испытаниям и растяжению, когда вся деформация разбивалась на четыре этапа так, что степень деформации на каждом из них составляла 2 – 4%. Участки образцов с реперными точками в ходе эксперимента фотографировалось на пленку в определенной последовательности с помощью оптического микроскопа МИМ-8М и микроинтерферометра МИИ-4. Измерение расстояний между точками до и после деформации производилось на негативах в проходящем свете на инструментальном микроскопе БМИ-1 с дополнительным увеличением (х10). Погрешность измерений не превышала 0,3% [1].

Следует отметить метод, который заключался в нанесение фотоспособом на образцы делительной сетки с базой 0,25 мм с последующим контролем размеров ячеек [4]. Метод реперных рядов позволяет контролировать только одну линию на поверхности образца. Метод [4] не дает информации о микропластической деформации, так как размеры ячеек сетки контроля значительно больше размеров зерна, т.е. дают возможность выявить только такие деформации, при которых изменяются геометрические размеры всего образца.

Для повышения достоверности и информативности контроля состояния поверхности в настоящей статье предложен метод изучения формирования и развития микропластических деформаций на поверхности образца с использованием бесконтактного профилометра «Микрон-альфа» [5].

© Е.Ю. Дорошенко, С.Р. Игнатович, С.С. Юцкевич

1. Методика проведения эксперимента

Исследование проводилось на плоских образцах, изготовленных из материала Д16АТ, с концентратором в виде отверстия, распложенного в центре образца. Заготовки образцов вырубались на гильотине с дальнейшей чистовой обработкой фрезерованием и доведением геометрических размеров до заданных значений. Геометрические размеры образцов приведены на рис. 1. Наличие на поверхности образцов плакированного слоя позволило отслеживать развитие деформационного рельефа. Поверхность образцов предварительно подготавливалась путём последовательного механического полирования поверхности, с помощью алмазных паст АСН 60/40, АСН 7/5 НОМГ, АСМ 1/0 НОМГ.

Механические испытания проводились на сервогидравлической испытательной установке с цифровым управлением Bi-00-202V (далее установка), которая позволяет испытывать образцы при статическом и циклическом нагружении.

1.1. Программы нагружения образцов

Испытание образцов на усталость производилось при регулярном циклическом нагружении, которое реализовывалось по отнулевому циклу ($0 \Leftrightarrow \sigma_{max}$) при максимальных напряжениях в цикле σ_{max} = 150 МПа, 130 МПа, 100 МПа, 80 МПа и 60 МПа. Частота нагружения составляла 12 Гц.

Испытания проводилось до появления усталостной трещины длиной 0,5 мм, что соответствовало от $5 \cdot 10^4$ до $4{,}4 \cdot 10^5$ циклов нагружений при разных напряжениях.

2. Методика определения микропластической деформации поверхности при циклическом нагружении

В процессе циклического нагружения на поверхности образцов вблизи концентратора формируется деформационный рельеф, обусловленный дислокационными механизмами пластического деформирования.

Исследование состояния поверхностного слоя проводилось на бесконтактном, интерференционном профилометре «Микрон-альфа». Разрешение по горизонтали (осям X, Y) – 0,15 мкм; разрешение по вертикали (оси Z) – 0,005 мкм [6]. После заданного периода наработки образец снимался с испытательной установки и устанавливался на предметном столике профилометра так, чтобы контролируемый участок поверхности попадал под объектив. Измерение одного и тоже участка поверхности на каждом этапе наработки обеспечивалось точной установкой образца на предметном столике. Корректировка положения контролируемой зоны проводилось визуально с использованием винтового окуляра по картинке, которая отображается в программном интерфейсе при сопоставлении исходного и текущего изображений поверхности.

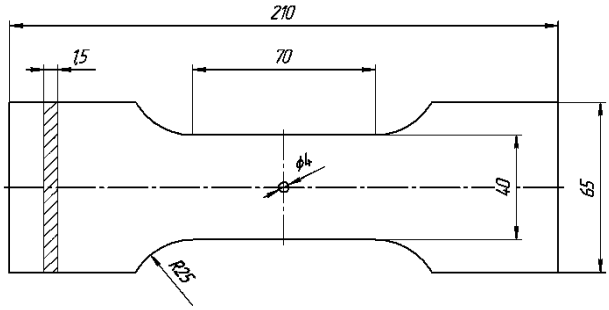


Рис. 1. Образец для испытаний

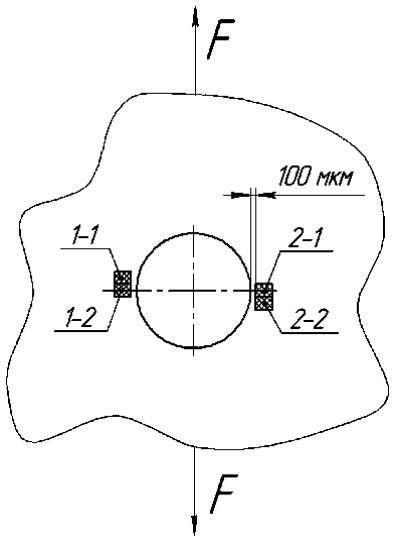
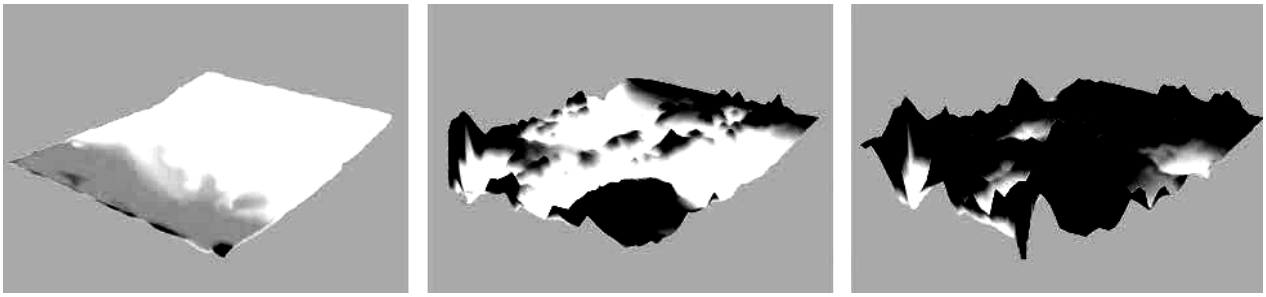


Рис. 2. Схема расположения контролируемых участков

Контролировалось по восемь участков размерами 170 х 225 мкм на каждом образце. По одному контролируемому участку располагалось справа и слева концентратора в зоне предполагаемого развития усталостной трещины, и еще по одному участку контролировалось выше и ниже указанных зон (рис. 2). Контроль производился с двух сторон образца.

На рис. 3 показано трехмерное изображение изменения рельефа поверхности контролируемого участка образца при различной наработке.

Вполне очевидно, что поцикловое изменение рельефа контролируемой площадки должно приводить к увеличению площади поверхности и, следовательно, к ее пластической деформации.



N = 0 циклов N = 60 000 циклов N = 120 000 циклов

Рис. 3. Изменение рельефа поверхности контролируемого участка образца при различной циклической наработке

Результаты сканирования контролируемого участка поверхности снимались с помощью светочувствительной матрицы разрешением 320×240 пикселей, что позволило получить снимки и зафиксировать координаты точек поверхности на сетке с шагом ячеек 0,7 мкм по горизонтальным осям.

Каждой ячейке полученного при сканировании массива данных, соответствует значение высоты рельефа z_i и координаты в горизонатльной плоскости – x_i, y_i.

Полученный массив обрабатывался по следующему алгоритму:

1. Путем соединении точек массива между собой была сформирована сетка из плоских треугольников, которая является приближением исследуемой поверхности (рис. 4).

Трехмерное представление рельефа поверхности в виде сетки плоских треугольников с учетом измеренных значений рельефа показано на рис. 5.

2. Площадь каждого треугольника рассчитывалась по значениям высоты рельефа в узлах сетки – z_j, и известным координатам его вершин – x_j, y_j (рис. 4).

3. Для наиболее удобного отображения данных вся контролируемая поверхность была разделена на 44 полосы, каждая из которых разбита на 34 ячейки размером 4,9 х 4,9 микрон. В результате образовался массив из 1496 локальных участков, каждый из них объединил в себе 98 элементарных треугольников, определение площади которых описано выше.

4. Площадь каждого из выделенных участков определялась суммированием площадей составляющих треугольников:

$$A_i = \sum_{j=1}^{98} A_j , \qquad (1)$$

где A_i – площадь i-го локального участка; A_j – площадь j-го треугольника.

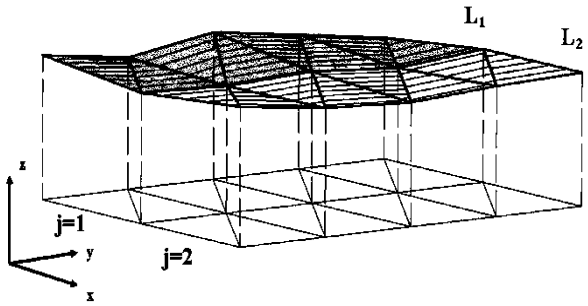


Рис. 4. Схема разбиения поверхности на плоские треугольники

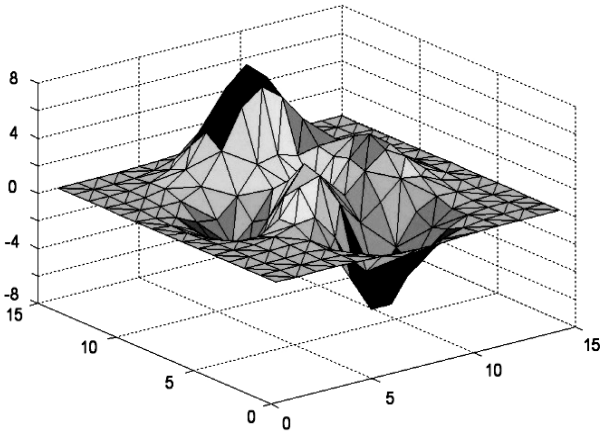


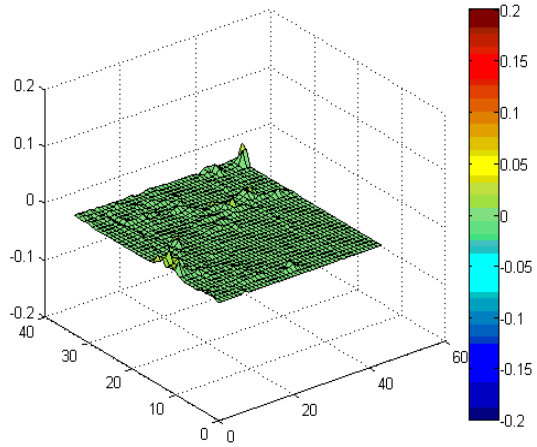
Рис. 5. Трехмерное представление рельефа поверхности контролируемой площадки в виде сетки плоских треугольников

5. По известной площади локальных участков определяется их необратимая (пластическая) деформация:

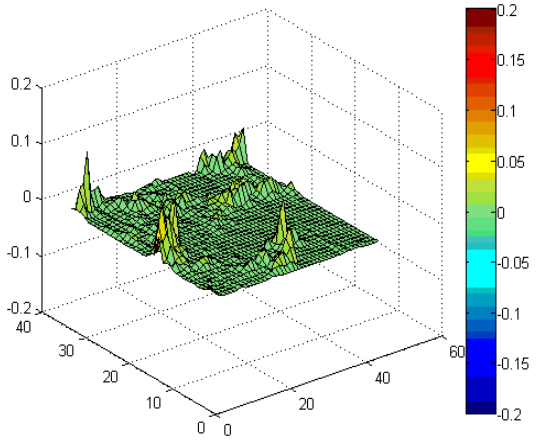
$$\varepsilon_i = \frac{A_i - A_{i0}}{A_{i0}} . \qquad (2)$$

6. Обработка результатов и построение трехмерных диаграмм распределения пластических деформаций по поверхности производилось в программной среде MATLAB (рис. 6).

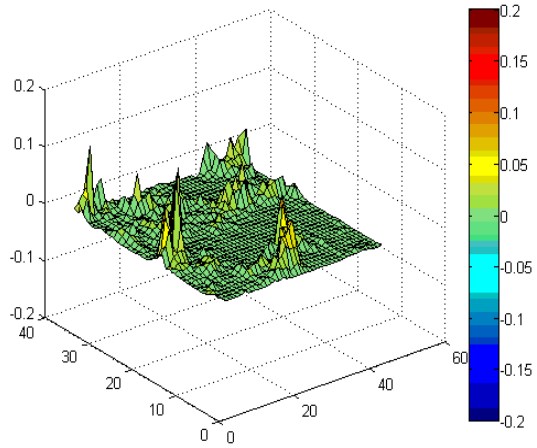
Образец №1-80, σ_{max} =80 МПа, сторона – 2, площадка 1_1



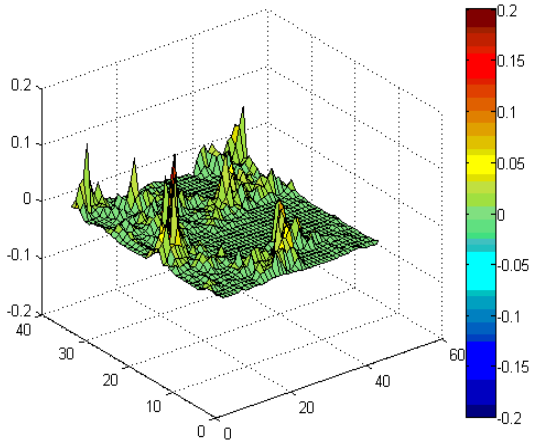
50 тыс. циклов



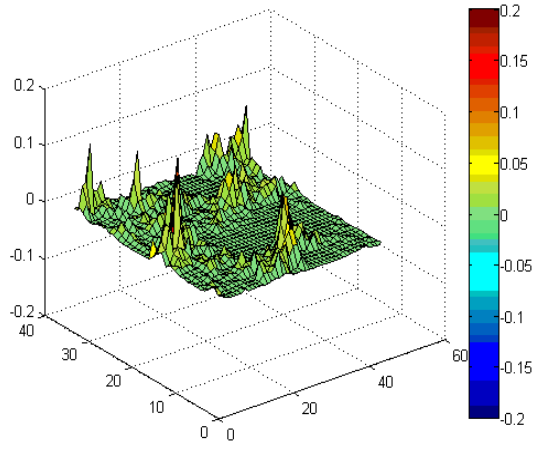
150 тыс. циклов



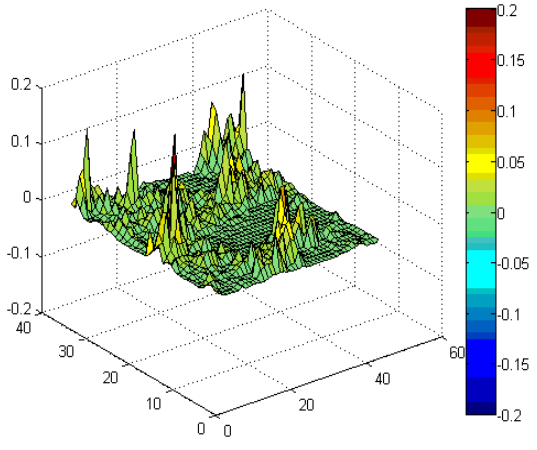
250 тыс. циклов



350 тыс. циклов



450 тыс. циклов



550 тыс. циклов

Рис. 6. Развитие пластической деформации (ε_a)
в ходе циклического нагружения образца

По осях x и y отложены номера площадок, по оси z – необратимая пластическая деформация в данной ячейке (ε_i), рассчитанная по формуле (2).

В данном случае решалась задача микропластичности, заключающаяся в оценке неоднородности пластического деформирования микроучастков поверхности материала. Анализ результатов эксперимента – трехмерной модели изменения деформационного рельефа, позволяет выявить закономерности развития микропластических деформаций на поверхности плакированного слоя сплава Д16АТ. Пластическая деформация появляется и развивается весьма неоднородно. Наблюдаются как «очаги» с повышенной деформацией, так и участки, рельеф которых практически не изменился в ходе проведения эксперимента.

С увеличением N в процесс пластического деформирования вовлекаются новые участки поверхности, а на уже деформированных участках величина пластической деформации увеличивается.

Следует отметить, что картина распределения пластических деформаций соответствует формирующемуся поверхностному рельефу.

При определенной наработке наблюдается период «насыщения» деформационного рельефа, когда развитие деформаций значительно замедляется.

При этом предложенная в работе методика более эффективна методики реперных рядов. При использовании методики контроля микропластических деформаций с помощью реперных рядов наблюдается только один ряд выбранной области, предложенная же методика позволяет контролировать всю площадь наблюдаемого участка. Методика реперных рядов не позволяет регистрировать микродеформации меньше 10 мкм, размеры контролируемых ячеек регистрируемые профилометром 0,7 мкм, что значительно выше чем в ранее описанных методиках. Визуализация процесса развития микропластических микродеформаций (рис. 6) реализуемая в программной среде MATLAB, позволяет наглядно увидеть процессы предшествующие зарождению микротрещин и соответственно началу разрушения образца. Важным преимуществом предложенного метода контроля является автоматическая оцифровка наблюдаемых микропластических деформаций, что позволяет далее производить расчеты параметров на компьютере и значительно экономит время и ресурсы на обработку результатов эксперимента.

Выводы

Разработана и апробирована эффективная методика контроля остаточных микродеформаций, с помощью которой становится возможным получать информацию о неоднородном микропластическом деформировании поверхности плакированного слоя алюминиевых образцов при циклическом нагружении.

Литература

1. Гурьев, А.В. Исследование микроособенностей деформации реальных сплавов[Текст] / А.В. Гурьев, Л.В. Кукса, Ю.Д. Хесин // Изв. АН СССР. Металлы. – 1967 – № 2. – С. 122 – 129.

2. Гурьев, А.В. Микроскопическое исследование развития полос скольжения и закономерностей накопления поврежденных мест в стали при усталостных испытаниях [Текст] / А.В. Гурьев, Г.Ю. Столяров // Прочность металлов при циклических нагрузках: материалы IV совещания по усталости металлов 14-17 марта 1966 г. – М., 1967. – С. 71 – 76.

3. Гурьев, А.В. Роль микропластических деформаций в формировании частотной зависимости циклической прочности конструкционных материалов [Текст] / А.В. Гурьев, А.П. Карпов // Проблемы прочности. – 1986. – № 4 (202) . – С. 24 – 27.

4. Белугина, Е.А. Неоднородность распределения остаточных микродеформаций при циклическом деформировании [Текст] / Е.А. Белугина, С.И. Попов, Н.А. Худякова // Проблемы прочности. – 1982. – № 7. – С. 34 – 36.

5. Игнатович, С.Р. Методика бесконтактной регистрации поверхностного рельефа объектов в трехмерном нанометрическом диапазоне[Текст] / С.Р. Игнатович, И.М. Закиев, В.И. Закиев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 4 (20). – С. 46 – 49.

6. Игнатович, С.Р. Контроль качества поверхности деталей с использованием бесконтактного профилометра [Текст] / С.Р. Игнатович, И.М. Закиев, В.И. Закиев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 8 (34). – С. 20 – 22.

Поступила в редакцию 22.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. сохранения летной годности АТ С.А. Дмитриев, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗПОДІЛУ ЗАЛИШКОВИХ МІКРОДЕФОРМАЦІЙ НА ПОВЕРХНІ ПЛАКОВАНОГО ШАРУ АЛЮМІНІЄВИХ ЗРАЗКІВ

Є.Ю. Дорошенко, С.Р. Ігнатович, С.С. Юцкевич

Наведено короткий аналітичний огляд експериментальних досліджень по контролю залишкових мікродеформацій на поверхні металів. Запропоновано метод вивчення формування і розвитку мікропластичних деформацій на поверхні алюмінієвих плакованих зразків з використанням безконтактного профілометра. Проведено серію експериментів на зразках з матеріалу Д16АТ при регулярному циклічному навантаженні до появи втомних тріщин. На основі опрацювання результатів, зроблено висновок про доцільність застосування запропонованої методики для контролю поверхні плакованого шару алюмінієвих зразків при циклічному навантаженні.

Ключові слова: деформаційний рельєф, мікропластичні деформації, регулярне навантаження, інтерференційна профілометрія.

METHOD OF STUDY ON DISTRIBUTION OF RESIDUAL MICROSURFACE LAYER CLAD ALUMINUM DESIGNS

E.Y. Doroshenko, S.R. Ignatovich, S.S. Yutskevych

A brief analytical review of experimental studies on the control of residual microdeformations on metal surfaces. A method for studying the formation and development of microplastic deformations on the surface of the cladaluminum specimens with the use of non-contact profilometer. A series of experiments on samples of the material D16AT with regular cyclic loading up to crack initiation. On the basis of the processing, the results concluded that the feasibility of the proposed method to control the surface layer isclad in aluminum specimens under cyclic loading.

Key words: deformable relief, micro plastic deformation, regular load, interference profilometry.

Дорошенко Евгений Юрьевич – аспирант кафедры конструкция летательных аппаратов ФЛА АКИ, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: John_ua@ukr.net.

Игнатович Сергей Ромуальдович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции летательных аппаратов, декан факультета Летательных аппаратов Аэрокосмического института Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: ignatovich@nau.edu.ua.

Юцкевич Святослав Сергеевич – кандидат технических наук, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: s.yutskevych@bigmir.net.

УДК 620.179.14

Н.Г. ШУЛЬЖЕНКО[1], Н.Г. ГАРМАШ[1], В.П. ГОНТАРОВСКИЙ[2]

[1]*Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков*
[2]*ПАО Харьковская ТЭЦ-5, Харьков, Украина*

ОЦЕНКА ЩАДЯЩИХ РЕЖИМОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТУРБИНЫ ПО ТЕРМОНАПРЯЖЕННОМУ СОСТОЯНИЮ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РОТОРА

Проведена оценка термонапряженного состояния высокотемпературного ротора высокого давления турбины Т-250/300-240 на различных пусковых и переходных режимах его эксплуатации с помощью разработанной компьютерной системы диагностики. На основе оценки срабатывания ресурса ротора от малоцикловой усталости определены щадящие режимы эксплуатации турбины. При этом значительно снижается уровень интенсивности напряжений и повреждаемости материала, возникающих в наиболее напряженных зонах ротора. Результаты исследований позволяют разработать рекомендации по проведению пуско-остановочных режимов турбин.

Ключевые слова: *ресурс, ротор, турбоагрегат, повреждаемость, малоцикловая усталость, термоупругость, ползучесть.*

Введение

Разработана компьютерная система диагностики термонапряженного состояния и оценки срабатывания ресурса ротора высокого давления (РВД) на фактических режимах работы турбоагрегата Т-250/300-240, определяемых по архивированным параметрам АСУ ТП [1]. Программный комплекс позволяет получить характеристики пара и условия теплообмена по ступеням и уплотнениям ротора турбины, которые используются при решении нестационарных задач теплопроводности и термоупругости с автоматизированным выбором временных шагов. Затем определяется поврежденность материала от малоцикловой усталости и ползучести за все время работы турбоагрегата.

Основной материал

При работе системы диагностики используются следующие технологические параметры АСУ ТП:

– скорость вращения ротора ω, рад/с;

– температура острого пара $T_п$, °С;

– давление острого пара $P_п$, атм;

– мощность турбогенератора N, МВт;

– расход острого пара при работе турбины в теплофикационном режиме G, кг/с;

– температура в станционном коллекторе $T_к$, °С;

– давление в станционном коллекторе $P_к$, атм;

– давление вакуума в конденсаторе P_w, атм.

Анализ термонапряженного состояния и срабатывания ресурса ротора от малоцикловой усталости и ползучести осуществляется в восьми наиболее нагруженных зонах РВД (рис. 1), которые определены по результатам ранее проведенных исследований [2].

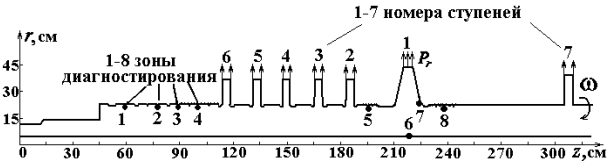


Рис. 1. Расчетная схема РВД

Система диагностики снабжена графическим интерфейсом, показывающим на экране монитора изменение во времени используемых параметров АСУ ТП, а также распределение температур и эквивалентных напряжений в зонах диагностирования. Система может использовать не только архивированные параметры АСУ ТП, но и заданные в виде таблиц зависимости, аппроксимирующие гипотетические изменения параметров по кусочно-линейным законам. Это позволяет оценить влияние возможных режимов эксплуатации на срабатывание ресурса.

В качестве примера рассмотрены инструкционные режимы расхолаживания турбоагрегата перед остановом на ремонт (рис. 2), пуск турбоагрегата из холодного состояния, останов турбоагрегата без срыва вакуума и пуск его из горячего состояния после простоя в течении 3,7 часов.

Для уменьшения уровня эквивалентных напря-

© Н.Г. Шульженко, Н.Г. Гармаш, В.П. Гонтаровский

жений и срабатывания ресурса, после анализа расчетных данных, указанные режимы были скорректированы и с ними получены следующие результаты.

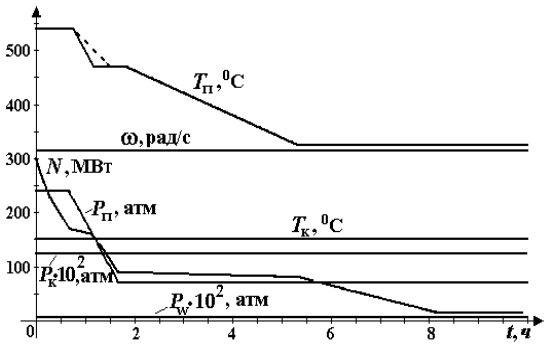


Рис. 2. Распределение технологических параметров при расхолаживании турбоагрегата

На рис. 3 приводятся данные моделирования расхолаживания турбоагрегата. Распределение температур и эквивалентных напряжений в точках диагностирования 4, 5, 8 при соблюдении нормативных зависимостей для технологических параметров представлено на 3, а. В других точках получены результаты, близкие к приведенным.

Снижение максимальных эквивалентных напряжений с 470 до 360 МПа (см. рис. 3, б) достигается уменьшением скорости падения температуры острого пара (показано пунктиром на рис. 2). Если в начальном варианте наблюдалась повреждаемость $45 \cdot 10^{-6}$ без учета запаса и $224 \cdot 10^{-6}$ с учетом запаса, то на щадящем режиме повреждаемость, вызванная малоцикловой усталостью, была незначительной по сравнению с указанной.

Изменение технологических параметров при пуске турбины из холодного состояния показано на рис. 4. Распределение температур и эквивалентных напряжений в точках диагностирования 1, 5, 8 представлено на рис. 5. При нормативных значениях технологических параметров (рис. 4, а) максимальные напряжения наблюдаются в канавках внутреннего уплотнения (т. 8) и уплотнения между первой и второй ступенями (т. 5) после толчка ротора (рис. 5, а).

Графики распределения параметров при пуске из холодного состояния были скорректированы для оценки щадящих режимов (рис. 4, б). Время прогрева уплотнений сокращено на один час, поскольку температура после часового прогрева изменяется мало. Температура пара при толчке ротора была понижена на 12 °С, на 1 час сокращен выстой турбины на холостом ходу, а также увеличена скорость набора мощности. При этом время пуска сократилось еще на один час. Результаты расчетов для этого пускового режима показаны на рис. 5, б. Отметим, что максимальное число пусков из холодного состояния по нормативному графику составляет 660, по предложенному – 845 и определяется уровнем напряжений в канавках внутреннего уплотнения.

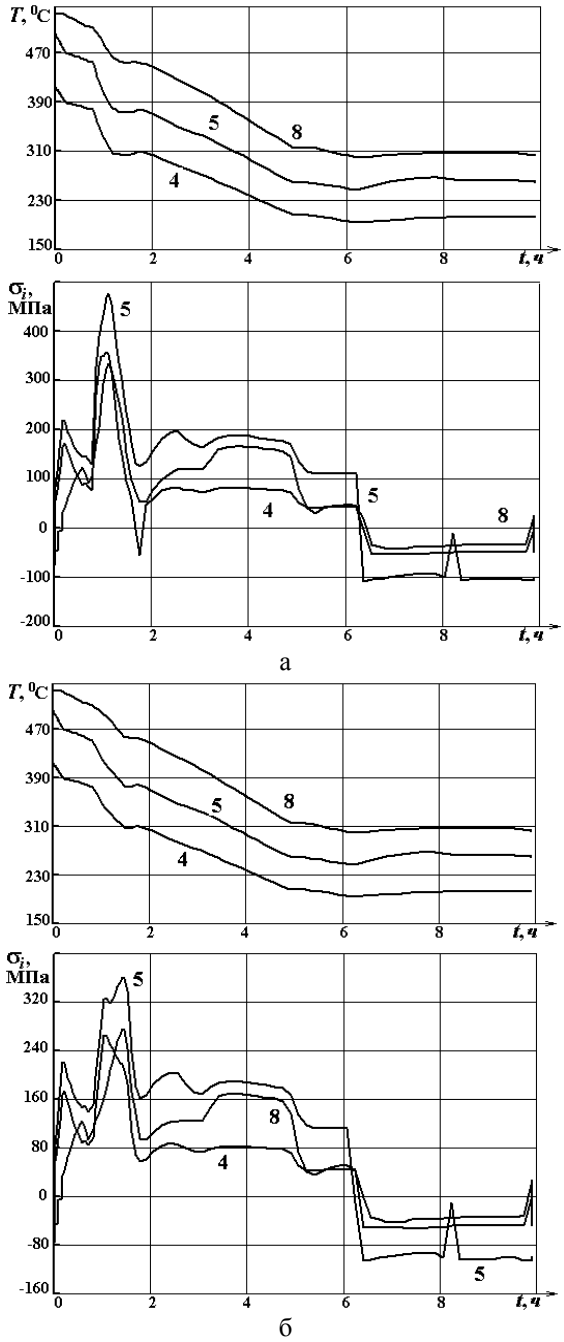
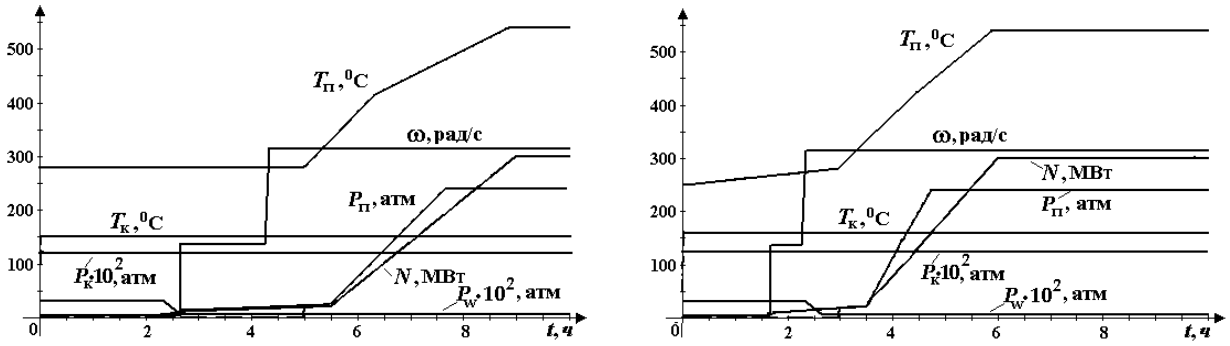


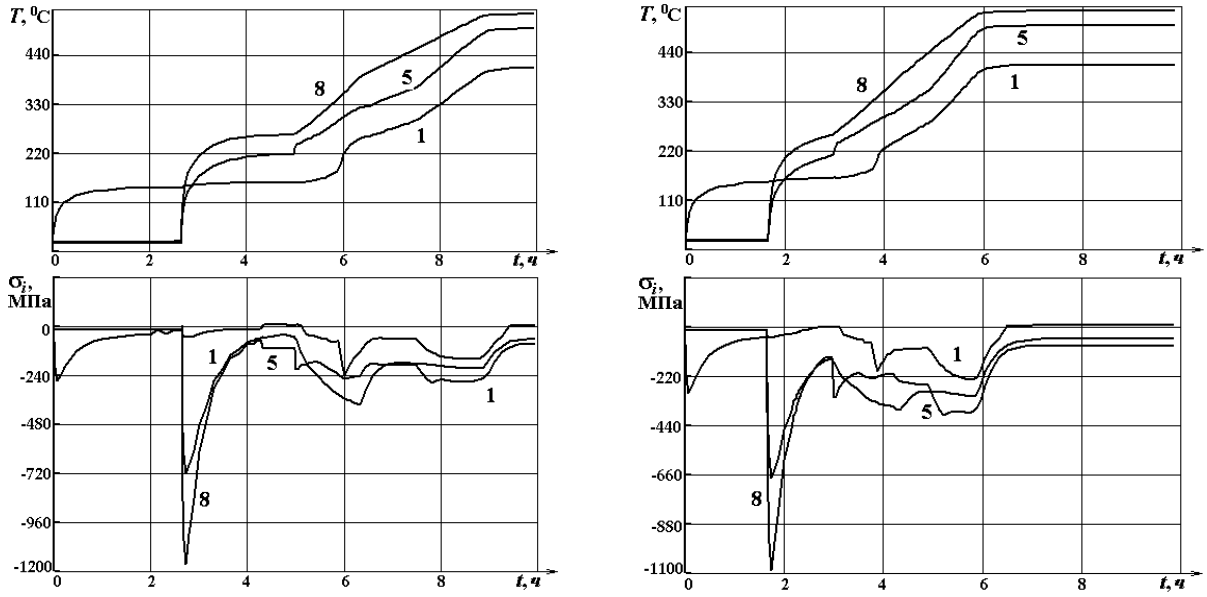
Рис. 3. Распределение температур и напряжений при расхолаживании турбоагрегата:
а – заданные параметры; б – скорректированные

Несмотря на сокращение времени пуска турбины на три часа, максимальные эквивалентные напряжения уменьшились на 100 МПа за счет снижения температуры острого пара при толчке ротора. Если бы начальная температура ротора была близка 60 °С, уровень напряжений был бы еще меньше.



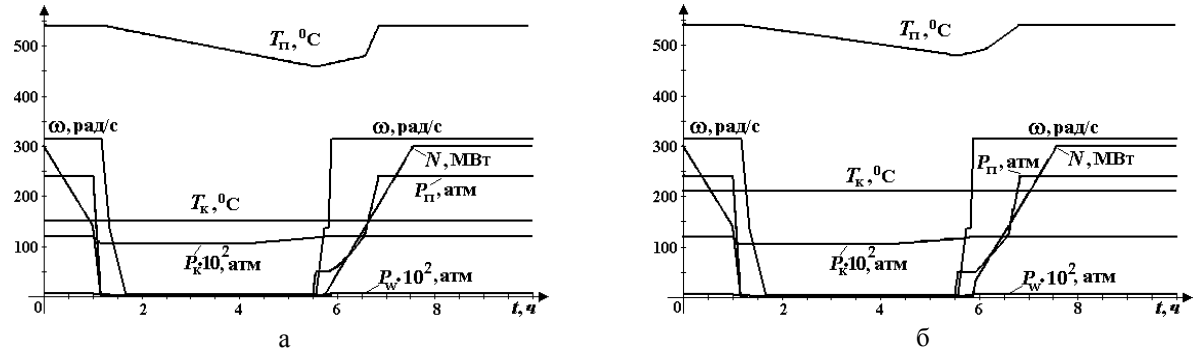
а б

Рис. 4. Распределение технологических параметров при пуске турбины из холодного состояния:
а – нормативное; б – скорректированное



а б

Рис. 5. Распределение температур и напряжений при пуске турбины из холодного состояния:
а – заданные параметры; б – скорректированные



а б

Рис. 6. Распределение технологических параметров при пуске турбины из горячего состояния:
а – нормативное; б – скорректированное

На рис. 6 показаны инструкционные графики изменения технологических параметров при останове турбоагрегата без срыва вакуума и при пуске из горячего состояния. Распределение температур и эквивалентных напряжений в точках диагностирования 1, 4, 5, 8 представлено на рис. 7. За счет снижения температуры пара при его дросселировании во время останова (рис. 6, а), а затем при захолаживании участка уплотнения в зоне 1 паром из коллектора, на дне этой канавки возникают растягивающие эквивалентные напряжения 510 МПа (рис. 7, а).

В канавках зоны 5 возникают максимальные растягивающие напряжения (за счет пониженной температуры острого пара и ее дальнейшего снижения за счет дросселирования). Затем при наборе мощности напряжения становятся сжимающими и

достигают – 450 МПа. В случае повышения температуры пара в коллекторе до 210 °С и увеличения температуры острого пара во время пуска на 15 °С при скорректированном изменении технологических параметров (рис. 6, б) максимальные значения напряжений снижаются в зонах 1 и 5 более чем на 100 МПа (рис. 7, б). Это уменьшает повреждаемость материала от малоцикловой усталости в 2 раза.

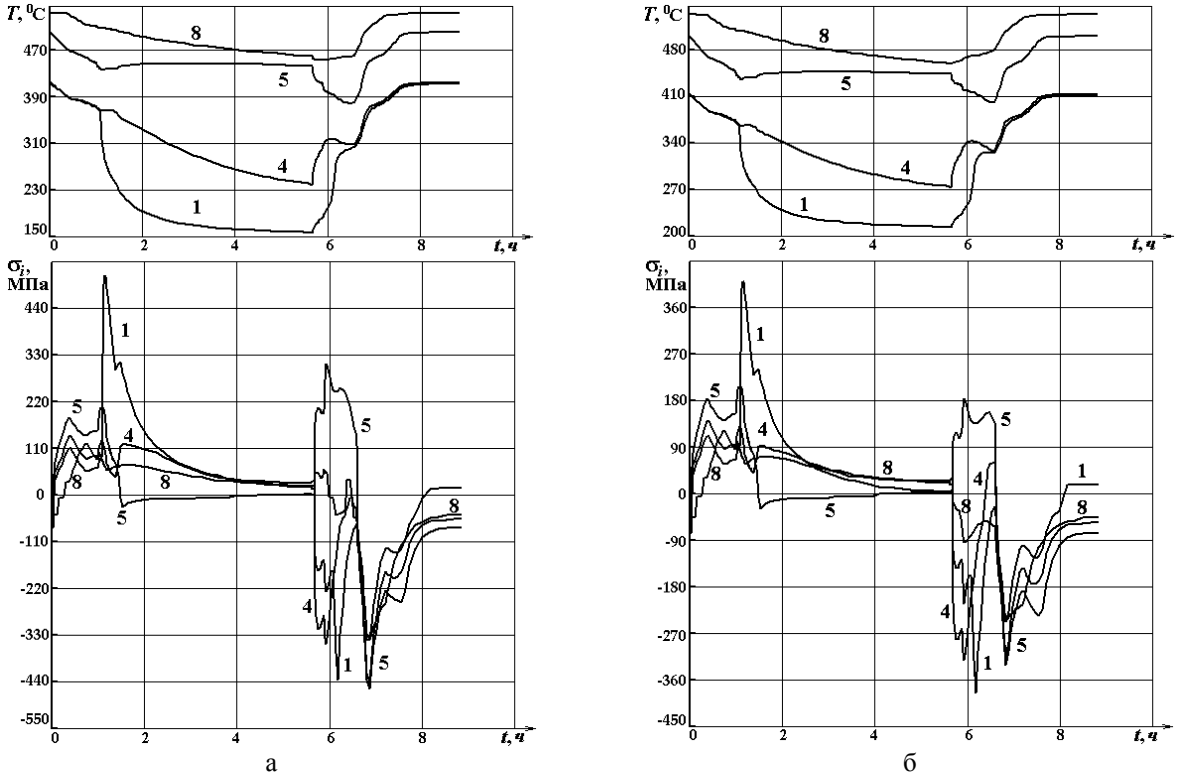


Рис. 7. Распределение температур и напряжений при пуске турбины из горячего состояния:
а – заданные параметры; б – скорректированные

Максимальное число остановов без срыва вакуума и пусков из горячего состояния лимитируется повреждениями в канавках первой зоны переднего концевого уплотнения и для нормативного режима составляет 6370, а для рекомендованного – 15000 пусков.

Анализ изменения параметров АСУ ТП на работающей турбине Т-250/300-240 Харьковской ТЭЦ-5 показал, что зачастую при снижении мощности температура пара в коллекторе повышается до 210–240 °С (или остается неизменной). Даже при глубокой разгрузке рабочий пар в уплотнении вытесняет пар, поступающий из коллектора, поэтому его температура не влияет на напряжения при сбросе-набросе мощности. При останове турбоагрегата без срыва вакуума желательно, чтобы температура пара в коллекторе была более высокой.

Повреждаемость материала при регулировании мощности зависит от скорости ее изменения и от глубины разгрузки. При рекомендованных заводом скоростях изменения мощности (для первых 50 МВт – 7,5 МВт/мин, а далее – 1,75 МВт/мин) повреждаемость материала практически отсутствует. При глубокой разгрузке с 300 до 140 МВт максимальная повреждаемость материала наблюдается в пятой зоне диагностирования (при скоростях изменения мощности 7,5 МВт/мин может быть 4600 циклов, при глубине разгрузки 100 МВт – до 10000 циклов). Повреждаемостью материала в канавках переднего концевого уплотнения при регулировании мощности даже с глубокими разгрузками можно пренебречь.

Отметим, что при оценке повреждаемости материала от малоцикловой усталости за указанные периоды не учитывалась вся предыдущая история деформирования материала.

Основной вклад в повреждаемость вносят максимальные размахи эквивалентных напряжений в цикле. В публикациях ВТИ [3] отмечалось, что рекомендованные инструкционные пуско-остановочные режимы являются перестраховочными. В настоящее время не пересмотрены нормативные документы с целью совершенствования требований к проведению пуско-остановочных режимов. Накопление данных по срабатыванию ресурса в реальных условиях эксплуатации турбоагрегата и осуществление подобных расчетных исследований позволит предложить рекомендации по улучшению

пуско-остановочных режимов паровых турбин и сокращению их длительности, что может привести к значительной экономии топлива.

Литература

1. Гонтаровський, В.П. Автоматизація визначення режимів роботи турбіни Т-250/300-240 за даними АСУ ТП [Текст] / В.П. Гонтаровський, Ю.Г. Єфремов, Н.Г. Гармаш // Десятий міжнародний симпозіум українських інженерів-механіків у Львові: праці. – Львів: КІНПАТРІ ЛТД, 2011.– С. 32 – 34.

2. Шульженко, Н.Г. Задачи термопрочности, вибродиагностики и ресурса энергоагрегатов (модели, методы, результаты исследований) [Текст]: моногр. / Н.Г. Шульженко, П.П. Гонтаровский, Б.Ф. Зайцев. –Saarbrücken, Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011. – 370 с. – Напечатано в России.

3. Плоткин, Е.Р. / Пусковые режимы паровых турбин энергоблоков [Текст] / Е.Р. Плоткин, А.Ш. Лейзерович. – М.: Энергия, 1980. – 192 с.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук Б.Ф. Зайцев, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков Украина.

ОЦІНКА ЩАДНИХ РЕЖИМІВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ТУРБІНИ ПО ТЕРМОНАПРУЖЕНОМУ СТАНУ ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РОТОРА

М.Г. Шульженко, Н.Г. Гармаш, В.П. Гонтаровський

Проведено оцінку термонапруженого стану високотемпературного ротора високого тиску турбіни Т-250/300-240 на різних пускових та перехідних режимах його експлуатації за допомогою розробленої комп'ютерної системи діагностики. На основі оцінки виробітку ресурсу ротора від малоциклової втоми визначені щадні режими експлуатації ротора турбіни. При цьому значно знижується рівень інтенсивності напружень та пошкоджуваності матеріалу, що виникають у найбільше напружених зонах ротора. Результати досліджень дозволяють розробити рекомендації по проведенню пуско-зупинних режимів турбін.

Ключові слова: ресурс**,** ротор, турбоагрегат, пошкодженість, малоциклова втома, термопружність, повзучість.

THE ESTIMATION OF PARTIAL LOAD MODES EXPLOITATION OF TURBINES ON THE THERMOSTRESSED STATE OF THE HIGH-TEMPERATURE ROTOR

N.G. Shulzhenko, N.G. Garmash, V.P. Gontarowsky

The estimation of a thermostressed state of a high-temperature rotor of a high pressure of turbine T-250/300-240 is spent at different starting and transient regimes of its operation with help of the developed computer system of diagnostic. By means an estimation of operation of a resource of a rotor from low-cycle fatigue conditions of partial load modes exploitation of the turbine are defined. Level of intensity of stresses and damageability of the material in the most strained zones is considerably downgraded. Results of researches can be used at development of recommendations about conducting of pusk-stopping regimes of turbomachineries.

Key words: resource, rotor, the turbomachinery, damageability, low-cycle fatigue, thermoelasticity, creep.

Шульженко Николай Григорьевич – доктор технических наук, зав. отделом вибрационных и термопрочностных исследований института проблем машиностроения НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail:shulzh@ipmach.kharkov.ua.

Гармаш Наталия Григорьевна – кандидат технических наук, научный сотрудник отдела вибрационных и термопрочностных исследований института проблем машиностроения НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail:garm_n@ipmach.kharkov.ua.

Гонтаровский Владимир Павлович – зам. нач. рем. цеха ПАО "Харьковская ТЭЦ-5", Харьков, Украина.

УДК 631.7.04-197:631:7.019.12

В.О. ПОВГОРОДНИЙ

Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков, Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОУПРУГОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ТУРБИН ИСХОДЯ ИЗ РЕШЕНИЯ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ТЕРМОУПРУГОСТИ

Экспериментально – теоретическое исследование термоупругого состояния элементов турбостроения осуществляется исходя из решения обратной задачи термоупругости. В результате решения обратной задачи термоупругости можно определить температурное поле диска турбины исходя из температурных напряжений. Обратная задача термоупругости решается с использованием уравнения Фредгольма и конечно-разностный аналог ядра интегрального оператора строился исходя из кусочно-постояннлой аппроксимации и позволяет заменить эксперимент. В качестве примера рассмотрим полый круговой цилиндр. Результаты расчета можно использовать как неотъемлемую часть проектирования объектов энергетического машиностроения (паровых и газовых турбин), а также расчета их ресурса и выбора системы охлаждения.

Ключевые слова: *температура, обратные задачи, термоупругость, турбина, диск турбины.*

Ведение

Сформулируем следующую задачу экспериментально-теоретического исследования термоупругого напряженного состояния тела. Пусть в теле, занимающем область V, имеется стационарное неоднородное температурное поле и соответствующее ему поле термоупругих напряжений.

В результате измерений на части поверхности S температура T(s) и тензор термоупругих напряжений σ_{ij} (s) считаются известными. При этих условиях требуется определить температуру T(x) поверхности L.

1. Формулирование проблемы

Тензор термоупругих напряжений $\sigma_{ij,j}$ в рассматриваемом случае удовлетворяет следующей системе дифференциальных уравнений стационарной термоупругости в напряжениях [1]:

$$\sigma_{ij,j} = 0,$$

$$\sigma_{ij,kk} + \frac{1}{1+\mu}(\sigma_{kk} + \alpha_t ET), ij = 0, \qquad (1)$$

$$\sigma_{ij} n_j = 0 \text{ на L+S.}$$

Здесь σ_{kk} – первый вариант тензора напряжений; α_t – коэффициент теплового расширения; E – модуль упругости; μ – коэффициент Пуассона; T– температурное поле без источников; n_j – компоненты единичного вектора внешней нормали в точках поверхностей L и S.

Рассмотрим случай, когда в точке x_0 L задана обобщенная функция температуры $T_0\ \delta(x - x_0)$, где T_0 – константа, $\delta\ (x - x_0)$ – дельта-функция Дирака. На части поверхности S положим температуру, равную нулю. Найдем в этом случае решение уравнений теплопроводности для рассматриваемой области. Эта задача является полностью определенной в смысле краевых условий и корректно поставленной. В результате решения системы уравнений (1) определим распределение значений тензора напряжений в объеме тела, в том числе и на поверхности S. Обозначим тензор напряжений на S через H_{ij} (s, x_0). Пусть точка x_0 пробегает все множество точек, принадлежащих L. В результате построим функции Грина для напряжений. Зная функции Грина H_{ij}(s, x_0), можно определить напряженное состояние на поверхности S от произвольного распределения температуры T(x) на поверхности L при условии равенства нулю температуры на S. Тензор напряжений в точках s S можно представить в следующем виде

$$\sigma_{ij}(s) = \int_l H_{ij}^t(s, x) T(x) dL(x). \qquad (2)$$

Поскольку выражение (2) представляет собой суперпозицию решений краевых задач термоупругости, то тензор напряжений σ_{ij} (x) также будет удовлетворять системе уравнений линейной термоупругости (1).

Поскольку выражение (2) представляет собой суперпозицию решений краевых задач термоупругости, то тензор напряжений σ_{ij}(x) также будет

© В.О. Повгородний

удовлетворять системе уравнений линейной термоупругости (1).

Рассмотрим теперь случай, когда на поверхности S задана температура T(S), известная из постановки задачи, а на поверхности L температура равна нулю. Найдем в этом случае решение системы уравнений (1)–(2). Эта задача также является полностью определенной в смысле краевых условий и конкретно поставленной. В результате решения определим распределение значений тензора напряжений в объеме тела и в точках $s \in S$. Обозначим тензор напряжений на S через $\sigma_{ij}^{0}(x)$. Предположим теперь, что распределение температуры как на поверхности S, так и на поверхности L известно (T(x) и T(s)). Тогда заданный на наружной поверхности тензор напряжений $\sigma_{ij}^{*}(x)$ будет удовлетворять следующему уравнению:

$$\sigma_{ij}^{*}(s) = \sigma_{ij}^{0}(s) + \int_{l} H_{ij}^{t}(s,x)T(x)dL(x). \qquad (3)$$

Тензор термоупругих напряжений, определяемый этим выражением, ввиду линейности рассматриваемой задачи удовлетворяет всем уравнениям термоупругости и заданным граничным условиям.

При известном распределении температуры T(s) и известном тензоре напряжений $\sigma_{ij}^{*}(x)$ на поверхности S представление (3) является уравнением относительно неизвестного распределения температуры T(x) на поверхности L.

Перепишем уравнением (3) в следующем виде:

$$\int_{l} H_{ij}^{t}(s,x)T(x)dL(x) = \varphi_{ij}(s),$$

где $\varphi_{ij}(s) = \sigma_{ij}^{*}(s) - \sigma_{ij}^{0}(s), ij = 1,2,3.$

Таким образом, для нахождения неизвестного распределения T(x) на поверхности S необходимо решить это интегральное уравнение Фредгольма первого рода. Решение этого уравнения представляет собой обратную задачу термоупругости, в которой изучаемый объект (в данном случае T(x) – распределение температуры на L) не доступен для прямого экспериментального исследования, и изучается его некоторое проявление $\varphi_{ij}(s)$.

2. Решение проблемы

Методы решения обратной задачи термоупругости аналогичны рассмотренным выше и сводятся к решению уравнения Фредгольма 1-го рода. Но здесь необходимо отметить, что построение альтернирующего итерационного процесса в этой задаче невозможно ввиду специфики граничных условий, задаваемых на поверхности измерений. Задача не сводится к некоторой корректно-поставленой, минуя использование процедуры регуляризации или конструктивного выделения компактного множества корректности, на котором возможен поиск искомого решения. В то же время рассматриваемая задача характеризуется тем обстоятельством, что искомая величина является скалярной величиной, а отклик ее проявляется в виде тензорной величины. Это весьма благоприятное обстоятельство, позволяющее во многих случаях получать устойчивые приближения, на пользуясь методом регуляризации. Используя же регуляризацию, можно в широких пределах варьировать эффективную зону измерений, сужая ее до тех пределов, с которых начинает сказываться неустойчивость алгоритма регуляризации [2, 3].

Изложенный метод восстановления температуры на недоступных для измерений поверхностях может быть использован при рассмотрении нестационарной задачи термоупругости, в том числе с распределенными по объему источниками тепла. Отличие этой задачи от рассмотренной стационарной заключается в способе построения интегрального оператора, являющегося функцией времени и определяемого из решения уравнений нестационарной термоупругости.

В качестве примера рассмотрим полый круговой цилиндр, имеющий радиальные размеры, но ограниченную длину 2L = 200 мм и находящийся под действием осесимметричного, нестационарного температурного поля, полученного при нулевой начальной температуре и мгновенно нагреваемой внутренней поверхности, поддерживаемой неизменной во времени. На торцах и внешней поверхности цилиндра поддерживается нулевая температура. Коэффициент температуропроводности материала цилиндра $a = 2{,}3*10^{4}$ мм^2/ч. Требуется при известных на внешней поверхности осевых и кольцевых напряжениях σ_{xx} и $\sigma_{\theta\theta}$, приведенных на рис. 1 и соответствующих 40-й секунде прогрева, определить распределение температуры на внутренней поверхности цилиндра и возникающие в нем термоупругие (температурные) напряжения.

При решении этой задачи применен метод граничных элементов (МГЭ) в сочетании с вариационным методом. На рис. 1 приведены результаты решения обратной задачи термоупругости. Кривая 1 (сплошная) соответствует точному распределению температуры на внутренней поверхности, кривая 2 (пунктир с точкой) соответствует регуляризованному решению обратной задачи, полученному по точным значениям совместно использованных осевых и кольцевых напряжений на внешней поверхности.

На рис. 2 представлены регуляризованные решения при двух уровнях погрешности задания коль-

цевых и меридиональных напряжений. Кривые 1 и 2 отвечают значениям относительных случайных ошибок с нормальным законом распределения, не превышающим соответственно 5 и 10 % от величины напряжений в узловых точках s_i. Рис. иллюстрирует устойчивость регуляризованных приближений к возмущению исходных данных (кривая 3 – точное значение искомой температуры).

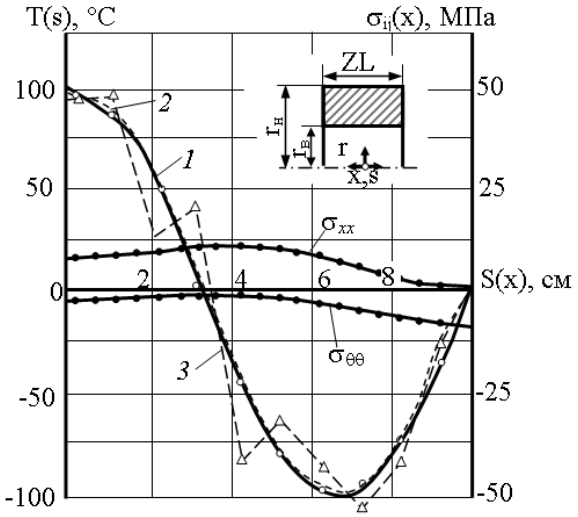


Рис. 1. Исходные данные (напряжения σ_{xx} и $\sigma_{\theta\theta}$ на внешней поверхности) и результаты восстановления распределения температуры (на внутренней поверхности):
1 – точное решение; 2 – регуляризованное решение; 3 – нерегуляризованное решение

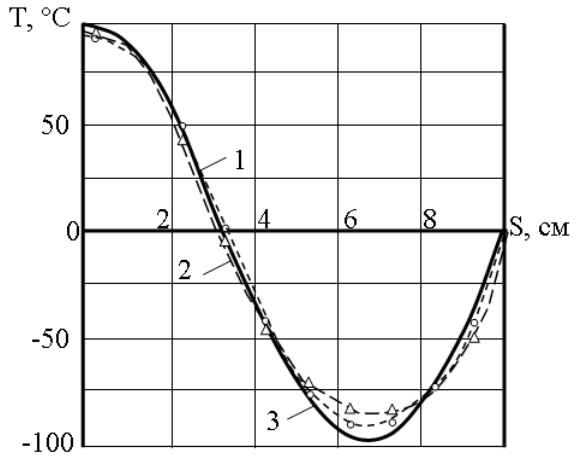


Рис. 2. Регуляризованные решения при двух уровнях погрешностей исходных данных:
1 – точное решение; 2 – регуляризованное решение; 3 – нерегуляризованное решение

Полученные результаты показывают следующее. Регуляризованное решение (см. кривую 3 на рис. 1), полученное на основе совместного использования информации о кольцевых и меридиональных напряжениях, обладает высокой степенью приближения к точному решению. Хотя количество информации, необходимое для восстановления распределения температуры в рассматриваемом случае, могло бы быть значительно меньшее, использование избыточной информации позволило получить устойчивые приближения в широком диапазоне изменения параметра регуляризации. Практически оптимальное значение параметра регуляризации в приведенном на рис. 1 случае занимает интервал $0{,}01 \geq \alpha \geq 0{,}00001$. Приведенное на рис. 1 нерегуляризованное решение (кривая 3), хотя и «разболтано», но отражает тенденцию поведения искомого решения. При получении нерегуляризованного решения с меньшим или минимально необходимым количеством исходной информации наблюдается усиление «разболтки». При этом зона оптимальных значений параметра регуляризации сильно сужается.

Выводы

Решение проблемы регулирования внешних или внутренних температурных силовых нагружений, прикоторых будут достигнуты температурные напряжения или перемещения в элементах конструкций в пределах допустимых значений, имеют теоретическую и практическую ценность. Целесообразно считать, что единственный путь нахождения этих величин как функции времени и ггометрических координат заключается в решении обратных задач теплопроводности и термоупругости и определении температурного поля исходя из поля температурных напряжений.

Кроме того, экономичность состоит в том, что дороговизна и сложность экспериментальных исследований вызывает необходимость создания расчетно-теоретических методик исследования данных технических объектов и разработки алгоритмов для аналитического и численного решения ряда тестовых задач температурного управления.

.

Литература

1. Бахышев, Ш.М. Обратные задачи термоупругости [Текст] / Ш.М. Бахышев. – М.: Прометей, 2002. – 152 с.

2. Банцарев, К.Н. Исследование составных пластин методом граничных элементов в сочетании с вариационным методом [Текст] / К.Н. Банцарев. – Набережные Челны, 2001. – 116 с.

3. Романов, В.Г. Обратные задачи математической физики [Текст] / В.Г. Романов. – М.: Наука, 1984. – 261 с.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков, Украина.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕРМОПРУЖНОГО СТАНУ ЕЛЕМЕНТІВ ТУРБІН ВИХОДЯЧИ З РІШЕННЯ ЗВОРОТНИХ ЗАДАЧ ТЕРМОПРУЖНОСТІ

В.О. Повногородній

Розглядається обернена коефіцієнтна задача термопружності для елементів турбін. Розв'язок, що пропонується в цій роботі, базується на тому, що термомеханічні процеси в платі є гармонійними. Геометрія області та граничні умови дозволяють звести цю задачу до одномірної задачі термопружності. За умови дуже малих частот термомеханічних коливань можна побудувати рівняння, з котрого можна знайти коефіцієнти температурних напружень та тепловиділення при деформуванні. Числовий метод, який використовується – метод граничних елементів Одержані результати можна використовувати при моделюванні процесу експериментального визначення фізико – математичних характеристик матеріалів, які використовуються в авіа конструкціях, приладобудуванні ракетобудуванні та енергетичному машинобудуванні.

Ключові слова: температура, обернені задачі, термопружність, турбіна, диск турбіни.

THE DIGIT AND ANALYTICAL SOLUTION OF INVERS PROBLEM FOR PLATE WITH ELEMENT'S JF THE TURBINE

V.O. Povnogorodniy

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 machinebuidings.

Key words: temperature, inverse problems, thermoelasticity, turbine, element's of the turbine.

Повгородний Владимир Олегович – кандидат технических наук, доцент, Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков, Украина.

УДК 531.781.2

Ю.А. ГУСЕВ[1], КАМБИЗ КАХРАИ[1], Д.Ф. СИМБИРСКИЙ[1], С.С. ТРИПОЛЬСКИЙ[2]

[1]Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина
[2]ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ПЛЕНОЧНЫЙ ТЕНЗОРЕЗИСТОР ДЛЯ ВИБРОИСПЫТАНИЙ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД

Приведены условия, при которых проводятся исследования вибронапряженного состояния лопаток турбин ГТД с применением тензорезисторов. Рассматриваются технологические особенности изготовления высокотемпературных пленочных тензорезисторов при нанесении их на исследуемую деталь – лопатку турбины. Использовались тензорезисторы с пленочным чувствительным элементом на основе металлокерамики и изолятором-подложкой из высокотемпературного цемента фосфатного твердения. Представлены такие характеристики пленочного тезорезистора как тензочувствительность и температурная чувствительность, а также проведены исследования его на термоциклическую прочность, на термоудар. Приведены результаты исследования вибронапряженного состояния лопаток турбокомпрессора малоразмерного газотурбинного двигателя. Отмечается положительные особенности применения высокотемпературных пленочных тензорезисторов не смотря на сложность технологии их нанесения на лопатку.

Ключевые слова: *тензорезистор, чувствительный элемент, изолятор-подложка, вибронапряжение, газотурбинный двигатель.*

Введение

Для исследования вибронапряженного состояния лопаток турбин применяются высокотемпературные тезорезисторы. Тензорезисторы, размещенные на рабочих лопатках турбин ГТД, испытывают воздействие высокоскоростных (до 600 м/с) и химически агрессивных газовых потоков с температурой до 1300 – 1500 °С, приводящее к значительным механическим нагрузкам и эрозионным явлениям. Высокие обороты роторов вызывают предельно высокие растягивающие напряжения от центробежных сил. Так у современных маршевых малоразмерных газотурбинных двигателей частота вращения турбокомпрессора (ТК) может составлять 57000 об/мин.

В современной высокотемпературной вибротензометрии при прочностных исследованиях деталей авиационных двигателей широко используются высокотемпературные тезорезисторы с чувствительными элементами из нихромовой микропроволоки [1]. Основной недостаток этих датчиков – сравнительно низкий ресурс работы при температуре 900 – 1000 °С и динамических относительных деформациях порядка $500*10^{-6}$. Кроме того, в процессе препарировки лопаток турбин тензорезисторами подобного типа, как правило, перекрываются отверстия и выходные щели системы охлаждения, что недопустимо.

С 1972 года в Харьковском авиационном институте проводились работы по созданию и применению высокотемпературных пленочных тензорезисторов (ВПТ) [2], которые отличаются повышенной вибростойкостью и работоспособностью при температуре 1000 °С.

1. Технологические аспекты

Описаны техника изготовления и результаты испытания пленочного тензорезистора с рабочей температурой 1000 – 1050 °С.

Технология получения пленочных тензорезисторов [2], а также расширение температурного диапазона исследований различных конструкций в сторону высоких температур вновь вызвали необходимость изучения характеристик пленочных тензорезисторов при этих температурах.

Изолятор-подложка тензорезистора наносится на исследуемую деталь в виде шликера на основе оксидов металлов и фосфатных связующих, который после температурной обработки до 300 °С превращается в жаростойкое покрытие, обладающего большой стойкостью к тепловым ударам и вибропрочностью.

Чувствительный элемент тензорезистора представляет собой металлокерамическую пленку платины – палладия, получаемую из специальной пасты.

Состав металлокерамической пасты в весовых процентах: мелкодисперсный порошок платины – 20; порошок палладия – 20; двуокись кремния – 10;

© Ю.А. Гусев, Камбиз Кахраи, Д.Ф. Симбирский, С.С. Трипольский

окись алюминия – 10; оксид бора – 3; оксид бора – 3; оксид кальция – 3; органическое связующе – 31.

Паста, на предварительно подготовленную (обезжиренную) изолятор-подложку, наносится вручную с помощью металлического рейсфедера или с применением технологии шелкографии. Нанесенная паста подвергаются сушке и температурной обработке по режиму, приведенному на рис. 1.

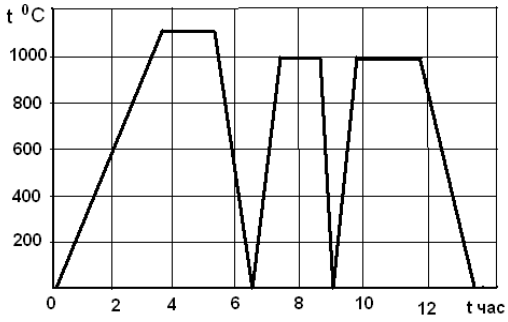


Рис. 1. Режим температурной обработки пасты

При этом из паст удаляются летучие составляющие и остается пленка платина-палладий толщиной порядка 10-40 мкм. Она обладает хорошей адгезией к изолятору-подложке (керамическому покрытию) и высокими антикоррозионными свойствами в среде агрессивных газовых потоков.

Подсоединение отводящих проводников к пленке резистора проводилось путем обволакивания этого проводника электропроводящей пастой в месте его соединения с ЧЭ, и последующим высокотемпературным нагревом места контакта.

2. Метрологические характеристики пленочного тензорезистора

Важнейшими характеристиками любого тензорезистора являются, его чувствительность к деформации и температуре окружающей среды. Чувствительность к деформации – функция чувствительности, должна быть максимально возможная, а к температуре – минимальная.

Коэффициент тензочувствительности пленочных тензорезисторов исследовался на градуировочной установке, использующей тарировочную балку, нагружаемую по чистому изгибу. Коэффициент тензочувствительности при комнатной температуре равен 1,8 и линейно уменьшается с ростом температуры до 1050 °С примерно на 40%, рис. 2.

В этом же диапазоне температур оценивался температурный коэффициент сопротивления (т.к.с.) при температуре 1050 и 0 °С, который определялся по формуле:

$$\text{T.K.C} = \frac{R_{1050} - R_0}{R_0 \cdot 1050^{\circ}\text{C}},$$

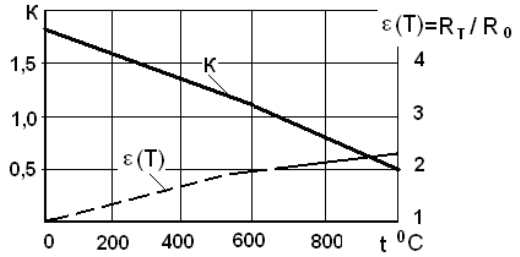


Рис. 2. Зависимость коэффициента тензочувствительности – К и температурной чувствительности –ε(Т) тензорезистора с ЧЭ из платины – палладия

и для платина-палладиевого чувствительного элемента тензорезистора т.к.с.составил 0,0032 1/°С.

Как показали исследования, поперечная чувствительность пленочных тензорезисторов достаточно близка к чувствительности серийного проволочного и, по-видимому, может быть уменьшена за счет совершенствования его конструкции. Некоторым неудобством, осложняющим применение разработанных тензорезисторов при измерении статических деформаций, является сравнительно высокое значение т.к.с. Однако, высокая рабочая температура и значительная вибростойкость являются решающим фактором при выборе типа тензорезистора. При измерении же вибродеформаций величина т.к.с. не играет существенной роли.

Описанные здесь тензорезисторы подвергались испытаниям на термоциклическую прочность, на термоудар, на вибропрочность в пламени бензиновой горелки. Испытания показали, что тензорезисторы хорошо выдерживают резкие теплосмены (более 50 теплосмен «1000 °С – минеральное масло»), а также вибродеформацию порядка 65 10-5 отн. ед. при температуре 1000 – 1050 °С в течение двух часов. Проведенный анализ результатов испытаний позволил сделать вывод о возможности применения рассматриваемых тензорезисторов для виброиспытаний высоконагретых элементов турбин ГТД.

3. Экспериментальная часть

Схема препарировки лопаток турбин тензорезисторами по технологии, представленной в рассматриваемой работе, приведена на рис. 3, а общий вид лопаток, подготовленных к установке на диске, – на рис. 4.

Общий вид колеса турбины препарированного ВПТ представлен на рис. 5

Тензометрирование рабочей лопатки (РЛ) турбокомпрессора (ТК) произведено при запуске газогенератора, при двухминутном прогреве на режиме

малого газа, при плавном, двухминутном, переходе от режима малого газа до крейсерского режима, и при одноминутном прогреве на крейсерском режиме, а также при плавном одноминутном переходе от крейсерского до взлетного режимов.

При прогреве в течение двух минут на взлетном режиме температура газа перед колесом ТК составила 1490 °С.

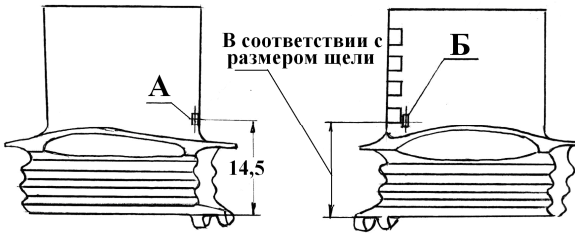


Рис. 3. Схема расположения ВПТ на лопатке турбины

Рис. 4. Общий вид лопаток ТК с ВПТ

Рис. 5. Колесо турбины с пленочными тензорезисторами на лопатках

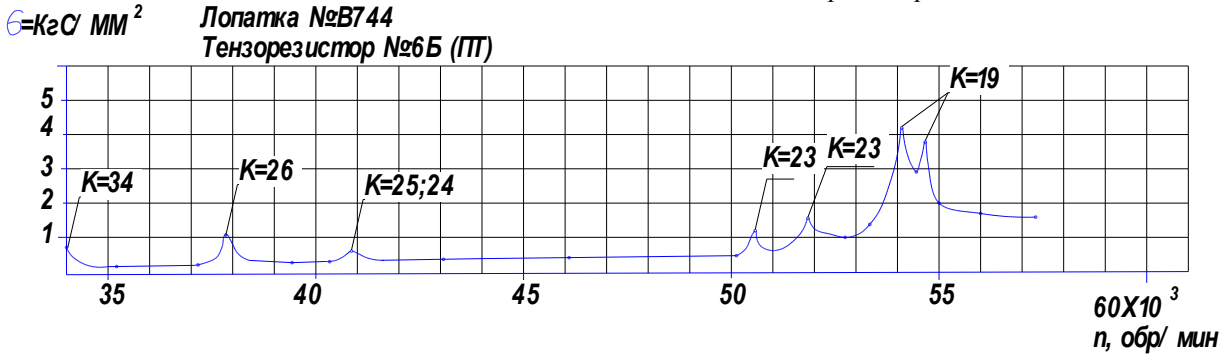


Рис. 6. Изменение вибронапряжений в лопатке ТК

По окончании прогрева на взлетном режиме было произведено кратковременное повышение частоты вращения ротора ТК от 55430 до 57093 об/мин посредством включения отбора воздуха из-за компрессора.

Резонансные колебания по первой изгибной форме в исследованном диапазоне частот вращения возбуждаются рядом гармоник газового потока, основными из которых являются гармоники К = 12, К=11 и К=10.

Наибольшие напряжения в РЛ (в месте расположения тензорезистора А) составляют:

– σ_{max} = 1,2 кг/см^2, К = 12, обороты ротора n = 47250…53300 об/мин и резонансные частоты f = 9450…10660 1/с;

– σ_{max} = 1,3 кг/см^2, К = 11, n = 55400об/мин и f = 10156 1/с;

– σ_{max} = 1,6 кг/см^2, К = 10, n = 57400об/мин, f = 9566 1/с.

Резонансные колебания РЛ по высокочастотной форме с кратностью основной возбуждающей гармоники К = 19 происходят в диапазонах частот колебаний f = 16008…18006 1/с; и частот вращения 50550…56860 об/мин.

Наибольшие вибронапряжения в РЛ (в месте расположения тензорезисторов Б) составляют:

– σ_{max} = 5 кг/см^2, n = 531180об/мин, f = 16843 1/с, – тензорезистор ЗЖ2;

– σ_{max} = 4,2 кг/см^2, n = 54110об/мин, f = 17136 1/с, – тензорезистор ВПТ.

Характер изменения вибронапряжений в рабочей лопатке турбокомпрессора, в зависимости от оборотов ротора представлен на рис. 6.

Заключение

Таким образом, анализируя результаты экспериментальных исследований, приведенных в данной статье, можно сделать вывод о том, что, не смотря на сложность технологического процесса препарировки лопаток турбин ВПТ, открывается возможность проведения анализа их вибронапряженного состояния при температурах более 1000 °С.

Литература

1. Тензометрия в машиностроении [Текст]: справочное пособие / Под ред. Р.А. Макарова. – М.: Машиностроение, 1975. – 288 с.

2 А.с. 877321 СССР Высокотемпературный тензодатчик и способ его изготовления (51) М.Кл 3 g 01 В 7/18 / Ю.А. Гусев ,Д.Ф. Симбирский, В.Е. Ведь, В.Я. Яловенко, М.Н. Резниченко, В.М. Фролов – Заявл. 26.01.78; 2707208/25-28; опубл. 30.10.81; Бюл. № 40. – 1 с.

Поступила в редакцию 12.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, технический директор А.В. Белогуб, ОАО» АВРАМАТ», Харьков, Украина.

ПЛІВКОВІ ТЕНЗОРЕЗИСТОРИ ДЛЯ ВІБРОВИПРОБУВАННЯ ЛОПАТОК ТУРБІН ГТД

Ю.О. Гусєв, Камбіз Кахраї, Д.Ф. Симбірський, С.С. Трипольський

Наведено умови, при яких проводяться дослідження вібронапруженого стану лопаток турбін ГТД із застосуванням тензорезисторів. Розглядаються технологічні особливості виготовлення високотемпературних плівкових тензорезисторів при нанесенні їх на досліджувану деталь – лопатку турбіни. Використовувалися тензорезистори з плівковим чутливим елементом на основі металокераміки та ізолятором-підкладкою з високотемпературного цементу фосфатного твердіння. Представлені такі характеристики плівкового тезорезістора як тензочуттєвість і температурна чуттєвість, а також дослідження його на термоциклічну міцність, на термоудар. Наведено результати дослідження вібронапруженого стану лопаток турбокомпресора малорозмірного газотурбінного двигуна. Відзначаються позитивні особливості застосування високотемпературних плівкових тензорезисторів не дивлячись на складність технології їх нанесення на лопатку.

Ключові слова: тензорезистор, чутливий елемент, ізолятор-підкладка, вібронапруга, газотурбінний двигун.

FILM RESISTIVE-STRAIN SENSOR FOR VIBRATION TESTING OF GTE TURBINE BLADES

Y.A. Gusev, Kambiz Kahrai, D.F. Simbirsky, S.S. Tripolsky

The vibratory stress state research condition of GTE turbine blades using resistive-strain sensorsarepresented. The technological manufacturing specifics of high temperature film resistive-strain sensors while coating the experimental part – turbine blade are examined. The resistive-strain sensors with ceramic-metal-based film sensor and insulator – the padding made of high temperature phosphate hardening cement are used. Such characteristics of film resistive-strain sensoras tensosensitivity and temperature sensitivity are presented. The research of its thermal cyclicstrength and thermal shock are conducted. The findings of investigation of turbocompressor blades vibratory stress state in low-sized GTE are presented. Positive features of high temperature film resistive-strain sensors utilization are mentioned despite of blade coating technology complicacy.

Key words: carbon, drilling, tool wear, roughness, burr.

Гусев Юрий Алексеевич – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail:gusev.ua @mail.ru.

Кахраи Камбиз – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Симбирский Дмитрий Федорович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Трипольский Сергей Стефанович – инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

УДК 629.7.036:539.4

Р.П. ПРИДОРОЖНЫЙ[1], А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ[1], А.П. ЗИНЬКОВСКИЙ[2]

[1]*ГП ЗМКБ "Прогресс" им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина*
[2]*Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев*

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПЕРФОРАЦИОННЫХ ОТВЕРСТИЙ ОХЛАЖДАЕМОЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ЕЕ НАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ДОЛГОВЕЧНОСТЬ

В работе проведено обоснование выбора параметров системы перфорационных отверстий охлаждаемой рабочей лопатки турбины высокого давления, обеспечивающих надежность и работоспособность лопатки в течение заданного ресурса при повышении эффективности охлаждения входной кромки пера. Рассмотрены две конструкции входной кромки охлаждаемой рабочей лопатки турбины с исходной и модернизированной системами перфорационных отверстий и построены их расчетные конечноэлементные модели. Проведен анализ влияния параметров систем перфорационных отверстий на напряженное состояние и долговечность рассматриваемой охлаждаемой рабочей лопатки турбины высокого давления.

Ключевые слова: *охлаждаемая рабочая лопатка, система охлаждения, перфорационное отверстие, расчетная модель, напряженное состояние, концентрация напряжений, долговечность.*

Постановка задачи

В практике проектирования турбин высокого давления (ТВД) современных авиационных газотурбинных двигателей широко используются охлаждаемые рабочие лопатки с конвективно-пленочной системой охлаждения, характеризующиеся наличием системы перфорационных отверстий для создания воздушной заградительной пленки на внешней поверхности пера.

Как показывают результаты многочисленных исследований [1, 2], эффективность охлаждения рабочих лопаток турбин во многом зависит от угла наклона к поверхности пера лопатки и диаметра указанных отверстий, являющихся источниками концентрации напряжений. При этом ее уровень возрастает с увеличением угла наклона и уменьшением диаметра перфорационных отверстий.

Поскольку именно в местах концентрации напряжений наступает предельное состояние и возможное последующее разрушение охлаждаемой рабочей лопатки [3, 4], актуальной задачей является обоснование выбора параметров системы перфорационных отверстий, обеспечивающих надежность и работоспособность охлаждаемых рабочих лопаток турбин высокого давления в течение заданного ресурса при повышении эффективности охлаждения входной кромки пера, что и является целью данной работы.

1. Объект исследования и его моделирование

В качестве объекта исследования была выбрана охлаждаемая рабочая лопатка ТВД двигателя Д-18Т, изготовленная из сплава ЖС32-ВИ, фрагменты пера которой с выбранными системами перфорационных отверстий представлены на рис. 1.

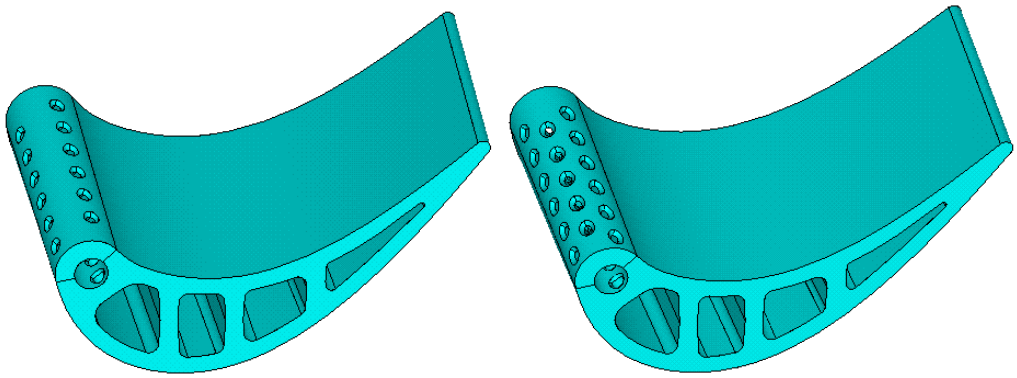
Исходная конструкция рабочей лопатки (рис. 1, а) имела двухрядную систему перфорационных отверстий на входной кромке с диаметром $d = 0{,}6$ мм и углом наклона к внешней поверхности пера $\alpha = 45^{o}$. В ходе проведения работ по повышению эффективности системы охлаждения данной лопатки была рассмотрена возможность ее модернизации.

Проведенные предварительные гидравлические и тепловые расчеты показали, что наиболее оптимальной с точки зрения охлаждения будет трехрядная система перфорационных отверстий на входной кромке с диаметром $d = 0{,}5$ мм и углом наклона к внешней поверхности пера $\alpha = 60^{o}$ (рис. 1, б).

Для проведения вычислительных экспериментов по определению характеристик напряженного состояния выбранных конструкций исследуемой лопатки с учетом упругопластических свойств материала было осуществлено моделирование ее входной кромки с рассматриваемыми системами перфорационных отверстий. В качестве тестовой модели была выбрана тонкая пластинка, показанная на

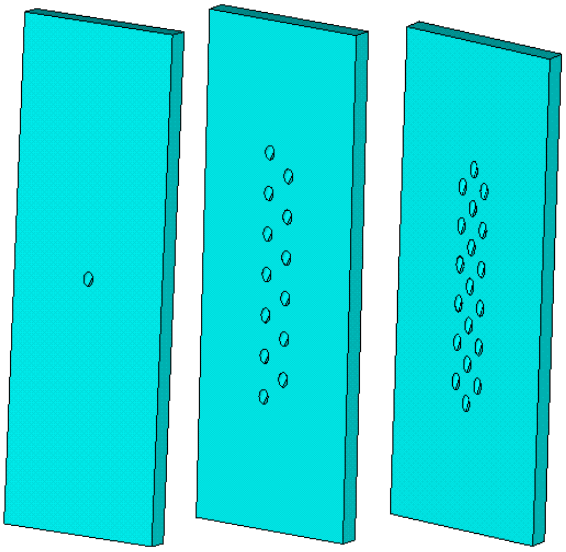
© Р.П. Придорожный, А.В. Шереметьев, А.П. Зиньковский

рис. 2, толщина h которой совпадает с толщиной стенки пера на входной кромке, равной 1,27 мм. Модели входной кромки рассматриваемых лопаток с системами перфорационных отверстий, которые характерны для исследуемой лопатки, представлены на рис. 3.



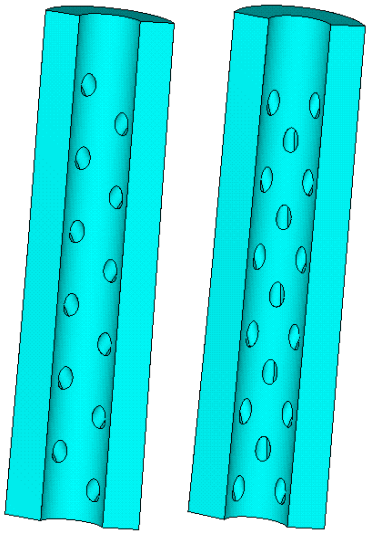
а б

Рис. 1. Фрагменты пера охлаждаемой рабочей лопатки ТВД с исходной (а) и модернизированной (б) системами перфорационных отверстий



а б в

Рис. 2. Тонкая пластинка с одним отверстием (а), а также системой перфорационных отверстий, характерной для входной кромки исходной (б) и модернизированной (в) конструкций рабочей лопатки ТВД



а б

Рис. 3. Модели входной кромки рабочей лопатки ТВД с исходной (а) и модернизированной (б) системами перфорационных отверстий

2. Результаты вычислительных экспериментов

Используя выбранные расчетные модели, которые представлены на рис. 2 и 3, с помощью расчетного пакета ANSYS методом конечных элементов был проведен комплекс вычислительных экспериментов по определению влияния на их напряженное состояние параметров перфорационных отверстий – диаметра, угла наклона к внешней поверхности, а также их расположения.

При проведении расчетов по определению характеристик напряженного состояния пластинки с одним отверстием она нагружалась растягивающей нагрузкой, при которой создавалось номинальное растягивающее напряжение $\sigma = 129{,}2$ МПа, что соответствует таковому в расчетном сечении исследуемой лопатки, возникающему от действия центробежных сил.

Первоначально была рассмотрена тонкая пластинка с одним перфорационным отверстием (рис. 2, а), диаметр d которого равен 0,6 мм, что характерно для исходной конструкции лопатки. Изменяя угол его наклона к внешней поверхности пластинки, были определены зависимости максимальных главных и эквивалентных напряжений вблизи отверстия от величины этого угла, которые приведены на рис. 4.

Их анализ показывает, что если при увеличении угла α от 45^{o} до 60^{o} уровень максимальных

главных напряжений сжатия σ_3 возрастает на 34%, то максимальных главных напряжений растяжения σ_1 и эквивалентных $\sigma_э$ уменьшается только на 4%.

Поскольку в модернизированной рабочей лопатке ТВД диаметр перфорационных отверстий на входной кромке был уменьшен до 0,5 мм, были проведены расчеты по определению влияния диаметра отверстия рассматриваемой тонкой пластинки на характеристики ее НДС при некоторых величинах угла его наклона, которые приведены в табл. 1. Как видно из полученных данных, в случае отсутствия наклона отверстия при уменьшении его диаметра имеет место возрастание уровня максимальных напряжений в пластинке. Однако при наличии наклона отверстия к внешней поверхности пластинки наблюдается противоположная картина – происходит их уменьшение.

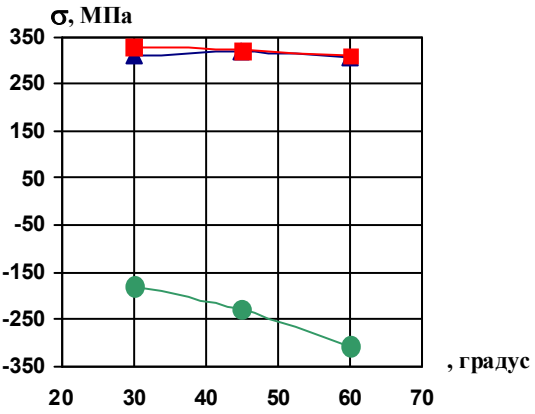


Рис. 4. Зависимости изменения максимальных главных напряжений растяжения σ_1 (■) и сжатия σ_3 (●), а также эквивалентных $\sigma_э$ (▲) от угла наклона α отверстия диаметром 0,6 мм в тонкой пластинке

Таблица 1

Значения максимальных главных и эквивалентных напряжений вблизи отверстия пластинки при варьировании угла его наклона к внешней поверхности пластинки и диаметра

Угол наклона отверстия α, градус	Диаметр отверстия d, мм	Значения максимальных напряжений в МПа		
		σ_1	σ_3	$\sigma_э$
0	0,6	337	–152	310
	0,5	345	–151	311
45	0,6	323	–230	319
	0,5	317	–229	315
60	0,6	319	–308	307
	0,5	296	–304	298

Аналогичные вычислительные эксперименты были выполнены применительно к тонкой пластинке (см. рис. 2, б и в) и модели входной кромки (см. рис. 3) с системами перфорационных отверстий, характерных для исходной и модернизированной рабочей лопатки ТВД. Полученные результаты расчетов приведены на рис. 5 в виде диаграмм значений максимальных эквивалентных напряжений, наблюдаемых возле отверстий.

Для сравнения на рисунке представлены указанные диаграммы для пластинки с одним отверстием. Их анализ показывает, что независимо от расчетной модели при параметрах отверстий, характерных для модернизированной рабочей лопатки ТВД, уровень максимальных эквивалентных напряжений снижается не более чем на 7% по сравнению с таковым в моделях, описывающих отверстия исходной конструкции лопатки. Наиболее низкий уровень максимальных эквивалентных напряжений получен при использовании модели входной кромки лопатки (см. рис. 3).

Рабочие лопатки ТВД эксплуатируются в условиях повышенных температур.

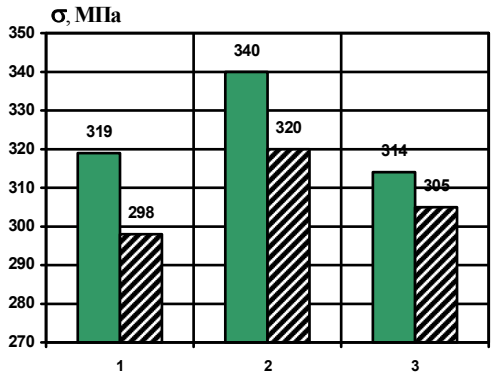


Рис. 5. Диаграммы значений максимальных эквивалентных напряжений в пластинке с одним (1) и рядами (2) отверстий, а также модели входной кромки (3) для параметров отверстий, соответствующих исходной (сплошной фон) и модернизированной (штриховка) конструкциям рабочей лопатки ТВД

Данные температурного состояния рассматриваемой рабочей лопатки ТВД на взлетном режиме двигателя, которые приведены в табл. 2, свидетельствуют о практической неизменности максимальной

температуры T_{max} на входной кромке лопатки независимо от ее конструкции. Однако для лопатки с модернизированной системой перфорационных отверстий минимальная температура T_{min} на входной кромке на 50 °С ниже, чем в исходной ее конструкции. Таким образом, в модернизированной лопатке по сравнению с ее исходной конструкцией возрастает перепад температур ΔT, но при этом уменьшается температура в окрестности перфорационных отверстий $T_к$. Поэтому, наряду с изучением влияния параметров отверстий на характеристики напряженного состояния рассматриваемых конструкций рабочей лопатки ТВД, представляет интерес учет их температурного состояния.

Таблица 2

Значения характеристик температурного состояния рассматриваемых конструкций рабочей лопатки ТВД на взлетном режиме эксплуатации двигателя

Тип конструкции рабочей лопатки ТВД	T_{min}, °С	T_{max}, °С	$\Delta T = T_{max} - T_{min}$, °С	$T_к$, °С
исходная	867	1110	243	889
модернизированная	817	1111	294	831

Как видно из приведенных на рис. 6 диаграмм значений максимальных эквивалентных напряжений на входной кромке исходной и модернизированной конструкций рабочей лопатки ТВД, полученных при различных видах нагружения, перепад температур (ПТ) оказывает существенное влияние на ее напряженность. Так, его учет приводит более чем двукратному возрастанию уровня максимальных эквивалентных напряжений на входной кромке рассматриваемой лопатки, независимо от типа ее конструкции, по сравнению с таковым при нагружении только центробежными силами (ЦН). При этом, если при нагружении только от центробежных сил наблюдалось незначительное снижение максимальных эквивалентных напряжений для модернизированной рабочей лопатки, то при учете перепада температур наблюдается обратное явление. Как видно, его наличие обусловливает их возрастание примерно на 20%. Наибольшее повышение напряженности входной кромки рабочей лопатки имеет место при совместном действии центробежных сил и перепада температур. Здесь следует также отметить, что уровень максимальных напряжений достигает такой величины, при котором в зоне их концентрации возникают пластические деформации.

Была проведена ориентировочная оценка долговечности исследуемых конструкций рабочей лопатки ТВД, используя модифицированное уравнение Мэнсона:

$$\Delta\varepsilon_i = \left[\ln\frac{1}{1-\psi(t,T)}\right]^{0,6} N^{-0,6} + \frac{3,5\left[\sigma_{дл}(t,T)-\sigma_m\right]}{E(T)} N^{-0,12},$$

где $\Delta\varepsilon_i$ – интенсивность размахов деформаций в опасной точке детали; $\psi(t,T)$ – коэффициент поперечного сужения в исходном состоянии (нулевом цикле); N – числа циклов до разрушения; σ_m – среднее напряжение цикла; $\sigma_{дл}(t,T)$ – предел длительной прочности, соответствующий максимальной температуре и времени действия расчетного режима; E(T) – модуль упругости при максимальной температуре цикла в рассчитываемой точке детали.

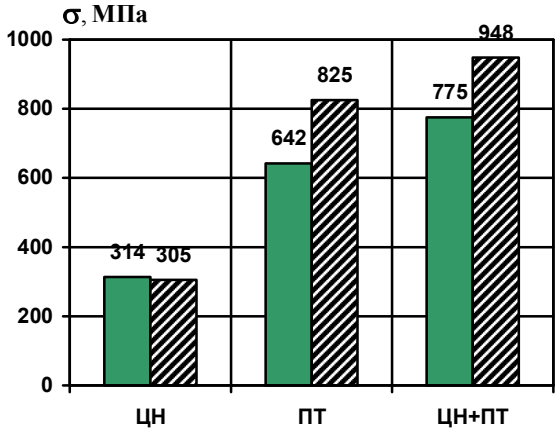


Рис. 6. Диаграммы значений максимальных эквивалентных напряжений на входной кромке исходной (сплошной фон) и модернизированной (штриховка) конструкций рабочей лопатки ТВД при учете нагружения от центробежных сил (ЦН), перепада температур (ПТ), а также их совместного действия (ЦН+ПТ)

Таблица 3

Значения характеристик статической прочности и долговечности рассматриваемых конструкций рабочей лопатки ТВД

Тип конструкции рабочей лопатки ТВД	K_{min}	N, число циклов до разрушения
исходная	1,35	1985
модернизированная	1,50	2173

Приведенные в табл. 3 данные показывают, что долговечность модернизированной лопатки, характеризуемая числом циклом N до разрушения, на 10% выше, чем исходной конструкции. Коэффициент запаса статической прочности K_{min} на входной кромке такой лопатки в зоне действия максимальных эквивалентных напряжений также увеличивается с 1,35 до 1,50.

Заключение

Приведенные в работе результаты вычислительных экспериментов свидетельствуют, что за счет изменения расположения перфорационных отверстий и выбора их параметров можно снизить напряженность охлаждаемых рабочих лопаток и таким образом повысить их долговечность. Тем не менее, поскольку полученные данные носят расчетный характер, они требуют экспериментального подтверждения. Как показывает опыт эксплуатации двигателя Д-18Т, рабочие лопатки ТВД с исходной системой перфорационных отверстий отрабатывают до 16000 часов, что составляет приблизительно около 3500 циклов. Поэтому можно предположить, что долговечность лопаток с модернизированной системой охлаждения, учитывая полученные результаты расчетов, будет несколько выше.

Литература

1. Суханин, В.П. Концентрация напряжений в толстой пластине с косым отверстием [Текст] / В.П. Суханин, И.В. Волькович, Э.В. Лукина // Пробл. прочности. – 1976. – № 9. – С. 59-61.

2. Исследование термомеханической усталости перфорированных моделей охлаждаемых лопаток турбин с различным расположением охлаждающих каналов [Текст] / Н.Г. Бычков, А.Ю. Ножницкий, А.Р. Лепешкин и др. // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 2. – С. 54-57.

3. Мавлютов, Р.Р. Концентрация напряжений в элементах авиационных конструкций [Текст] / Р.Р. Мавлютов. – М.: Наука, 1981. – 141 с.

4. Иосилевич, Г.Б. Концентрация напряжений и деформаций в деталях машин [Текст] / Г.Б. Иосилевич. – М.: Машиностроение, 1981. – 224 с.

Поступила в редакцию 24.05.2012

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

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ ОХОЛОДЖУВАНИХ РОБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБІНИ ЗА ДОПОМОГОЮ РОЗРАХУНКОВИХ МОДЕЛЕЙ РІЗНОГО РІВНЯ

Р.П. Придорожний, О.В. Шереметьєв, А.П. Зіньковський

У роботі проведено обґрунтування вибору параметрів системи перфораційних отворів охолодженої робочої лопатки турбіни високого тиску, що забезпечує надійність і роботоздатність лопатки впродовж заданого ресурсу при підвищенні ефективності охолодження вхідної кромки пера. Розглянуті дві конструкції вхідної кромки охолодженої робочої лопатки турбіни з базовою і модернізованою системами перфораційних отворів і побудовані їх розрахункові скінченноелементні моделі. Проведено аналіз впливу параметрів систем перфораційних отворів на напружений стан і довговічність розглянутої охолодженої робочої лопатки турбіни високого тиску.

Ключові слова: охолоджувана робоча лопатка, система охолодження, перфораційний отвір, розрахункова модель, напружений стан, концентрація напружень, довговічність.

COMPUTATIONAL RESEARCH OF INFLUENCE OF PARAMETERS OF PERFORATION HOLES OF HIGH-PRESSURE TURBINE COOLED BLADE ON ITS STRESS STATE AND DURABILITY

R.P. Pridorozhny, A.V. Sheremetyev, A.P. Zinkovskii

In the work the justification of selection of parameters of system of perforation holes of high-pressure turbine cooled blade, ensuring reliability and operability of the blade during required service life at raise of efficiency of cooling of the leading edge of blade are performed. Two designs of the entrance edge of high-pressure turbine cooled blade with the basic and modernized systems of perforation holes are observed and developed their computational finite element models. The analysis of influence of parameters of systems of perforation holes on the stress state and durability of considered high-pressure turbine cooled blade are carried out.

Key words: cooled blade, cooling system, perforation hole, computational model, stress state, stress concentration, durability.

Придорожный Роман Петрович – кандидат технических наук, ведущий инженер ГП ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

Шереметьев Александр Викторович – кандидат технических наук, начальник отдела ОПРИ ГП ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

Зиньковский Анатолий Павлович – доктор технических наук, профессор, заведующий отделом колебаний и вибрационной надежности Института проблем прочности им. Г.С.Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: zinkovskii@ipp.kiev.ua.

УДК 539.3

Т.Ф. МЕДВЕДОВСКАЯ, И.Е. РЖЕВСКАЯ, А.В. МЕДВЕДОВСКИЙ, Е.В. ГАНЧИН

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков

ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ И РЕСУРСА РАБОЧЕГО КОЛЕСА И НЕСУЩЕЙ КОНСТРУКЦИИ НАСОСНОЙ ТУРБИНЫ КИЕВСКОЙ ГАЭС

Разработаны методики и пакеты прикладных программ для численного анализа статического и динамического напряженно-деформированного состояния и оценки ресурса элементов проточной части конструкций гидротурбин, к которым относятся рабочие колеса, камеры рабочего колеса и несущие конструкции (крышки), ограничивающие сверху проточную часть. Получены численные результаты, позволяющие оценить ресурс элементов гидротурбин с учетом реальных условий эксплуатации. Ресурс элементов проточной части гидротурбин определяется на основе теории линейного накопления повреждений при многоцикловой усталости материала конструкций.

Ключевые слова: *конструкции проточной части гидротурбин, математические модели, напряженно-деформированное состояние, динамика, ресурс.*

Введение

При проектировании гидротурбин одной из основных проблем является обеспечение их прочности и надежности в условиях продолжительной работы под действием гидростатического и многоциклового динамического нагружения. В связи с исчерпанием ресурса многих гидротурбин в Украине при их модернизации возникает вопрос о продление срока службы отдельных элементов конструкций проточной части гидравлических машин и замене морально и физически устаревшего оборудования при повышении мощности и эксплуатационной надежности гидроагрегатов (ГА). Это требует высокоточных и оперативных методик и программ для исследования прочности и динамики конструкций узлов гидротурбин при разных режимах эксплуатации.

Несмотря на значительные достижения в исследовании прочности циклически – симметричных металлоконструкций, исследование их надежности остается актуальным. Эти конструкции характеризуются сложной пространственной геометрией, условиями закрепления, а также большим спектром воспринимаемых нагрузок. Очевидно, что при вариантном проектировании уникального гидротурбинного оборудования необходимо иметь методики оперативного определения напряженно-деформированного состояния (НДС), дающие достаточную точность и простоту создания расчетной модели.

Необходимо отметить комплексный подход к решению данной проблемы, который включает как значительный объем экспериментальных исследований (анализ эксплуатационной и ремонтной документации, контроль состояния металла, анализ наработки гидротурбины в разных режимах, исследование вибрационного состояния и т.п.), так и разработку современных высокоточных методик определения статического НДС и динамики конструкций гидротурбин, основанных на учете их реальной геометрии, условий закрепления и нагружения.

1. Методика определения НДС, собственных форм и частот колебаний циклически симметричных конструкций гидротурбин

Крышки и рабочие колеса (РК) проточной части гидротурбин представляют собой сложные уникальные циклически симметричные пространственные конструкции. Крышки гидротурбин состоят из тонкостенных тел вращения (обечаек), подкрепленных системой часто расположенных ребер – меридиональных многосвязных пластин. Основное требование при проектировании крышек – обеспечение прочности и жесткости при минимальной металлоемкости. Разработана программа комплексных экспериментально-теоретических исследований определения НДС и динамики крышек гидротурбин [1, 2]. Для решения задачи используется численный метод конечных элементов (МКЭ) в сочетании с разложениями перемещений и нагрузок в ряды Фурье по окружной координате. Векторы перемещений тел вращения (u) и пластин (v), а также внешних нагрузок представленных рядами Фурье

$$(u_1) = (u_1^{(0)}) + (u_1^{(1)})\cos\varphi + (u_1^{(2)})\cos 2\varphi + \ldots;$$

$$u_2 = u_\varphi = (u_\varphi^{(-1)})\sin\varphi + (u_\varphi^{(-2)})\sin 2\varphi + \ldots;$$

$$(v) = (v^{(0)}) + (v^{(1)})\cos\varphi + (v^{(2)})\cos 2\varphi + \ldots .$$

© Т.Ф. Медведовская, И.Е. Ржевская, А.В. Медведовский, Е.В. Ганчин

Вариационное уравнение относительно неизвестных амплитудных значений перемещений тела вращения (u(k)) и меридиональных пластин (v(k)), имеет вид

$$\iint_F (\delta u^{(k)})^T (\overline{D})^T (N)(\overline{D})(u^{(k)}) r dr dz +$$

$$+\frac{H}{2\pi}\iint_{F_П} (\delta \upsilon^{(k)})^T (D_П)^T (N_П)(D_П)(\upsilon^{(k)}) dr dz -$$

$$-\int_Г (\delta u^k)(q^k) d\Gamma - (\delta u^{(k)})(p_i^k) = 0\,,\ k = 0,\ 1,\ldots\ ,$$

где E – модуль упругости.

Условия непрерывности перемещений требуют^

$$u_r^{(k)} = \upsilon_r^{(k)},\ u_z^{(k)} = \upsilon_z^{(k)}.$$

Задача динамики конструкции решается исходя из матричного уравнения свободных колебаний

$$\mathbf{K}(U) - p^2\mathbf{M}(U) = 0\,,$$

где **K** и **M** – матрицы жесткости и масс конструкции соответственно.

2. Исследование НДС и динамики крышки ГА Киевской ГАЭС

Крышка ГА 5 Киевской ГАЭС воспринимает нагрузки от гидродинамического давленя, действующего на ее поверхность, контактирующую с водой, и вес деталей направляющего аппарата, регулирующего кольца, деталей торцевого уплотнения вала , а также направляющего подшипника.

Крышка изготовлена сварной, материал крышки – листовая углеродная сталь Ст3сп. Крышка состоит из двух частей, соединенных между собой креплениями. В каждом разъеме установлено шестнадцать длинных болтов М72, два коротких болта М72, четыре призонных болта М 48 и три призонных болта М48 с втулкой. Крепление разъема затянуто до напряжений, которые обеспечивают работу крышки как единой конструкции на всех режимах работы гидротурбины. Фланец крышки крепится к статору девятнадцатью болтами М64 и сорока пятью шпильками М64, расположенными на диаметре 5550 мм. Для ограничения сдвигов в плоскости разъема фланца крышки и статора установлены четыре конических штифта.

На рис. 1 первичная разбивка сечения крышки с учетом данных о моделировании деталей по признакам зон, отвечающих соответствующим свойствам материалов, суммарной толщине пластин и их количеству в окружном направлении.

Для расчета НДС крышки определены два характерных режима работы турбины:

– режим 1 (турбинный) – мощность турбины N = 38 МВт при напоре H = 70,5 м;

– режим 2 (насосный) – мощность турбины N = 45,2 МВт при напоре H = 74 м.

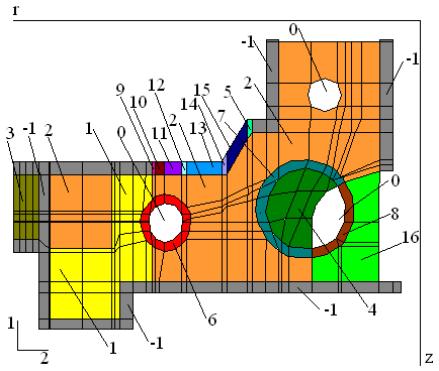


Рис. 1. Первичная разбивка меридионального сечения крышки

На рис. 2 показаны участки поверхности крышки, к которым при работе турбины приложены нагрузки, определенные с учетом веса прикрепленных к ней деталей и давления воды.

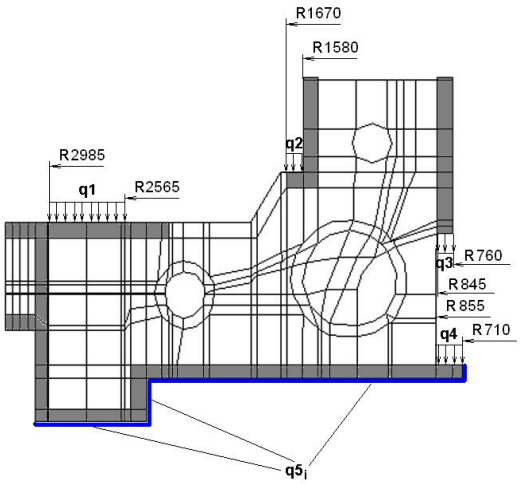


Рис. 2. Распределение нагрузок

В табл. 1 для указанных режимов работы турбины приведены значения действующих нагрузок q_i (i = 1, 2, 3, 4) от массовых усилий, которые не зависят от режима работы агрегата.

Таблица 1

Значения действующих нагрузок для характерных режимов работы турбины

i	q_i	Распределенная нагрузка, кг/см^2	
		Турбинный режим	Насосный режим
1	q_1	0,596	0,596
2	q_2	1,504	1,504
3	q_3	0,467	0,467
4	q_4	0,045	0,045

Давление воды $q5_i$ на поверхностях крышки (см. рис. 2) отвечает эпюре распределения давлений (рис. 3, 4).

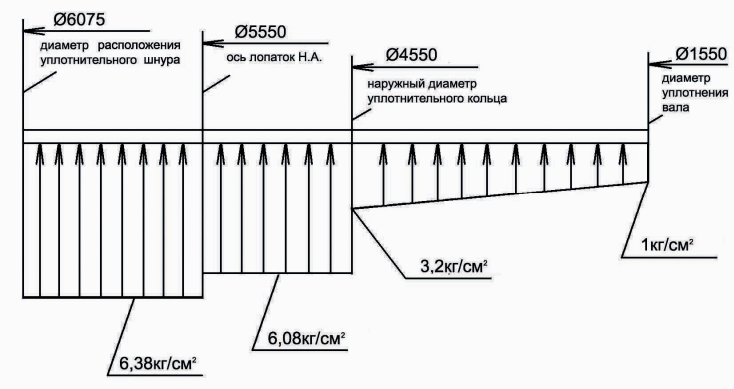


Рис. 3. Эпюра распределения давлений под крышкой турбины в турбинном режиме

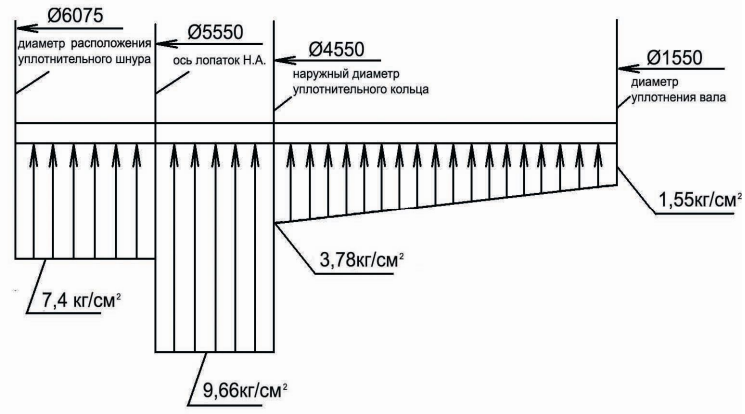


Рис. 4. Эпюра распределения давлений под крышкой турбины в насосном режиме

Рассмотрим результаты расчетов статических напряжений крышки агрегата Киевской ГАЭС. Для крышки гидротурбины расчеты выполнены при разных режимах. На рис. 5 приведено деформированное состояние крышки, а на рис. 6 – распределение интенсивности напряжений в двухмерной области крышки в насосном режиме. Напряжения σ_m для разных режимов нагрузки принимают следующие значения: турбинный – 30,15 МПа, насосный – 43,15 МПа. Максимальная интенсивность напряжений σ_m равняется 43,15 МПа.

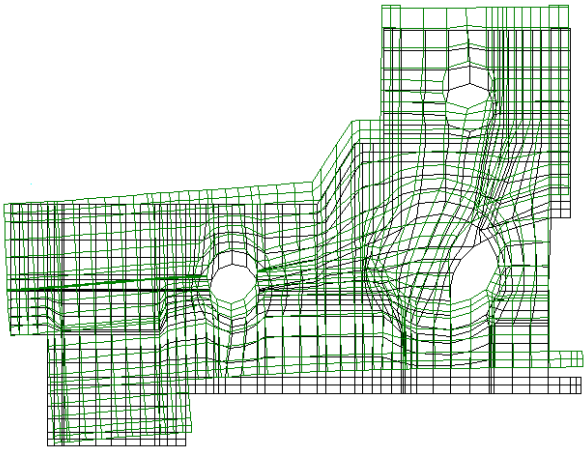


Рис. 5. Деформированное состояние

Собственные частоты колебаний крышки Киевской ГАЭС приведены в табл. 2.

Таблица 2

Спектры частот собственных колебаний крышки

Номер гармоники	Номер частоти	Частота, Гц
0	1	79,8
	2	249,2
	3	305,8
1	1	67,8
	2	128,5
	3	203,8
2	1	106,2
	2	161,6
	3	241,7

При динамическом нагружении в спектре частот возбуждения заданны такие частоты: оборотная ω_1 =2,78 Гц; лопастная ω_2 = 16,67 Гц; лопаточная ω_3 = 55,57 Гц. Средние σ_m и амплитудные σ_a значения интенсивности напружений при динамической нагрузке приведены в табл. 3.

Таблица 3

Средние и амплитудные значения интенсивности напружений при динамической нагрузке

Режим	σ_m, МПа	σ_a, МПа		
		ω_1	ω_2	ω_3
турбинный	30,15	3,21	3,30	4,51
насосный	43,15	4,53	4,62	6,34

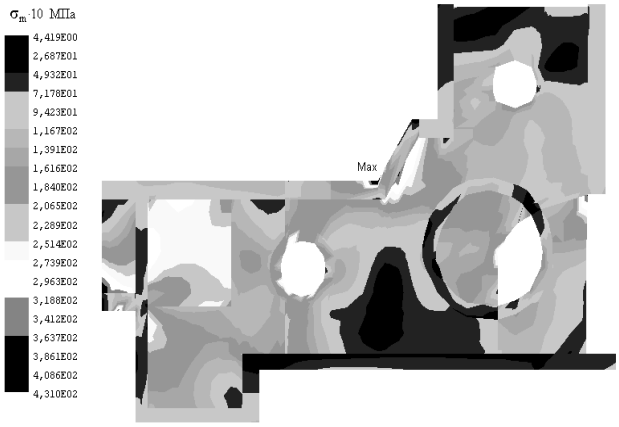


Рис. 6. Распределение интенсивности напряжений

При динамическом нагружении на разных режимах амплитудные значения напряжений составили приблизительно 10 % от статических.

3. Определение НДС РК радиально-осевой гидротурбины Киевской ГАЕС под действием распределенной нагрузки и центробежных сил

РК представляет собой два тела вращения (ступицу и обод), объединенных между собой регулярной системой лопастей. Лопасть РК есть сложная пространственная конструкция переменной толщины (рис. 7). Для уменьшения концентрации напряжений в зоне перехода от ступицы и обода к лопастям выполнены плавные радиусные переходы – галтели. Геометрическая модель РК Киевской ГАЭС показана на рис. 8.

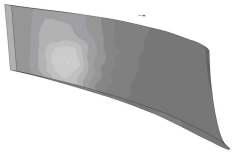


Рис. 7. Модель пера лопасти

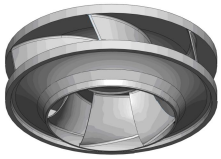


Рис. 8. Геометрическая модель РК

После введения информации о типе конечного элемента, физических характеристиках материала, автоматически разбиваем конструкцию на конечные элементы. На рис. 9 показанная дискретизация РК Киевской ГАЭС на конечные элементы

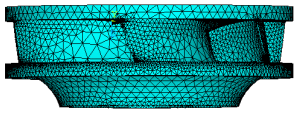
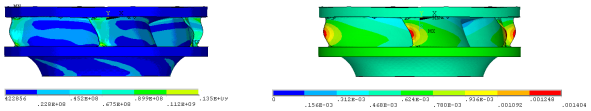


Рис. 9. Конечноэлементная модель РК

Конструкция нагружена на перо лопасти центробежными усилиями и распределенным давлением. Исследовано НДС РК Киевской ГАЭС для турбинного и насосного режимов работы агрегата. На рис. 10, а, б) показаны распределение интенсивности напряжений (рис.а) и суммарного перемещения точек конструкции (рис. б) для турбинного режима работы гидроагрегата. Выделены зоны максимальных значений.



а б

Рис. 10. Напряженно-деформированное состояние

Максимальные значения интенсивности напряжений (насосный режим – 142 МПа, турбинный – 135 МПа) значительно меньшие предела текучести 550 МПа.

4. Численный анализ динамических характеристик РК Киевской ГАЭС

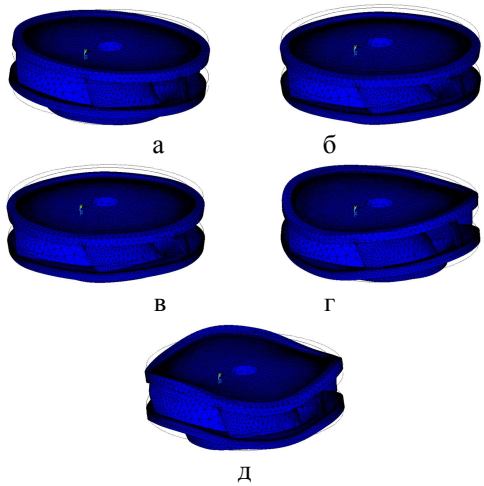
Для определения собственных частот колебаний РК гидротурбины использовали МКЭ. Выполнен численный анализ динамических характеристик РК Киевской ГАЭС. Получены собственные частоты колебаний РК, приведенные в табл. 4, парные частоты подчеркнуты.

Таблица 4

Собственные частоты упругих колебаний РК

Номер частоты	Частота, Гц
1; 2	59,32
3	79,85
4	107,73
5; 6	108,16
7	169,92

На рис. 11, а, б, в, г, д показаны формы колебаний РК гидротурбины.



а б в г д

Рис. 11. Формы колебаний РК:
а – первая (вторая), б – третья, в – четвертая, г – пятая (шестая), д – седьмая формы колебаний агрегата

Кратным частотам отвечают собственные формы, которые отличаются расположением главной диаметральной плоскости. Первым двум частотам отвечает «балочная» форма, когда ось колеса изгибается как консольный стержень, третьей и четвертой частотам – крутильные формы колебаний вокруг оси вращения колеса соответственно по часовой и против часовой стрелки. Второй группе частот (пятая и шестая) отвечает колебание колеса как тела вращения по второй гармонике Фурье. Седьмой частоте – по четвертой гармоникой Фурье. Конструкция отстроена от резонанса потому, что полученные собственные частоты колебаний не совпа-

дают с характерными частотами сил возмущения.

При определении динамических напряжений конструкция нагружена давлением, которое меняется по закону

$$q(t) = 0{,}1 \cdot Q(x, y, z) \cdot \sin(\omega\, t),$$

где ω – оборотно-лопастная частота, равная 16,67 Гц; $Q(x, y, z)$ – давление.

Согласно теории многоцикловой усталости входными данными для выполнения расчетов ресурса РК есть средние (σ_m) и амплитудные (σ_a) значения напряжений за циклом

$$\sigma_m = \sigma_{me} + \sigma_{mT}, \quad \sigma_a = \beta \cdot \sigma_{гидр.},$$

где σ_{me}, σ_{mT} – соответственно эксплуатационная (от совместного действия гидравлической и центробежной нагрузок) и технологическая составляющая средних напряжений; $\sigma_{гидр.}$ – эксплуатационные напряжения от действия гидравлического нагружения; β – отношение амплитуды переменных напряжений к среднему значению.

Как показывает опыт эксплуатации РК РО гидротурбин, коэффициент нестационарности не превышает 0,1 для турбинного режима и 0,15 – 0,20 – для насосного.

В табл. 5 приведенные σ_m и σ_a для двух режимов работы РК Киевской ГАЕС.

Таблица 5

Средние σ_m и амплитудные σ_a напряжения

Режим	σ_{me}, МПа	σ_{mT}, МПа	σ_m, МПа	σ_a, МПа
турбинный	135	200	335	12
насосный	142	200	342	12

6. Оценка остаточного ресурса РК и крышки Киевской ГАЕС

Механические и усталостные характеристики стали 06Х12Н3ДЛ являются такими: граница выносливости образца при базовом числе симметричных циклов в воздухе $\sigma_{-10} = 49$ МПа; базовое число циклов $N_0 = 10^8$; угол наклона кривой усталости $m = 6{,}0$; граница прочности [5] $\sigma_в = 755$ МПа; коэффициенты влияния воды, масштабного фактора, состояние поверхности $\gamma = 1$, $\varepsilon_\sigma = 1$, $\beta_\sigma = 1$.

Коэффициент концентрации напряжений k_σ определяется по формуле

$$k_\sigma = \max\{1 + q_1(\beta - 1), 1 + q_1(\gamma - 1)\};$$

$$k_\sigma = \max\{1+q_1(\beta\text{-}1), 1+q_1(\gamma\text{-}1)\}.$$

Коэффициенты β и γ определяются по формулам

$$\beta = 1 / (\sqrt{2\lambda} \cdot \arcsin\frac{1}{\sqrt{1+2\lambda}});$$

$$\gamma = \sqrt{2} / \left(3 \cdot \sqrt{\lambda} \cdot \left[(1+2\lambda) \cdot \arcsin\frac{1}{\sqrt{1+2\lambda}} - \sqrt{2\lambda}\right]\right),$$

где $\lambda = r/t$, r – радиус галтели; t – толщина лопасти у подножия галтели.

РК гидротурбины Киевской ГАЭС имеет: r = 40 мм; t = 12,5 мм; $\lambda = 3{,}2$; $\beta = 1{,}05$; $\gamma = 1{,}031$; $k\sigma = 1{,}05$.

Число циклов нагружения подсчитывается по формуле NE = 60·nн z0·t = 60,012·10^8 циклов, nн = 166,7 об/мин – частота вращения турбины; t = 30000 ч – при расчетов на срок до ближайшего капитального ремонта; z0 = 20 – число лопаток направляющего аппарата.

Расчетный ресурс РК гидротурбины составляет приблизительно 32 года.

Крышки ГА Киевской ГАЕС работают в насосном и генераторном режимах при частоте нагружения 2,78 Гц. Для их остаточного ресурса получены данные, приведенные в табл. 6.

Таблица 6

Остаточный ресурс крышки

Режим	σ_m, МПа	σ_a, МПа	Наработка, ч	Остаточный ресурс, год.
насосный	43,15	4,53	56000	50
генераторный	30,15	3,21	56000	98

Крышки ГА находятся в удовлетворительном состоянии и их срок эксплуатации при модернизации может быть продлен приблизительно на 50 лет.

Выводы

Разработаны комплексные экспериментально-теоретические методики исследования НДС, динамических характеристик и ресурса элементов конструкций проточной части гидротурбин: крышек и РК ГА с использованием МКЭ. Пакеты прикладных программ дают возможность на практике проводить комплексный анализ статических, динамических характеристик конструкций с учетом их изменившегося во время эксплуатации технического состояния. С целью обеспечения надежности несущих конструкций и РК гидротурбин и отстройки от резонансных частот можно рекомендовать при проектировании новых конструкций учитывать возможность изменения спектра частот собственных колебаний, чтобы вибрации в осевом и радиальном направлениях отвечали существующим нормам. На базе разработанных теорий и методик создан нормативный

документ «Розрахунок залишкового ресурсу елементів проточної частини гідротурбін ГЕС та ГАЕС. Методичні вказівки» (СОУ-Н МЕВ 40.1-21677681-51:2011).

Литература

1. Зеленская, О.Н. Анализ динамических характеристик тонкостенных элементов проточного тракта гидротурбин [Текст] / О.Н. Зеленская, Т.Ф. Медведовская, Е.В. Еселева // Пробл. машиностроения. – 2003. – Т. 6, № 2. – С. 121–130.

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

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

Поступила в редакцию 12.05.2012

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

ОЦІНКА МІЦНОСТІ Й РЕСУРСУ РОБОЧОГО КОЛЕСА Й НЕСУЧОЇ КОНСТРУКЦІЇ НАСОСНОЇ ТУРБІНИ КИЇВСЬКОЇ ГАЕС

Т.Ф. Медведовська, І.Є. Ржевська, О.В. Медведовський, Є.В. Ганчин

Розроблено методики й пакети прикладних програм для чисельного аналізу статичного й динамічного напружено-деформованого стану й оцінки ресурсу елементів проточної частини конструкцій гідротурбін, до яких ставляться робочі колеса, камери робочого колеса й несучі конструкції (кришки), що обмежують зверху проточну частину. Отримано чисельні результати, що дозволяють оцінити ресурс елементів гідротурбін з урахуванням реальних умов експлуатації. Ресурс елементів проточної частини гідротурбін визначається на основі теорії лінійного нагромадження ушкоджень при багатоцикловій втомі матеріалу конструкцій.

Ключові слова: конструкції проточної частини гідротурбін, математичні моделі, напружено деформований стан, динаміка, ресурс.

ESTIMATION OF DURABILITY AND RESOURCE OF DRIVING WHEEL AND BEARING STRUCTURE OF PUMPING TURBINE OF KIEV HAES HYDRAULIC TURBINE

T.Ph. Medvedovskaya, I.E. Rzhevskaya, A.W. Medvedovsky, E.V. Ganchin

The methods and computer codes are developed for numerical analysis of static and dynamic stress-strain state and estimation of resource for elements of running part of hydro-turbines structures. Among them there are which drivings wheels, chambers of driving wheel and bearings constructions (lids) limited running part from above. Numeral results, allowing to estimate the resource of elements of hydro-turbines taking into account the real terms of exploitation, were obtained. The resource of elements of running part of hydro-turbines is determined on the basis of theory of linear accumulation damages at the multisequencing fatigue of material of structures

Key words: structure of hydraulic turbine channel, mathematical models, stress-strain state, dynamics, longability.

Медведовская Татьяна Федоровна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела прочности и оптимизации конструкций Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: tmed@i.ua.

Ржевская Ирина Евгеньевна – канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела прочности и оптимизации конструкций Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail:irina.rgev@mail.ru.

Медведовский Александр Вильямович – ведущий инженер отдела общетехнических исследований в энергетике Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: tmed@i.ua.

Ганчин Евгений Валерьевич – аспирант отдела прочности и оптимизации конструкций Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail:ganchin@galal.net.

УДК 621.44.533.697

В.М. ЛАПОТКО[1], Ю.П. КУХТИН[1], Г.И. СЛЫНЬКО[2]

[1]*ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина*
[2]*Запорожский Национальный технический университет, Запорожье, Украина*

МЕТОД ЧИСЛЕННОЙ ОЦЕНКИ УРОВНЯ ТОНАЛЬНОГО ШУМА В ИСТОЧНИКЕ ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ВЕНЦОВ ТУРБОМАШИН

Выполнен анализ происхождения тонального шума с использованием метода отслеживания струй течений газа на примере 1.5 экспериментальной ступени турбины низкого давления. Используемый метод доработан для учета трехмерных эффектов течений в турбомашинах. Расчеты проводились в абсолютной системе координат связанной со статором турбомашины. Показаны различные причины возникновения тонального шума когда источником аэродинамической неравномерности являлись сопловой аппарат (СА) или рабочее колесо (РК). Численными исследованиями показано, что для уменьшения тонального шума турбины необходимо обеспечить равномерное поле скоростей, как по величине скорости (после СА), так и по напрвлению скорости (после РК).

Ключевые слова: *тональный шум, пульсационное давление, Эйлерово-Лагранжев метод, нестационарное взаимодействие венцов.*

Введение

В свое время представленный в работе [1] метод оценки акустического взаимодействия венцов турбины вентилятора был разработан в предположении q3d-течения. В предлагаемой работе указанный метод доработан с целью учета трехмерных эффектов течения газа в турбомашинах. В отличие от предыдущей работы по высоте тракта теперь может быть расположено к-слоев, границы которых устанавливаются из предварительного решения задачи течения идеального газа. При проведении основного расчета их положение в пространстве остается неизменным (рис. 1).

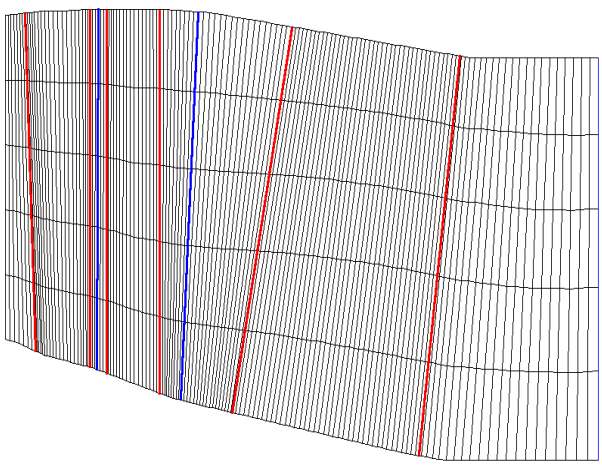


Рис. 1. Схема меридионального тракта турбины с сеточными линиями

Таким образом доработанный метод отслеживания струй течений (МОСТ) газа [2] основан на Эйлерово-Лагранжевом представлении течения газа. В каждый момент времени боковые грани расчетных элементов, ориентированные в направлении основного течения, являются поверхностями контактного разрыва параметров. Это обеспечивает высокую точность расчета при наличии в поле течения произвольно движущихся пространственных неравномерностей скорости, температуры, плотности среды.

Процессы тепломассообмена, обусловленные молекулярным и турбулентным движениями среды воспроизводились потоками субстанции [3]. Определение интенсивности этих потоков предполагает использование достижений кинетической теории газов и основных достижений современных моделей турбулентности.

Используя Эйлерово-Лагранжев подход, мы реализовали схему расчета течения газа в 1.5 ступени турбомашины в единой абсолютной системе координат. Тем самым был устранен негативный эффект – «мазание» параметров потока на стыках сеток, что свойственно методам, использующим скользящие сетки.

1. Обозначения

Tu, α – соответственно, степень турбулентности и угол входа потока.

© В.М. Лапотко, Ю.П. Кухтин, Г.И. Слынько

P_0^0, T_0^0 – соответственно, полное давление и полная температура в сечении входа.

P_a, T_a – соответственно, давление и температура в сечении выхода.

S, ω – соответственно, энтропия среды и частота вращения ротора.

W – скорость течения газа.

РК, СА – соответственно, рабочее колесо и сопловой или спрямляющий аппарат.

2. Объект исследований

Объектом численных исследований являлась экспериментальная ступень турбины и расположенный ниже по течению венец аэродинамических стоек, который можно условно рассматривать как сопловой аппарат. Тем самым мы рассматриваем последние 1.5 ступени турбины низкого давления, которые при определенных условиях могут стать мощным источником тонального шума (рис. 2).

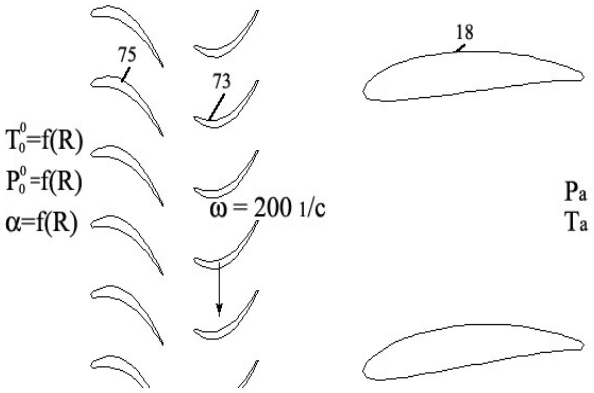


Рис. 2. Исследуемые 1.5 ступени экспериментальной турбины низкого давления

Режим работы турбины соответствовал 0.3 от номинального режима работы двигателя. Все величины приводились к безразмерному виду. Эталоном длины была принята общая протяженность расчетной области, которая составляла 531.4 мм. В качестве эталонов давления и температуры принимались, соответственно, значения P_a = 107840.0 Па, T_a = 683.3 К на выходе турбины. Показатель адиабаты к = 1.33, газовая постоянная R = 287.0 Дж/(кг К). Эталоном скорости служила изотермическая скорость звука $\sqrt{RT_a}$. Число Рейнольдса, определенное по общей осевой протяженности расчетной области и физической вязкости газа на выходе из турбины, составило 3970000.0. Фоновая турбулентность течения на входе в расчетную область T_{U0} =2%.

3. Предмет исследований

Причиной возникновения тонального шума нестационарного взаимодействия РК и СА являются периодические пульсации давления на поверхностях лопаток, вызванные попаданием на них аэродинамических неоднородностей потока, создаваемых расположенными выше по потоку лопатками. Так, в рассмотренной конструкции причиной возникновения тонального шума 75 гармоники являются периодические пульсации давления на поверхностях лопаток РК, вызванные попаданием на них аэродинамических следов, сошедших с лопаток СА.

Причиной же возникновения тонального шума 73 гармоники являются периодические пульсации давления на поверхностях лопаток второго соплового аппарата, расположенного ниже по потоку от РК.

Предметом исследований представленных в работе являлись поля нестационарного давления, образующиеся на указанных поверхностях.

Для получения таких полей в программе расчета была заложена процедура накопления по времени значений параметра Р в конкретных точках поверхности исследуемой лопатки в течение 1.5-2.0 оборотов ротора. Расчет 1.5 полной ступени турбины проводился в течение 2.0-3.0 оборотов ротора в абсолютной системе координат, связанной со статором турбомашины.

Полученные поля нестационарного давления на поверхностях рабочих лопаток и лопаток соплового аппарата подвергались Фурье анализу. Из этого анализа можно получить ряд выводов о направлении дальнейших исследований, связанных с уменьшением тонального шума турбины.

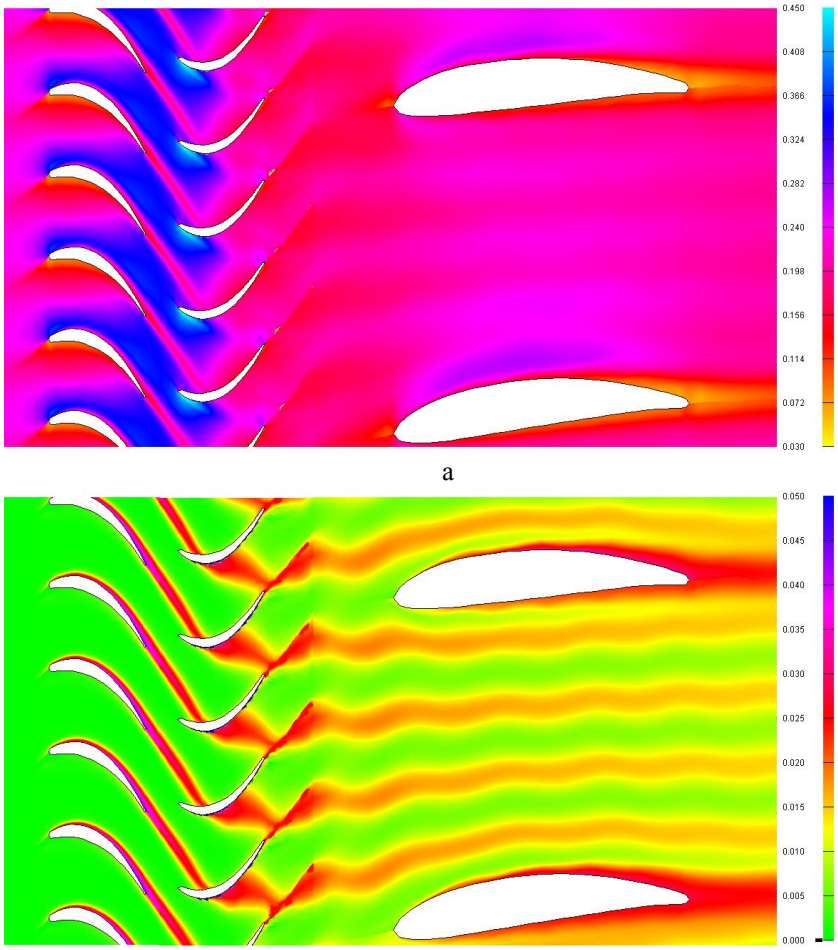
4. Результаты расчетов

В результате расчетов получены нестационарные поля параметров, характеризующих течение газа в турбине (рис. 3).

4.1. Нестационарное взаимодействие СА-РК

Результаты расчетов показывают, что после лопаток первого соплового аппарата образуются аэродинамические следы, которые характеризуются дефектом скорости. При этом практически отсутствует неравномерность по параметру Р – давление и α – угол ориентации вектора скорости (рис. 4).

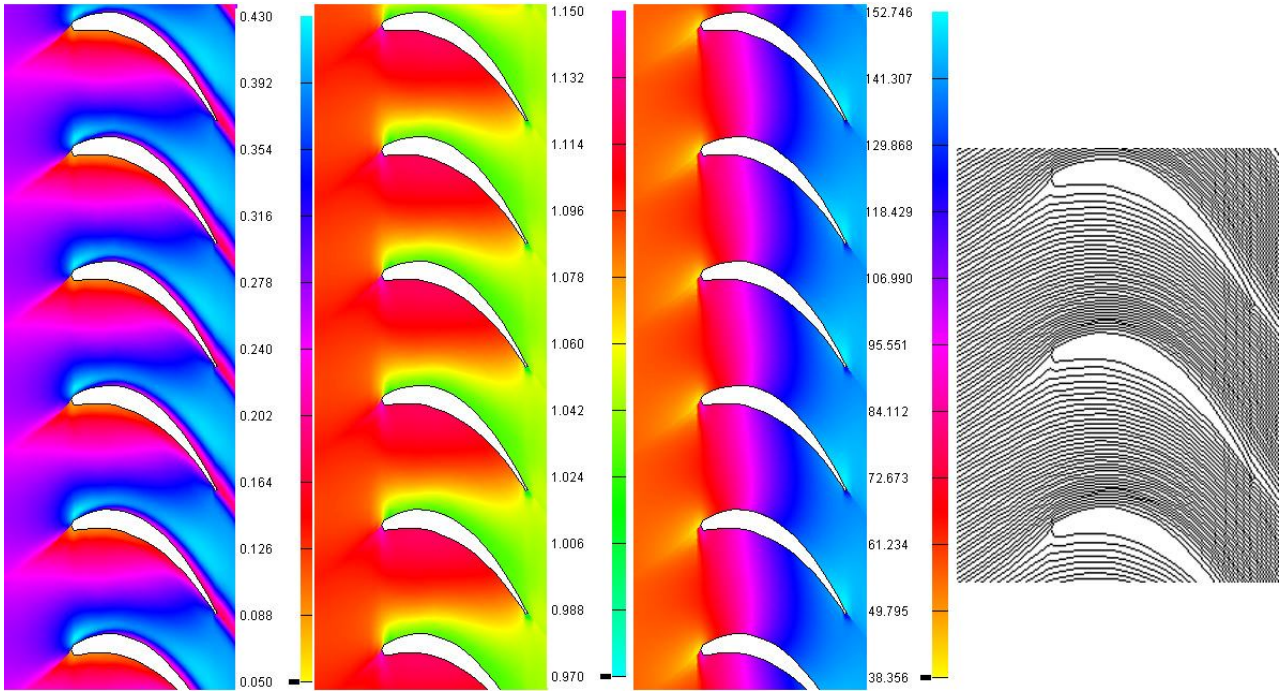
В результате взаимодействия этих следов с РК на поверхности рабочих лопаток в области входных кромок наблюдается интенсивная пульсация давления с частотой, связанной с количеством лопаток СА (рис. 5).



а

б

Рис. 3. Фрагменты мгновенного поля параметров а – числа М, б – энтропии



а б в г

Рис. 4. Фрагменты мгновенного поля: а – скорости, б – давления, в – угла скорости, г – сеточных поверхностей при обтекании соплового аппарата

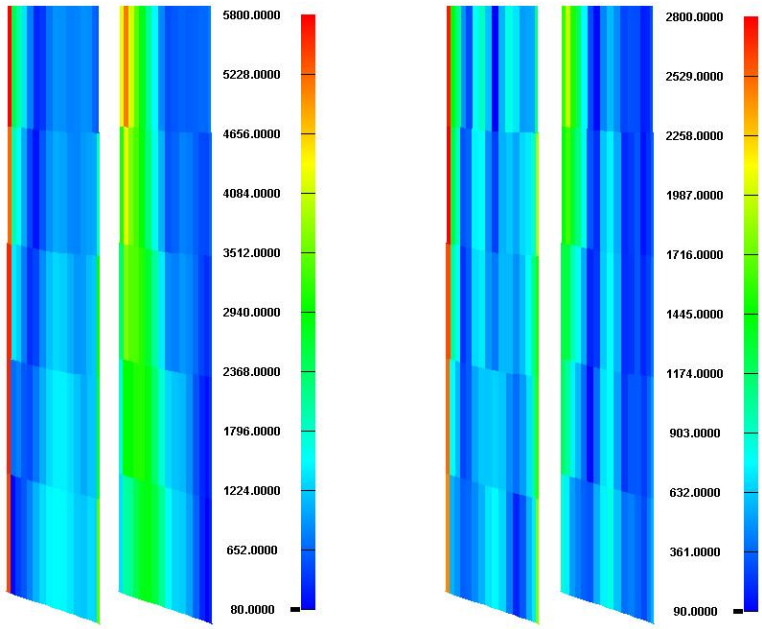


Рис. 5. Уровень пульсационного давления на поверхности рабочей лопатки по 75-ой гармонике: а –корыто; б – спинка, по 150-ой гармонике: в – корыто; г – спинка

4.2. Нестационарное взаимодействие РК-СА

Результаты расчетов показывают (рис. 6), что после рабочего колеса образуются аэродинамические следы, которые характеризуются слабым дефектом скорости и сильным изменением (10-15°) угла вектора скорости. В результате взаимодействия этих следов со вторым сопловым аппаратом на входных кромках лопаток соплового аппарата наблюдается интенсивная пульсация давления с частотой следования рабочих лопаток – 73 (рис. 7).

Помимо пульсационного давления на входных кромках лопаток второго соплового аппарата, обусловленных сильным изменением угла вектора скорости, наблюдается пульсация давления в задней части спинки профиля лопаток соплового аппарата (в области, расположенной от корня на 30% по высоте лопатки). Причина высокого уровня колебаний давления в этой области – отрыв потока (рис.8).

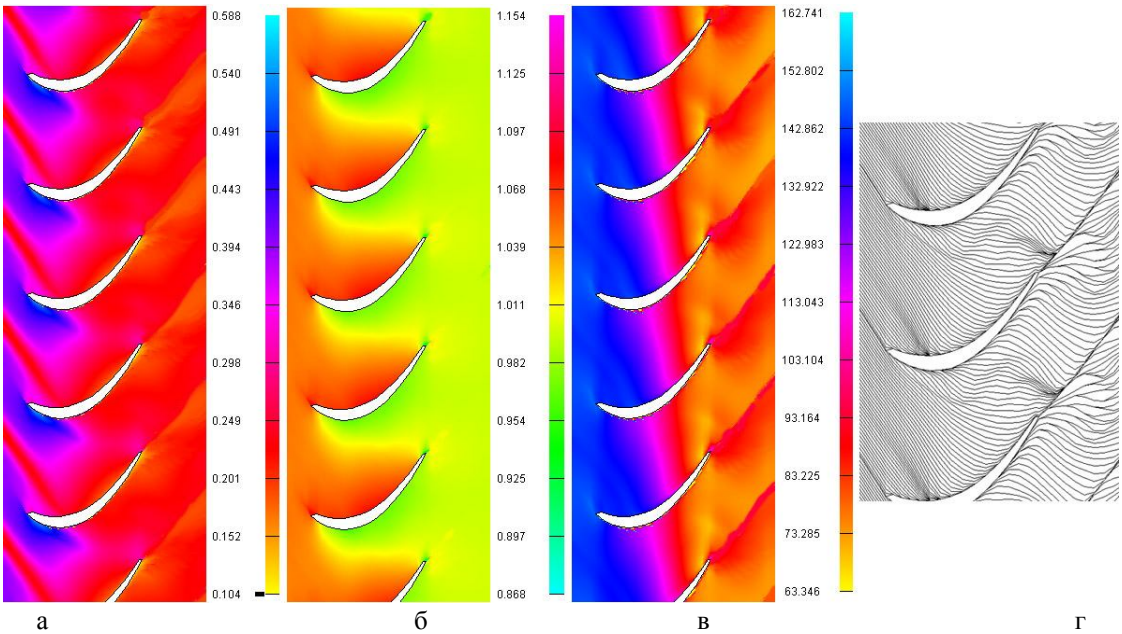
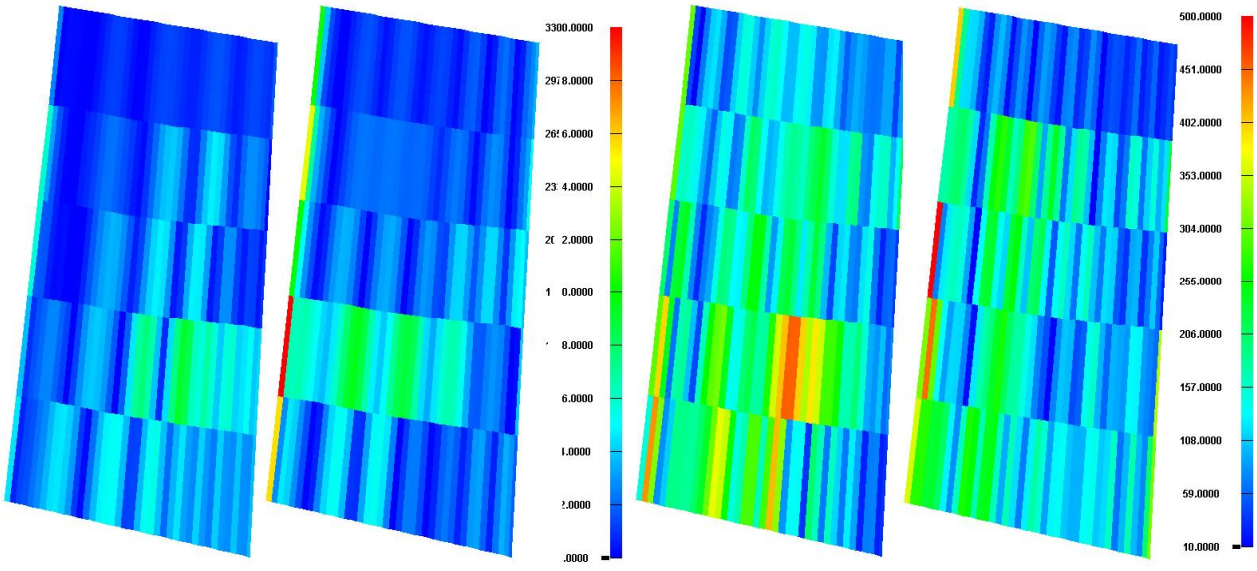
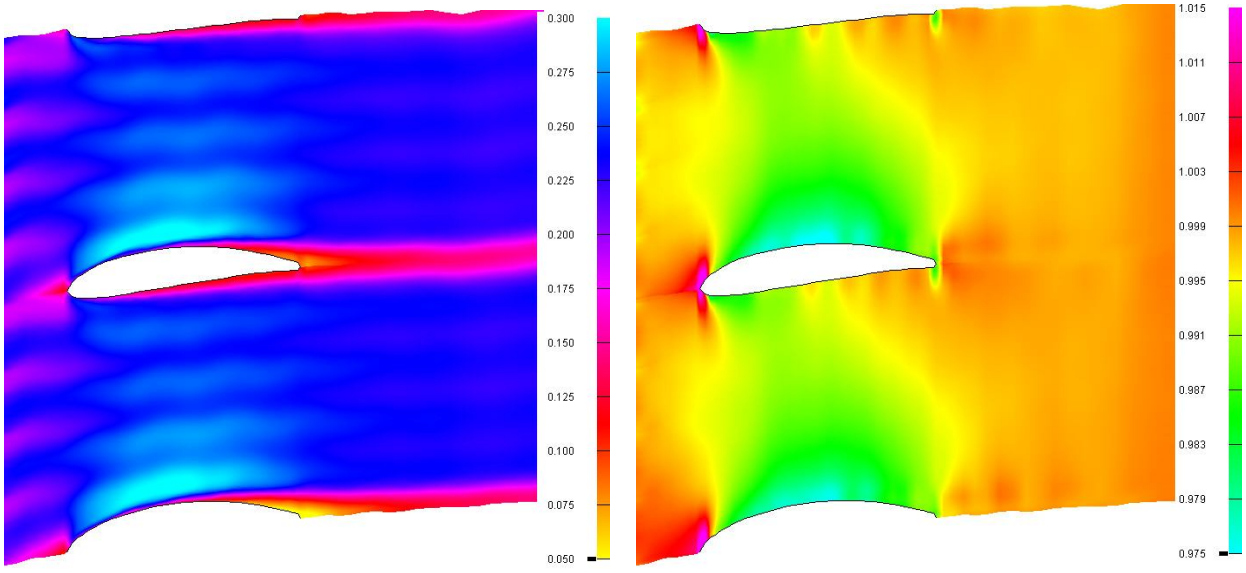


Рис. 6. Фрагменты мгновенного поля: а – скорости; б – давления; в – направления вектора скорости; г – сеточные поверхности при обтекании лопаток рабочего колеса



а б в г

Рис. 7. Уровень пульсационного давления на поверхностях лопаток второго соплового аппарата по 73-ей гармонике: а – на спинке; б – на корыте, по 146-ой гармонике: в – на спинке; г – на корыте



а б

Рис. 8. Структура течения в области отрыва потока на спинке лопаток второго соплового аппарата: а – скорость; б – давление

Выводы

Для уменьшения тонального шума турбины по 75-ой и 73-ей гармониках необходимо:

1. Устранить отрывное обтекание лопаток второго соплового аппарата.
2. Снизить величину дефекта скорости в аэродинамических следах лопаток после первого соплового аппарата.
3. Снизить величину градиента неравномерности угла вектора скорости после лопатки рабочего колеса.

Литература

1. Оценка акустического взаимодействия венцов турбины вентилятора двигателя Д-18Т [Текст] / Ф.М. Муравченко., В.М. Лапотко, Ю.П. Кухтин, С.Б. Резник, А.И. Попуга // Вестник двигателестроения. – Запорожье: Мотор-Сич, 2006. – № 1. – С. 8-13.

2. Лапотко, В.М. Эйлерово-Лагранжев подход при численном моделировании нестационарных течений идеального газа [Текст] / В.М. Лапотко, Ю.П. Кухтин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 7 (43). – С. 12-17.

3. Лапотко, Ю.П. Модель и метод расчета турбулентных течений вязкого теплопроводного газа [Текст] / В.М. Лапотко, Ю.П. Кухтин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – № 41/6. – С. 65-68.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Качан, зав. кафедрой технологии авиационных двигателей Запорожского Национального технического университета, Запорожье, Украина.

МЕТОД ЧИСЕЛЬНОЇ ОЦІНКИ РІВНЯ ТОНАЛЬНОГО ШУМУ У ДЖЕРЕЛІ ПРИ НЕСТАЦІОНАРНІЙ ВЗАЄМОДІЇ ВІНЦІВ ТУРБОМАШИН

В.М. Лапотко, Ю.П. Кухтін, Г.І. Слинько

Виконано аналіз походження тонального шуму з використанням методу відстеження струменів плинів газу на прикладі 1.5 експериментального щабля турбіни низького тиску. Використовуваний метод доробблений для обліку тривимірних ефектів плинів у турбомашинах. Розрахунки проводилися в абсолютній системі координат, зв'язаної зі статором турбомашини. Показано різні причини виникнення тонального шуму, коли джерелом аеродинамічної нерівномірності були сопловий апарат (СА) або робоче колесо (РК). Чисельними дослідженнями було показано, що для зменшення тонального шуму турбіни необхідно забезпечити рівномірне поле швидкостей, як з величиною швидкості (після СА), так і з напрямом швидкості (після РК).

Ключові слова: тональний шум, пульсаційний тиск, Ейлеро-Лагранжев метод, нестаціонарна взаємодія вінців.

METHOD OF NUMERICAL ASSESSMENT OF TONAL NOISE IN SOURCE AT UNSTATIONARY INTERACTION OF TURBOMACHINARY RIMS

V.M. Lapotko, Yu.P. Kukhtin, G.I. Slynko

The analysis of tonal noise origin has been performed by using the method of tracking of streams of gas flows as based on the example of 1.5 experimental LPT stage. The method used has been developed for accounting the 3-D effects of flows in a turbomachinaries. The calculations have been made in an absolute coordinate system connected with a turbomachinary stator.. Different causes of tonal noise origin have been described for cases when a nozzle guide vane (NGV) or rotor wheel were considered as a source of aerodynamical irregularity. It was shown by computational investigations that for diminishing the turbine tonal noise provision of uniform velocity field, both in velocity magnitude (after NGV) and in velocity direction (after working wheel), is required.

Key words: tonal noise, pulsed pressure, ALE, unsteady rotor-stator nteraction.

Лапотко Василий Михайлович – кандидат технических наук, ведущий инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: flow_gd@mail.ru.

Кухтин Юрий Петрович – кандидат технических наук, инженер-конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: flow_gd2@mail.ru.

Слынько Георгий Иванович – доктор технических наук, заведующий кафедрой теплотехники и гидравлики Запорожского Национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: gslynko@ zntu.edu.ua.

УДК 621.45.01

М.М. КУДИН[1], В.Ю. БЕРЕЖНОЙ [2]

[1]*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*
[2]*ГП НПКГ «Зоря - Машпроект», Николаев, Украина*

ЛАЗЕРНОЕ ИЗМЕРЕНИЕ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА И ВИБРАЦИЙ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА

Приведена оценка неравномерности шага, радиального зазора, частоты вибраций рабочих лопаток вентилятора. Два луча инфракрасного лазера, отраженные от концов пластиковых лопаток работающего вентилятора падали на два фотодиода. Полученный двухканальный сигнал записывался в компьютер. Для его анализа были использованы спектры, корреляционные функции, кепстр и вейвлет - преобразование. В сигнале были обнаружены частоты вращения ротора, прохождения лопаток, их вибраций, а также неравномерность шага лопаток и радиального зазора. Для облегчения интерпретации результатов использовано математическое моделирование сигнала и модальный анализ лопатки вентилятора с использованием метода конечных элементов.

Ключевые слова: *вентилятор, радиальный зазор, вибрации, лазер, измерительная система, корреляция, спектр, кепстр, вейвлет.*

Введение

Радиальный зазор в компрессоре и турбине – один из главных факторов, влияющих на экономичность двигателя и показатель технического уровня его производителя. Обеспечить минимальный радиальный зазор на всех режимах работы двигателя трудно из-за значительных изменений размеров деталей от тепловых и механических нагрузок.

Решить эту задачу позволит управление радиальным зазором, например, при помощи локального изменения температуры деталей. Для его осуществления нужны датчики, которые позволяют в реальном времени определять радиальный зазор для отдельных лопаток при работе двигателя. Такие датчики, использующие отраженное от концов лопаток СВЧ-излучение уже используются на предприятии «Зоря-Машпроект» [1]. В настоящей статье рассмотрены возможности применения инфракрасного лазерного модуля для измерения радиального зазора и других важных для диагностики параметров рабочего колеса (неравномерность шага лопаток и их колебания).

1. Измерительная система

Для исследований был использован монолитный лазерный модуль CDROM и пластиковый вентилятор. Установка лазерного модуля над рабочими лопатками вентилятора показана на рис. 1. Луч инфракрасного лазера 4 проходя через дифракционную решетку 3 расщепляется на три луча (центральный не показан). Лучи падают на призму Волластона 2 и направляются на торец рабочей лопатки 1. Отразившись от лопатки, они снова проходят через призму и падают на фотодиоды E и F интегральной микросхемы, предназначенной для преобразования инфракрасного излучения в электрический сигнал и его усиления. Полученный двухканальный электрический сигнал записывался в компьютер с частотой дискретизации 96 кГц с использованием обычной звуковой карты.

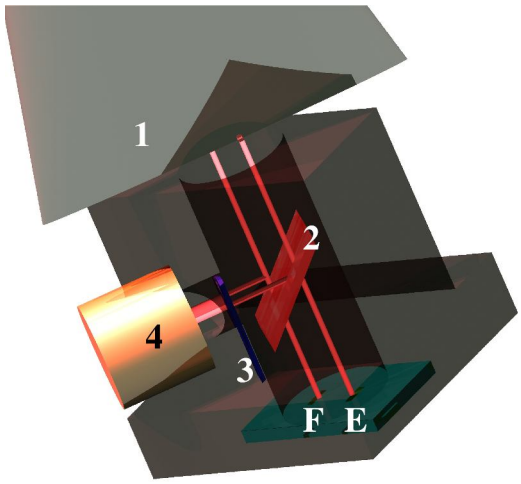


Рис. 1. Схема измерений

Кроме элементов, показанных на упрощенной схеме модуль содержит подвижную линзу для фокусировки лучей и цилиндрическую линзу для системы управления фокусировкой. Подвижная линза

© М.М. Кудин, В.Ю. Бережной

была зафиксирована в положении, обеспечивающем достаточную фокусировку при помощи клея. Основной луч (не показан на рисунке), проходящий через цилиндрическую линзу, не использовался, однако для измерения радиального зазора он тоже может быть применен, поскольку штатно обеспечивает точность измерения расстояния до диска ±1,9мкм в диапазоне расстояний ±0,5мм.

2. Обработка измерительной информации

Сигналы, записанные от двух фотодиодов E и F, показаны на рис. 2. На рисунке видны провалы напряжения при прохождении торца лопатки (усилители тока фотодиодов – инвертирующие). Из рисунка видно, что несмотря на наличие шума, они коррелируют друг с другом.

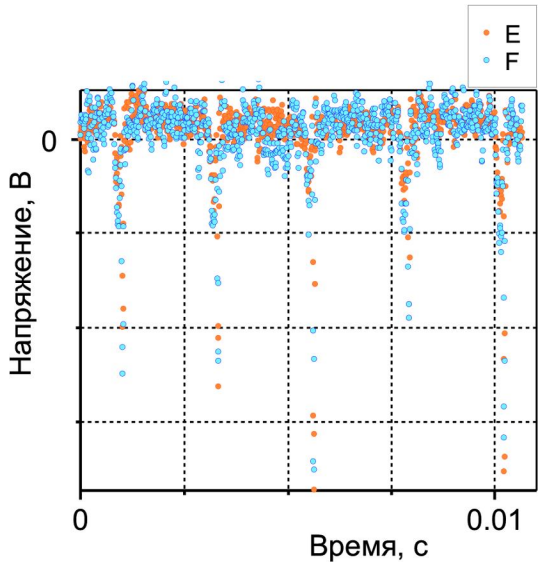


Рис. 2. Сигналы лазерного модуля

Для определения частотного состава сигналов был произведен их спектральный анализ. Автоспектры сигналов E и F в значительной степени совпали с их взаимным спектром, который показан на рис. 3. В спектре присутствуют слабые составляющие, связанные с оборотной частотой (62 Гц) и сильные составляющие с фундаментальной частотой, соответствующей частоте прохождения семи рабочих лопаток. Для построения спектра был применен классический метод Уэлча. Фрагмент автоспектра сигнала F показан на рисунке 4. В спектре присутствуют сильные гармоники частоты следования семи рабочих лопаток. Для построения спектра применено быстрое преобразование Фурье и прямоугольное окно данных.

Поиск в сигнале неравномерности радиальных зазоров лопаток был произведен с использованием корреляционного анализа.

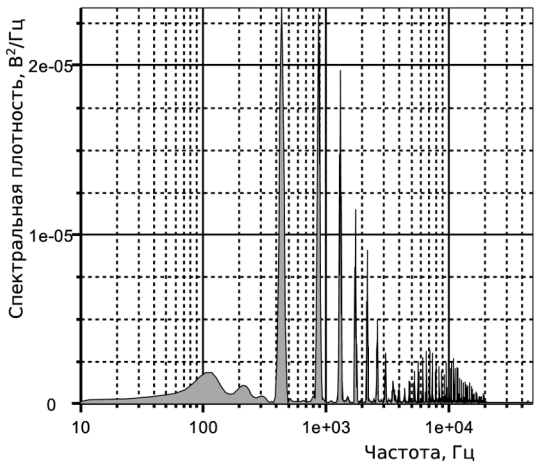


Рис. 3. Взаимный спектр сигналов E и F

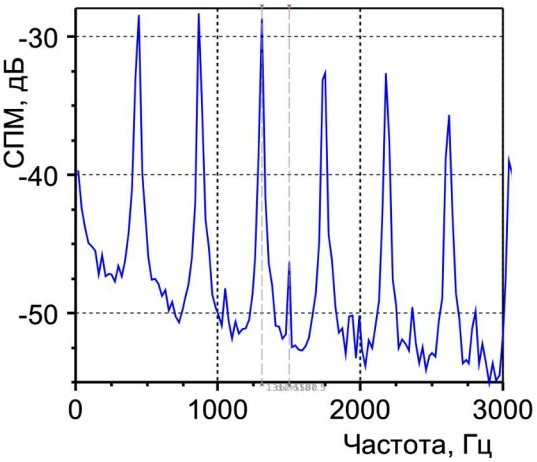


Рис. 4. Спектр сигнала F

На рис. 5 показана автокорреляционная последовательность (АКП) сигнала F.

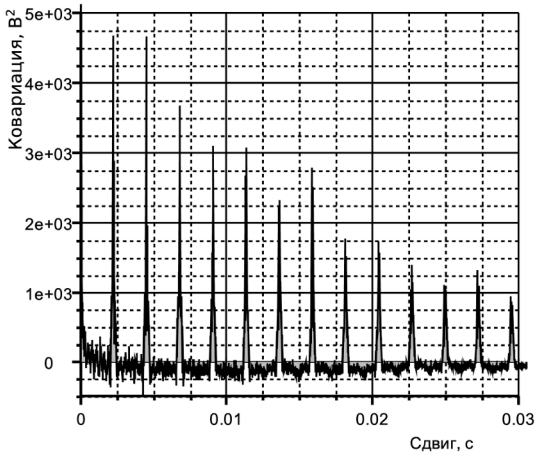


Рис. 5. АКП сигнала F

Здесь локальные максимумы, соответствуют отдельным лопаткам. Распределение их величин повторяется через сдвиг времени, соответствующий одному обороту ротора.

Более подробное изображение автокорреляционной и взаимной корреляционной функций сигналов показано на рис. 6. Протекание функций имеет особенности, которые можно связать с неравномерностью шага и колебаниями лопаток.

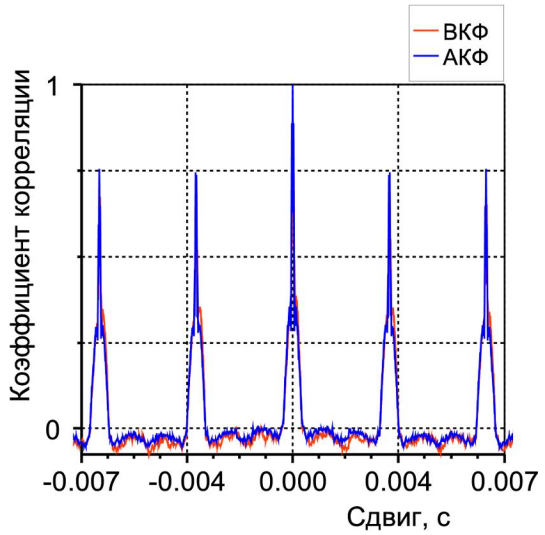


Рис. 6. Корреляционные функции сигналов F,E

Как показал анализ модели сигнала, построенной с использованием функции *pulstran* компьютерной системы OCTAVE, характерный вид распределения локальных максимумов связан не с неравномерностью зазора, а с неравномерностью шага рабочих лопаток, поэтому появилась необходимость в проведении вейвлет-анализа сигнала. На рисунке 7 показана деталь дискретного вейвлет-преобразования с использованием вейвлета Добеши (db4).

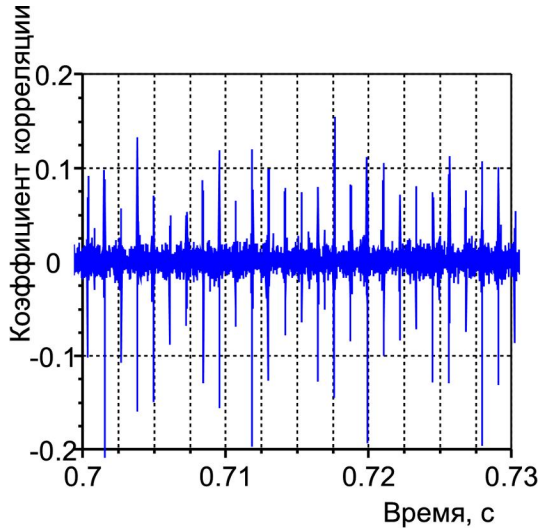


Рис. 7. Деталь дискретного вейвлет-преобразования сигнала F

На рисунке наблюдаются составляющие, связанные с окружной неравномерностью радиального зазора.

На рис. 8 показаны результаты непрерывного вейвлет-преобразования сигнала. Использован вейвлет «мексиканская шляпа». Отчетливо наблюдается периодическая структура для масштабов, соответствующих расстоянию между лопатками.

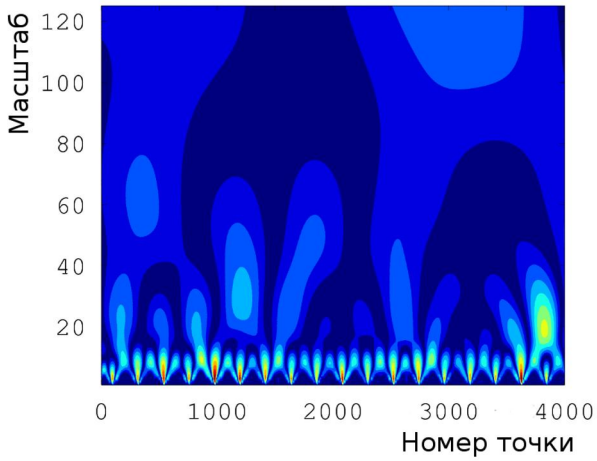


Рис. 8. Вейвлет-преобразование сигнала F

Поиск информации о колебаниях вращающихся лопаток был произведен с использованием спектрального и кепстрального анализа, оценка собственной частоты колебаний лопатки была выполнена с использованием компьютерной программы SALOME-MECA. Результаты модального анализа показаны на рис. 9.

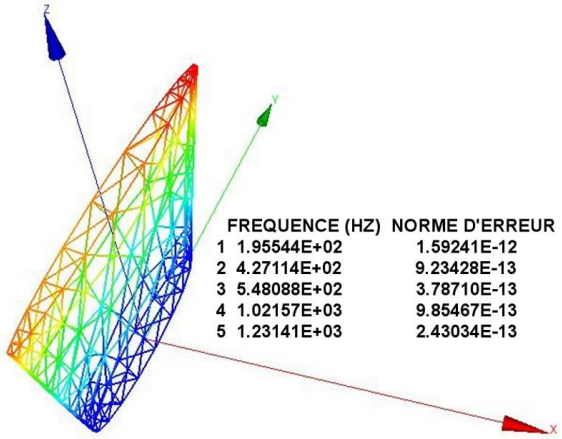


Рис. 9. Результаты модального анализа

В соответствии с эффектом Доплера, колебания вращающейся лопатки должны порождать боковые лепестки на расстоянии собственной частоты колебаний лопатки от гармоник частоты ее следования. Они видны на спектре (рис. 4) и кепстре [3] мощности (рис. 10). Соответствующие частота и квефренция помечены маркерами.

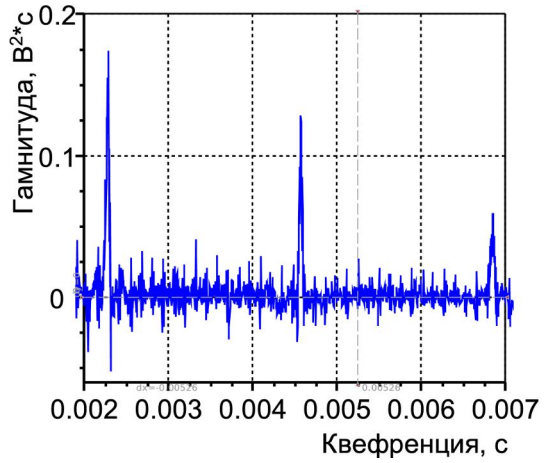


Рис. 10. Кепстр канала Е

Заключение

Лазерный модуль CDROM при незначительной доработке представляет из себя точный быстродействующий датчик радиального зазора и вибраций рабочих лопаток турбомашины. К его достоинствам принадлежит и низкая стоимость. Основными недостатками такого датчика является необходимость в оптическом доступе внутрь проточной части и трудность в применении на горячих частях двигателя. Результаты применения модуля для измерений на осевом вентиляторе дают возможность сделать вывод о том, что в сигнале содержится информация о неравномерности радиального зазора и шага лопаток, а также о частотах их колебаний.

Литература

1. Test and validation of microwave tip clearance sensor on a 25Mw gas turbine engine [Текст] / D. Kwapisz, M. Hafner, V. Spitsyn, A. Mykhaylov, V. Berezhnoy // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 2. – С. 152-161.

2. Штарк, Г.-Г. Применение вейвлетов для ЦОС [Текст]: пер. с англ. / Г.-Г. Штарк. - М. : Техносфера, 2007. – 192 с.

3. Рандалл, Р.Б. Частотный анализ [Текст]: пер. с англ. / Р.Б. Рандалл. – Дания, Глоструп: К. Ларсен и сын, 1989. – 389 с.

Поступила в редакцию 31.05.2012

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

ЛАЗЕРНЕ ВИМІРЮВАННЯ РАДІАЛЬНОГО ЗАЗОРУ ТА ВІБРАЦІЙ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА

М.М. Кудін, В.Ю. Бережний

Приведена оцінка нерівномірності відстані лопаток, радіального зазору, частоти вібрації робочих лопаток вентилятора. Два проміні інфрачервоного лазера відбиті від кінців пластикових лопаток працюючого вентилятора падали на два фотодіоди. Отриманий двоканальний сигнал записувався комп'ютером. Під час його аналізу були використані спектри, кореляційні функції, кепстр та вейвлет-перетворення. В сигналах були знайдені частоти обертання, проходження лопаток, їх вібрацій а також нерівномірність шага лопаток та радіального зазору. Для полегшення інтерпретації результатів використано математичне моделювання сигналу і модальний аналіз лопатки вентилятора з використанням метода кінцевих елементів.

Ключові слова: вентилятор, радіальний зазор, вібрації, лазер, вимірювальна система, кореляція, спектр, кепстр, вейвлет.

LASER TECHNIQUE OF FAN TIP CLEARANCE AND VIBRATIONS MEASUREMENT

M.M. Kudin, V.Y. Berezhnoy

Blade step uniformity, tip clearance, and vibrations of fan rotor blades was accomplished. Two infrared laser beams reflects from plastic blade tips of operating fan and catch by two photodiodes. Obtained two-channel signal was delivered to computer. Spectrum, correlation, cepstrum and wavelet transformation were used for signal analysis. Rotor revolution, blade pass and blade vibration frequencies, tip clearance and blade step nonuniformities were observed in analyzed signals. For easy results interpretation mathematical signal modeling and modal analysis of fan blade were used.

Key words: fan, tip clearance, vibrations, laser, measurement system, correlation, spectrum, cepstrum, wavelet.

Кудин Михаил Михайлович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shel@3g.ua.

Бережной Валерий Юрьевич – начальник сектора динамики и прочности ГП НПКГ «Зоря» - «Машпроект», Николаев, Украина, e-mail: vub@mashproekt.nikolaev.ua.

УДК 539.3

Ю.С. ВОРОБЬЕВ[1], М.А. ЧУГАЙ[1], К.Ю. ДЬЯКОНЕНКО[1], С.Б. КУЛИШОВ[2], А.Н. СКРИЦКИЙ[2]

[1]Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков
[2]ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина

АНАЛИЗ ЛОКАЛИЗАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ КОЛЕБАНИЯХ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЛОПАТОК

В работе представлен анализ влияния свойств материала на спектр собственных частот, форм и распределение относительных напряжений при колебаниях рабочих монокристаллических охлаждаемых и неохлаждаемых лопаток. Показаны особенности возникновения зон локализации напряжений в монокристаллических лопатках сложной геометрической формы. Учитывается неоднородность материала, влияние температурных полей и центробежных сил. Моделирование объектов проводилось на основании трехмерного подхода метода конечных элементов. Численные результаты сравнивались с экспериментальными.

Ключевые слова: *рабочие лопатки, монокристаллический материал, повреждения, конечные элементы, колебания, локализация напряжений.*

Введение

В современных ГТД используются монокристаллические лопатки турбин, которые работают в условиях высоких температур и интенсивных вибрационных нагрузок. Эти лопатки отличаются сложностью конструкции и неоднородностью материала, вызванной как монокристаллической структурой материала, так и воздействием температурных полей.

Вопросам влияния монокристаллической структуры на прочность и колебания лопаток посвящен ряд работ [1 – 5].

Первые ступени газовой турбины имеют охлаждаемые лопатки с аксиальной ориентацией монокристаллического материала [001]. В таких лопатках локализация вибрационных напряжений часто возникает на внутренней поверхности охлаждаемых каналов и представляет большую опасность.

Для остальных ступеней газовых турбин используются, как правило, неохлаждаемые монокристаллические лопатки. Для них выбор аксиальной ориентации монокристаллического материала неоднозначен.

Без детального анализа вибрационных характеристик монокристаллических лопаток и особенностей распределения относительных напряжений с учетом геометрической формы, температурных полей и центробежных сил невозможно сделать обоснованные выводы о выборе рациональных конструктивных параметров и ориентации монокристаллического материала конкретных конструкций.

1. Результаты исследований колебаний охлаждаемой лопатки

Рассматриваются особенности колебаний монокристаллической лопатки первой ступени со сложной вихревой системой охлаждения и каналами для выхода охлаждаемого воздуха

Проведены исследования сходимости результатов для серии расчетных конечно-элементных моделей с различными уровнями дискретизации [4].

Весьма характерным для таких лопаток является локализация напряжений на поверхности внутренних каналов вихревой матрицы. Эта локализация усиливается при эксплуатации лопаток на рабочих режимах, когда внутренние поверхности имеют более низкую температуру и, соответственно, более высокие модули упругости. При этом для наружных поверхностей имеет место обратное явление – они имеют более высокую температуру и, следовательно, более низкие модули упругости. Поэтому при неравномерном нагреве лопатки происходит перераспределение напряжений за счет большей напряженности внутренних зон. Это может оказаться опасным, поскольку появление зон локализации напряжений внутри охлаждающих каналов может привести к образованию трещин и других повреждений. Сложность такой ситуации состоит в том, что эти повреждения невозможно обнаружить при визуальном контроле лопаток, чем и объясняется актуальность их расчетного определения.

Большой интерес представляют результаты анализа форм колебаний и распределение напряже-

© Ю.С. Воробьев, М.А. Чугай, К.Ю. Дьяконенко, С.Б. Кулишов, А.Н. Скрицкий

ний. Сложность геометрической формы охлаждаемых и неохлаждаемых лопаток обуславливает и сложность форм их колебаний [4, 5]. Но наибольший интерес вызывает анализ распределения относительных интенсивностей напряжений. На рис. 1, 2 представлены результаты численного анализа распределения напряжений и их локализации при колебаниях охлаждаемых лопаток.

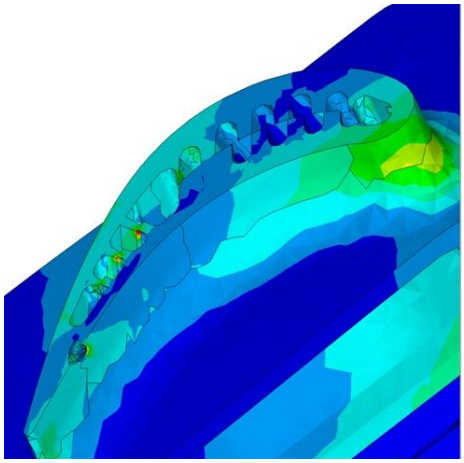


Рис. 1. Концентрация напряжений на четвертой форме колебаний лопатки в районе первого отверстия по высоте лопатки

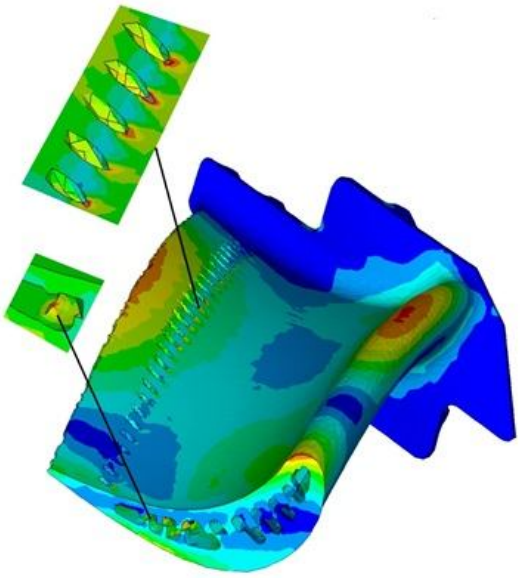


Рис. 2. Распределение интенсивности напряжений при шестой форме колебаний

Результаты этих исследований показывают, что зоны локализации относительных напряжений расположены не только на поверхности лопаток, но и на внутренней поверхности охлаждающих каналов и отверстий для выхода охлаждающего воздуха. Это обстоятельство следует учитывать, т.к. возможно возникновение повреждений в зонах, недоступных визуальному контролю и тензометрическим исследованиям.

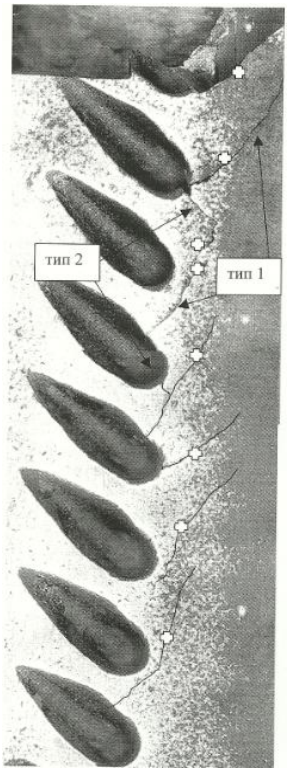


Рис. 3 Трещины в охлаждаемой лопатке в зоне отверстий для выхода охлаждающего воздуха при лабораторных испытаниях

Примеры расположения трещин и повреждений в охлаждаемых лопатках, полученные в результате лабораторных исследований на ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», представлены на рис. 3, 4.

Результаты численных исследований хорошо согласуются с экспериментальными и объясняют характер и места повреждений и разрушений лопаток, обнаруженные при лабораторных испытаниях лопаток на ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект».

В работах [2, 3, 6] отмечалось, что в монокристаллических лопатках распространение магистральной трещины соответствует расположению КГО. Но также известно, что при соблюдении основных тенденций конкретное распространение ряда трещин носит более сложный характер. Это видно на рис. 3.

2. Анализ колебаний неохлаждаемых лопатки

Неохлаждаемые лопатки обычно изготавливаются из поликристаллических сплавов или монокристаллических с расположением материала с аксиальными ориентациями [001] и [111].

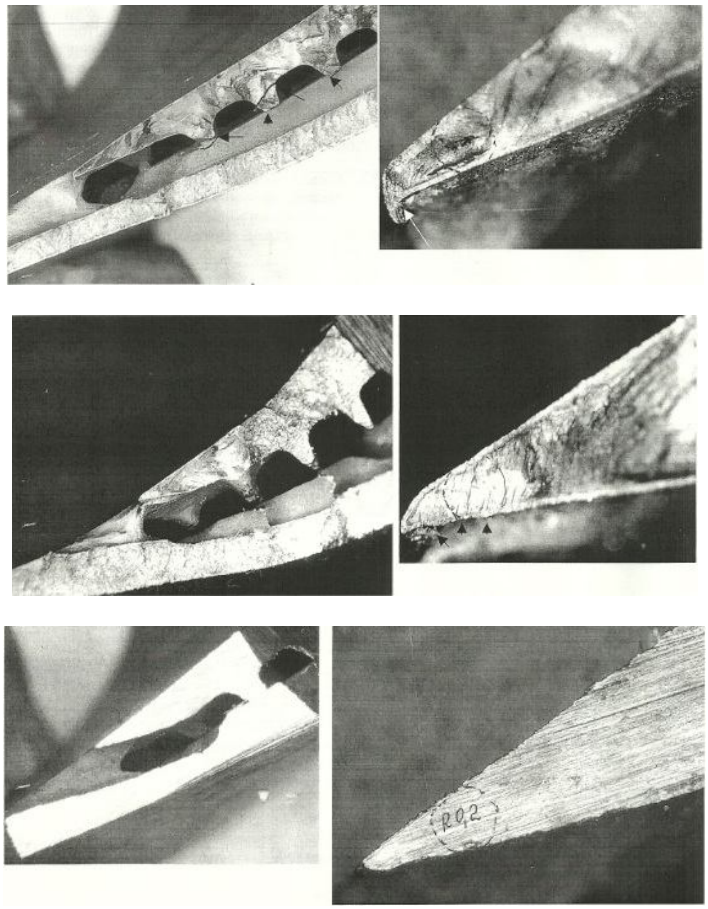
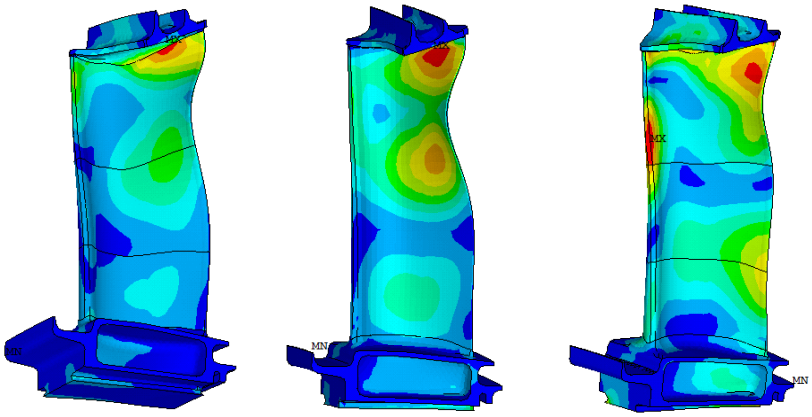


Рис. 4. Зоны зарождения трещин и характерные разрушения лопатки, которые наблюдались при лабораторных исследованиях

В качестве примера приводятся результаты анализа распределения напряжений при колебаниях на восьмой форме неохлаждаемой лопатки (рис. 5). Для лопатки из поликристаллического материала локализация напряжений возникает на периферии под полкой. При использовании монокристаллического материала с ориентацией [001] зона локализации несколько смещается от полки и возникает новая зона. Для монокристаллической лопатки с ориентацией материала [111] возникает зона локализации напряжений на входной кромке. Анализ спектров частот [7] и распределения напряжений позволяет сделать рациональный выбор материала лопатки.



10309 Гц 10418 Гц 11130 Гц

а б в

Рис. 5. Поля относительных интенсивностей напряжений на 8 -й форме колебаний лопаток: поликристаллической (а), монокристаллической с КГО [001] (б) и монокристаллической с КГО [111] (в)

Выводы

Следует отметить достоверность результатов численных исследований локализации относительных вибрационных напряжений, которые были получены до проведения лабораторных испытаний и достаточно хорошо с ними согласуются.

Результаты исследований свидетельствуют о возникновении зон локализации напряжений на внутренних поверхностях охлаждаемых каналов. Анализ колебаний охлаждаемых лопаток и распределение относительных напряжений дает возможность установить соотношение между напряжениями на охлаждающих каналах и на поверхности лопатки. Последние можно оценить с помощью тензометрирования и получить представление о величине напряжений на поверхности охлаждающих каналов. Это облегчает дальнейший анализ колебаний лопаток на рабочих режимах с учетом температурных полей.

Выявление мест локализации вибрационных напряжений играет роль как для охлаждаемых лопаток, так и для неохлаждаемых. Использование численных методов анализа на основе трехмерных моделей с учетом особенностей монокристаллического материала способствует обеспечению вибрационной прочности лопаток современных ГТД при существенном снижении объема экспериментальных исследований.

Литература

1. Придорожный, Р.П. Влияние кристаллографической ориентации на спектр собственных частот и форм колебаний монокристаллических рабочих лопаток турбин [Текст] / Р.П. Придорожный, А.В. Шереметьев, А.П. Зиньковский // Вестник двигателестроения. – 2006. – № 2. – С .42–48.

2. Мельникова, Г.В. Влияние кристаллографической ориентации монокристалла и ее технологического разброса на частотный спектр турбинных лопаток [Текст] / Г.В. Мельникова, Б.Ф. Шорр // Авиационно-космическая техника и технология. – 2001. – № 26. – С. 140–144.

3. Ножницкий, Ю.А. О прочностной надежности монокристаллических рабочих лопаток высокотемпературных турбин перспективных ГТД [Текст] / Ю.А. Ножницкий, Е.Р. Голубовский // Прочность материалов и ресурс элементов энергооборудования. Труды ЦКТИ. – СПб, 2009. – Вып. 296. – С. 74–82.

4. Анализ локализации напряжений при колебаниях лопаточного аппарата турбомашин [Текст] / Ю.С. Воробьев, К.Ю. Дьяконенко, В.Н. Романенко, М.А. Чугай // Прочность материалов и ресурс элементов энергооборудования: труды ЦКТИ. – СПб, 2009. – Вып. 296. – С. 282–306.

5. Особенности колебаний лопаточного аппарата ГТД с учетом распределения и локализации напряжений [Текст] / Ю.С. Воробьев, М.А. Чугай, К.Ю. Дьяконенко., В.Н. Романенко // Восточно-европейский журнал передовых технологий. - 2009. – №4/5 (40) – С. 19–24.

6. Воробьев, Ю.С. Особенности распределения вибрационных напряжений в монокристаллических лопатках с повреждениями [Текст] / Ю.С. Воробьев, М.А. Чугай // Авиационно - космическая техника и технология. – 2011. – № 10 (87). – С. 123 – 126.

7. Анализ вибрационных характеристик монокристаллических лопаток современных ГТД [Текст] / Ю.С. Воробьев, М.А. Чугай, К.Ю. Дьяконенко., С.Б. Кулишов, А.Н. Скрицкий // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – № 3/10 (57). – С. 36 – 39.

Поступила в редакцию 30.05.2012 г.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры двигателестроения, Ю.С. Гусев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

АНАЛІЗ ЛОКАЛІЗАЦІЇ НАПРУЖЕНЬ ПРИ КОЛИВАННЯХ МОНОКРИСТАЛІЧНИХ ЛОПАТОК

Ю.С. Воробйов, М.О. Чугай, К.Ю. Дьяконенко, С.Б. Кулішов, О.М. Скрицький

У роботі представлено аналіз впливу властивостей матеріалу на спектр власних частот, форм та розподілу відносних напружень при коливаннях робочих монокристалічних охолоджуємих та неохолоджуємих лопаток. Показано особливості виникнення зон локалізації напружень в монокристалічних лопатках складної геометричної форми. Враховується неоднорідність матеріалу, вплив температурних полів та відцентрових сил. Моделювання об'єктів проводилося на підставі тривимірного підходу методу скінченних елементів. Чисельні результати порівнюються з експериментальними.

Ключові слова: робочі лопатки, монокристалічний матеріал, пошкодження, скінченні елементи, коливання, локалізація напружень.

STRESS LOCALIZATION ANALYSIS ON SINGLE-CRYSTAL BLADES VIBRATIONS

Yu.S. Vorobiov, M.A. Chugay, K.Iu. Dyakonenko, S.B. Kulishov, A.N. Skritskij

The work presents an analysis of influence of material properties peculiarities on natural frequencies spectrum, modes and relative stress distribution under vibrations of single-crystal cooling and uncooling blades. The features of origin of areas of stress localization are rotined in the single-crystal blades of difficult geometrical form. Heterogeneity of a material, influence of temperature fields and centrifugal forces is considered. The modeling of objects was spent on the basis of the three-dimensional approach of a finite elements method. Numeral results were compared to experimental.

Key words: blades, single crystal material, damages, finite elements, vibrations, stress localization.

Воробьев Юрий Сергеевич – доктор технических наук, профессор, зав. отделом нестационарных механических процессов Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: vorobiev@ipmach.kharkov.ua.

Чугай Марина Александровна – кандидат технических наук, научный сотрудник отдела нестационарных механических процессов Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: chugay@ipmach.kharkov.ua.

Дьяконенко Константин Юрьевич – инженер отдела нестационарных механических процессов Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: vorobiev@ipmach.kharkov.ua.

Кулишов Сергей Борисович – кандидат технических наук, зам. генерального конструктора по новой технике ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина, e-mail: spe@machproekt.nikolaev.ua.

Скрицкий Александр Николаевич – зав. отделом ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина, e-mail: spe@machproekt.nikolaev.ua.

УДК 629.7.054

В.М. МЕЛЬНИК, В.В. КАРАЧУН

Національний технічний університет України "КПІ", Київ, Україна

ДИФРАКЦІЯ ЗВУКОВОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ НА ІМПЕДАНСНІЙ ПОВЕРХНІ ОБОЛОНКИ. ЗМІШАНА КРАЙОВА ЗАДАЧА

Аналізується пружна взаємодія поверхні оболонки довільного окреслення лінії меридіану з акустичним випромінюванням. Будується аналітична структура явища в безрозмірній формі. Диференціальні рівняння в переміщеннях дозволяють надалі розв'язувати задачі динаміки елементної бази комплектуючих. Створене теоретичне підґрунтя для кількісного і якісного аналізу пружних переміщень поверхні оболонки в експлуатаційних умовах, визначається шлях оптимізації конструкцій оболонкових фрагментів. Окреслена можливість порівняльного аналізу властивостей при циклічному і асиметричному збуренні.

Ключові слова: *оболонка, акустичне випромінювання, пружна взаємодія.*

Вступ

Постановка проблеми і її зв'язок з науково-технічними задачами. В експлуатаційних умовах вся елементна база конструкції літальних апаратів в тій чи іншій мірі підвладна дії акустичного випромінювання звукової частоти. Вирішення проблеми дифракції звукових хвиль окреслене, як правило, трьома складовими – дифракція звука на абсолютно м'якій поверхні (задача Дирихле), дифракція звука на абсолютно жорсткій поверхні (задача Неймана) та дифракція звука на імпеданс ній поверхні (змішана крайова задача).

В контексті наведених досліджень приділяється увага третій задачі. Її вирішення передбачає побудову аналітичної структури явища, яка в подальшому забезпечила, перш за все, окреслення координатних функцій оболонкових фрагментів. Розглядаючи просторову (тривимірну) модель взаємодії, створюються умови для більш глибокого вивчення явища, зокрема, вплив коливальних процесів на парціальні частоти пружних переміщень поверхні оболонки, умови виникнення особливостей тощо.

Огляд публікацій і виділення невирішених задач. Акустичне навантаження фюзеляжа літака ІЛ-18 та витривалість елементів його конструкції вивчалась в роботі [1], динамічна контактна задача для колової пластини, що знаходиться на пружному на півпросторі, вивчалась в роботі [2], поведінка пружних циліндричних оболонок під дією плоскої акустичної хвилі – в роботі [3], витривалість авіаційних конструкцій при акустичному навантаженні – в роботі [4].

Окремі питання пружної взаємодії плоских фрагментів із звуковими хвилями та особливості розсіяння енергії в них розглянуті, наприклад, в роботах [5 – 7].

Постановка задачі даного дослідження. Для глибокого і різнобічного аналізу вивчаємого явища слід створити універсальну, найбільш узагальнену, аналітичну структуру виникаючого явища, яка б дозволила на подальше розв'язувати різнопланові задачі динаміки авіаційних конструкцій в експлуатаційних умовах.

Викладення основного матеріалу з обґрунтуванням отриманих наукових результатів

Викладемо загальну теорію інтегрування диференціальних рівнянь оболонки.

Припустимо, що поверхня поплавця навантажена довільним зовнішнім чинником. Приймемо, що на краях ($z = 0$, $z = 1$) задані деякі граничні умови – кінематичні, геометричні або силові. Метод, що викладається, передбачає виконання двох етапів:

– спочатку проводиться процедура розділення змінних в рівняннях руху за допомогою методу Фур'є;

– потім використовується метод Бубнова–Гальоркіна.

Оскільки розглядаються замкнуті оболонки обертання, то в окружному напрямі (уздовж паралелі) слід чекати періодичності силових, кінематичних полів, тобто вони повинні певним чином залежати від періодичних функцій типу $\cos k\varphi$, $\sin k\varphi$ ($k= 0,1,\ldots$). У свою чергу, зовнішнє динамічне вантаження по трьох напрямах може бути і неперіодичним по координаті, але навантаження:

© В.М. Мельник, В.В. Карачун

$$q_i^* = q_i^*(t,z,\varphi)\ , \quad i=\overline{1,3}$$

завжди можна, в усякому разі формально, представити у вигляді рядів Фур'є по координаті φ.

Тому вважаємо, що

$$q_i^* = q_i^*(t,z,\varphi) = \\ = \sum_{k=0}^{\infty}\left[q_{i,k}^{(1)}(t,z)\cos k\varphi + q_{i,k}^{(2)}(t,z)\sin k\varphi\right],$$

Відповідно до цього і структура координатних функцій матиме вигляд:

$$U_z = U_z(t,z,\varphi);\ U_\varphi = U_\varphi(t,z,\varphi)\ ;\ W = W(t,z,\varphi)\ .$$

Спочатку представимо їх таким чином:

$$U_z = \sum_{k=0}^{\infty}\left[U_{z,k}^{(1)}(t,z)\cos k\varphi + U_{z,k}^{(2)}(t,z)\sin k\varphi\right];$$

$$U_\varphi = \sum_{k=0}^{\infty}\left[U_{\varphi,k}^{(1)}(t,z)\sin k\varphi + U_{\varphi,k}^{(2)}(t,z)\cos k\varphi\right];$$

$$W = \sum_{k=0}^{\infty}\left[W_k^{(1)}(t,z)\cos k\varphi + W_k^{(2)}(t,z)\sin k\varphi\right].$$

Співвідношення підставимо в диференціальні рівняння і проведемо процедуру розділення змінних методом Фур'є для кожного з деформованого станів.

На поздовжні переміщення U_z оболонки чинять вплив як радіальні прогини W поверхні, так і кільцеві переміщення U_φ. Для зручності інтегрування дещо спростимо це рівняння виходячи з огляду на такі передумови:

– для циліндричної оболонки є певні доданки заданого вигляду, відкидання яких викривляє дійсну картину явища;

– для коректного виконання процедури спрощення рівняння, доцільно перейти до безрозмірного вигляду, ввівши безрозмірні коефіцієнти.

Оскільки

$$\zeta = \frac{\delta}{R};\quad \eta = \frac{R}{l};\quad \mu = 8\zeta(1+\zeta)\eta^2;$$

$$\xi(z) = \frac{\delta}{R+\delta}\left(\frac{2z}{l}-1\right)^2 = \frac{\zeta}{1+\zeta}\left(\frac{2z}{l}-1\right)^2,$$

то для циліндричної оболонки

$$\delta = 0;\quad \zeta = 0;\quad \mu = 0;\quad \xi(z) = 0$$

і рівняння повздовжніх переміщень набуває вигляду

$$\frac{\partial^2 U_z}{\partial z^2} + \frac{1+\nu}{2R}\cdot\frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z\,\partial\varphi} - \frac{\nu}{R}\frac{\partial W}{\partial z} = \\ = \frac{1-\nu^2}{Eh}\left(-q_1 + \rho h\frac{\partial^2 U_z}{\partial t^2}\right). \qquad (1)$$

Введемо позначення

$$\frac{z}{l} = \bar{z};\quad \frac{U_z}{h} = \overline{U}_z;\quad \omega_0 t = \bar{t};\quad \frac{U_\varphi}{h} = \overline{U}_\varphi;\quad \frac{W}{h} = \overline{W}$$

і послідовно зведемо до безрозмірного вигляду кожен доданок рівняння (1):

Рівняння (1) запишемо в більш компактнішій формі:

$$\frac{\partial^2 U_z}{\partial z^2} - a_1(2z-1)\frac{\partial U_z}{\partial z} - a_2 U_z + a_3\frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z\,\partial\varphi} - a_4\frac{\partial W}{\partial z} = \\ = \left[1+\alpha_1(2z-1)^2\right]\left(-q_1^* + \alpha^{*2}\frac{\partial^2 U_z}{\partial t^2}\right), \qquad (2)$$

де

$$a_1 = 4(1+2\nu)\frac{\delta}{R(1+\zeta)};\quad a_2 = 8\nu\cdot\frac{\delta}{R(1+\zeta)};$$

$$a_3 = \frac{1}{2}\,\frac{1+\nu}{1+\zeta}\cdot\frac{1}{R};\quad a_4 = \frac{\nu+\mu}{1+\zeta}\cdot\frac{h}{R};$$

$$q_1^* = \left(1-\nu^2\right)\frac{l^2}{Eh^2}q_1;\quad \alpha^{*2} = \left(1-\nu^2\right)\frac{\rho\omega_0^2 l^2}{E};$$

$$\alpha_1 = 2\mu\frac{\delta}{R(1+\zeta)}.$$

Перейдемо до спрощення рівняння переміщень уздовж паралелі. Як бачимо, на переміщення елементів поверхні в коловому напрямку U_φ впливають як поздовжні U_z, так і радіальні *W* переміщення.

У разі циліндричної оболонки рівняння спрощується до вигляду:

$$\frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial S^2} + \frac{1+\nu}{2}\cdot\frac{\partial^2 U_z}{\partial z\,\partial S} - \frac{1-\nu}{2}\cdot\frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z^2} - \frac{1}{R}\cdot\frac{\partial W}{\partial S} = \\ = \frac{1-\nu^2}{Eh}\left(-q_2 + \rho h\frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial t^2}\right). \qquad (3)$$

Помножимо всі коефіцієнти на $\frac{R^2(1+\zeta)^2}{h}$ та вилучимо символ «–»:

$$\frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial\varphi^2} + b_1\left[1-\beta_1(2z-1)^2\right]\frac{\partial^2 U_z}{\partial z\,\partial\varphi} - b_2\times \\ \times\left[1-\beta_2(2z-1)^2\right]\frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z^2} - -b_3(2z-1)\frac{\partial U_\varphi}{\partial z} - \\ -b_4(2z-1)\frac{\partial U_z}{\partial\varphi} + b_5 U_\varphi - b_6\frac{\partial W}{\partial\varphi} = \\ = \left[1-\beta_3\left(2\bar{z}-1\right)^2\right]\left(-q_2^* + \beta^{*2}\frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial t^2}\right), \qquad (4)$$

де $b_1 = \frac{1}{2}(1+\nu)(1+\zeta)\left(\frac{R}{l}\right);\quad b_4 = 2(3-\nu)\frac{\delta}{l};$

$$b_2 = \frac{1}{2}(1-\nu)(1+\zeta)^2\left(\frac{R}{l}\right)^2;\ b_5 = 4(1-\nu)(1+\zeta)\frac{\delta R}{l^2};$$

$$b_3 = 2(1-\nu)(1+\mu)(1+\zeta)\frac{\delta R}{l^2};\ b_6 = 1+\nu\mu\ ;$$

$$\beta_1=\frac{1+\mu}{1+\zeta}\frac{\delta}{R};\quad \beta_2=2\frac{1+\mu}{1+\zeta}\frac{\delta}{R}=2\beta_1;$$

$$\beta_3=\frac{\delta}{R(1+\zeta)};\quad q_2^*=\left(1-\nu^2\right)\frac{R^2(1+\zeta)^2}{Eh^2}q_2;$$

$$\beta^{*2}=\left(1-\nu^2\right)\frac{\rho\omega_0^2}{E}R^2(1+\zeta)^2.$$

Перейдемо до спрощення рівняння згиного руху оболонки. На згинальний рух W поверхні оболонки впливають поздовжні U_z та колові U_φ нелінійні коливальні процеси.

Рівняння руху запишемо в компактному вигляді:

$$\begin{aligned}&\left[-1+\beta_4(2z-1)^2\right]\frac{\partial^4W}{\partial z^4}-C_1\frac{\partial^4W}{\partial z^2\partial\varphi^2}-\\&-C_2\frac{\partial^4W}{\partial\varphi^4}+C_3(2z-1)\frac{\partial^3W}{\partial z^3}-\\&C_4\frac{\partial^3W}{\partial z\partial\varphi^2}+C_5\frac{\partial^2W}{\partial z^2}-C_6\frac{\partial^2W}{\partial\varphi^2}-C_7(2z-1)\frac{\partial W}{\partial z}-\\&-C_8\frac{\partial^3U_\varphi}{\partial\varphi^3}-C_9\frac{\partial^3U_\varphi}{\partial z^2\partial\varphi}-C_{10}\frac{\partial^3U_z}{\partial z\partial\varphi^2}+C_{11}(2z-1)\frac{\partial^2U_z}{\partial z^2}+\end{aligned}\tag{4}$$

де $\beta_4=\frac{1+2\mu}{1+\zeta}\cdot\frac{\delta}{R};\ \beta_5=\frac{1-\mu}{1+\zeta}\cdot\frac{\delta}{R};$

$$\left.\begin{aligned}&C_1=\frac{2}{(1+\zeta)^2}\left(\frac{1}{R}\right)^2;\ C_2=\frac{1}{(1+\zeta)^4}\left(\frac{1}{R}\right)^4;\ C_3=8\frac{1+3\mu}{1+\zeta}\frac{\delta}{R};\\&C_4=4\frac{(1-\nu)(3-\mu)}{(1+\zeta)^3}\frac{\delta}{R}\left(\frac{1}{R}\right)^2;\ C_5=8\frac{(1+\nu+4\mu)}{1+\zeta}\frac{\delta}{R};\\&C_6=16\frac{(1-\nu)}{(1+\zeta)^3}\frac{\delta}{R}\left(\frac{1}{R}\right)^2;\ C_7=\frac{32\mu(\nu+\mu)}{(1+\zeta)^2}\left(\frac{\delta}{R}\right)^2;\\&C_8=\frac{1}{(1+\zeta)^4}\left(\frac{1}{R}\right)^4;\ C_9=\frac{1-\nu}{(1+\zeta)^2}\left(\frac{1}{R}\right)^2;\ C_{10}=\frac{\nu\mu}{(1+\zeta)^3}\left(\frac{1}{R}\right)^3;\\&C_{11}=\frac{4\mu^2}{(1+\zeta)^2}\frac{\delta}{R}\frac{1}{R};\ C_{12}=\frac{4\mu(1-\nu)(3-\mu)}{(1+\zeta)^3}\frac{\delta}{R}\left(\frac{1}{R}\right)^2;\\&C_{13}=12(\nu+\mu)\frac{l^3}{Rh^2};\ C_{14}=12\frac{1+\nu\mu}{(1+\zeta)^2}\frac{l^4}{R^2h^2};\end{aligned}\right\}\tag{5}$$

Для циліндричної оболонки, тобто при $\mu=0,\zeta=0,\xi=0,\delta=0$, рівняння згинних рухів має вигляд:

$$\begin{aligned}&-\frac{\partial^4W}{\partial z^4}-\frac{2}{R^2}\frac{\partial^4W}{\partial z^2\partial\varphi^2}-\frac{1}{R^4}\frac{\partial^4W}{\partial\varphi^4}-\frac{1-\nu}{R^2}\frac{\partial^3U_\varphi}{\partial z^2\partial\varphi}-\\&-\frac{1}{R^4}\frac{\partial^3U_\varphi}{\partial\varphi^3}+\frac{12}{h^2}\times\left(\frac{\nu}{R}\frac{\partial U_z}{\partial z}+\frac{1}{R^2}\frac{\partial U_\varphi}{\partial\varphi}\right)=\\&=-\frac{1}{D}\left(q_3+\rho h\frac{\partial^2W}{\partial t^2}\right).\end{aligned}\tag{6}$$

Отже, рівняння колової циліндричної оболонки набувають вигляду:

$$\left.\begin{aligned}&\frac{\partial^2U_z}{\partial z^2}+\frac{1+\nu}{2R}\frac{\partial^2U_\varphi}{\partial z\partial\varphi}-\frac{\nu}{R}\frac{\partial W}{\partial z}=\\&=\frac{1-\nu^2}{Eh}\left(-q_1+\rho h\frac{\partial^2U_z}{\partial t^2}\right);\\&\frac{1}{R^2}\frac{\partial^2U_\varphi}{\partial\varphi^2}-\frac{1-\nu}{2}\frac{\partial^2U_\varphi}{\partial z^2}+\frac{1+\nu}{2R}\frac{\partial^2U_z}{\partial z\partial\varphi}-\frac{1}{R^2}\frac{\partial W}{\partial\varphi}=\\&=\frac{1-\nu^2}{Eh}\left(-q_2+\rho h\frac{\partial^2U_\varphi}{\partial t^2}\right);\\&-\frac{\partial^4W}{\partial z^4}-\frac{2}{R^2}\frac{\partial^4W}{\partial z^2\partial\varphi^2}-\frac{1}{R^4}\frac{\partial^4W}{\partial\varphi^4}-\frac{1-\nu}{R^2}\frac{\partial^3U_\varphi}{\partial z^2\partial\varphi}-\\&-\frac{1}{R^4}\frac{\partial^3U_\varphi}{\partial\varphi^3}+\frac{12}{h^2}\left(\frac{\nu}{R}\frac{\partial U_z}{\partial z}+\frac{1}{R^2}\frac{\partial U_\varphi}{\partial\varphi}\right)=\\&=-\frac{1}{D}\left(q_3+\rho h\frac{\partial^2W}{\partial t^2}\right).\end{aligned}\right\}\tag{7}$$

Опрацьовування, аналіз та опис механізму пружної взаємодії поверхні оболонки з зовнішніми збурюючими чинниками служить надійним науковим підґрунтям об'єктивності порівняльного аналізу вібрації поверхонь довільної геометрії окреслення лінією меридіана.

Універсальність математичного опису оболонки обертання розширює можливості врахування багатьох чинників, які впливають на її властивості, а також встановлює ступінь правочинності припущень і спрощень у процесі аналізу динаміки в цілому. Наявність у правій частині диференціальних рівнянь збурень загального вигляду уможливлює аналіз впливу чинників різної фізичної природи та виявлення умов прояву локальних особливостей.

Висновки і перспективи подальших досліджень

Наведені результати дозволяють визначити координатні функції оболонки відомими методами, провести оцінку ступеня впливу коливальних процесів одним на одного, проаналізувати можливість виникнення особливостей резонансного типу.

Побудований аналітичний апарат дозволяє вивчати збурений стан оболонки не тільки під дією плоскої монохроматичної хвилі, але і для умов дифузного прояву акустичного навантаження, що більше відповідає існуючим реаліям.

Література

1. Белый, Н.Г. Об акустическом нагружении фюзеляжа самолета ИЛ-18 и выносливости элементов его обшивки [Текст] / Н.Г. Белый, А.В. Пачандо // Прочность и долговечность авиационных конструкций. – К.: Изд-во КИИГА, 1965. – Вып. 11. – С. 411 – 427.

2. Бородачев, Н.М. Динамическая контактная задача для круглой пластинки, лежащей на упругом полупространстве [Текст] / Н.М. Бородачев // Сб. науч. тр. – Львов: Промінь, 1962. – С. 280 – 283.

3. Вольмир, А.С. Поведение упругих цилиндрических оболочек при действии плоской акустической волны [Текст] / А.С. Вольмир, М. С. Герштейн // Инж. журн. – 1965. – 5, №6. – С. 1127 – 1130.

4. Выносливость авиационных конструкций при акустических нагрузках [Текст] / Под ред. Л.П. Лепоринской. – М.: Изд-во ЦАГИ, 1967. – № 218. – С. 317 – 325.

5. Карачун, В.В. О рассеянии энергии в механических системах при акустическом нагружении [Текст] / В. В. Карачун // В кн.: Рассеяние энергии при колебании механических систем: материалы XV Респ. науч конф. – К.: Наук. думка, 1989. – С. 246 – 49.

6. Karachun, V.V. Vibration of plate under an acoustic load. Engineeringю. Technology Applied Science [Text] / V.V. Karachun // PA, USA. – 11 September 1989. – Vol. 20, № 37. – P. 49–53.

7. Melnik, V. N.Some Aspects of the gyroscopic Stabilization in Acoustic fields [Текст] / V. N. Melnik, V. V. Karachun // Int. Appl. Mech. – 2002. – 38, № 1. – P. 74 – 80.

Надійшла до редакції 25.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Рижков, Національний технічний університет України "КПІ", Київ, Україна.

ДИФРАКЦИЯ ЗВУКОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ИМПЕДАНС НОЙ ПОВЕРХНОСТИ ОБОЛОЧКИ. СМЕШАННАЯ КРАЕВАЯ ЗАДАЧА

В.Н. Мельник, В.В. Карачун

Анализируется упругое воздействие поверхности оболочки произвольного очертания линии меридиана с акустическим излучением. Строится аналитическая структура явления в безразмерной форме. дифференциальные уравнения в перемещениях позволят в будущем решать задачи динамики элементной базы комплектующих. Создан теоретический фундамент для количественного и качественного анализа упругих перемещений поверхности оболочки в эксплуатационных условиях, устанавливается путь оптимизации конструкций оболочечных фрагментов. Очерчена возможность сравнительного анализа свойств при циклическом и антисимметрическом воздействии.

Ключевые слова: оболочка, акустическое излучение, упругое взаимодействие

DIFFRACTION OF SOUND RADIATION ON AN IMPEDANCE ACHE COVER SURFACES. THE MIXED REGIONAL PROBLEM

V.N. Mel'nick, V.V.Karachun

Elastic influence of a surface of a cover of any outline of a line of a meridian with acoustic radiation is analyzed. The analytical structure of the phenomenon in the dimensionless form is under construction. The differential equations in moving will allow to solve problems of dynamics of element base of accessories in the future. The theoretical base to the quantitative and qualitative analysis of elastic movings of a surface of a cover in operational conditions is created, the way of optimisation of cover's fragments is established. Outlines the possibility of comparative analysis of the properties under cyclic and the antisymmetric impact.

Key words: cover, acoustic radiation, elastic interaction.

Мельник Вікторія Миколаївна – доктор технічних наук, професор, професор кафедри біотехніки та інженерії Національного технічного університету України «КПІ», Київ, Україна, e-mail: karachun1@gala.net.

Карачун Володимир Володимирович – доктор технічних наук, професор, завідуючий кафедрою біотехніки та інженерії Національного технічного університету України «КПІ», Київ, Україна, e-mail: karachun1@gala.net.

УДК 621.438

М.Р. ТКАЧ[1], Ю.Г. ЗОЛОТОЙ[1], Д.В. ДОВГАНЬ[1], И.Ю. ЖУК[2]

[1]*Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина*
[2]*Черноморский государственный университет им. Петра Могилы, Николаев, Украина*

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФОРМ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД В РЕАЛЬНОМ ВРЕМЕНИ МЕТОДОМ ЭЛЕКТРОННОЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ

Рассмотрено экспериментальное определение динамических характеристик конструкционных элементов ГТД методом электронной спекл-интерферометрии с использованием низкокогерентного лазера. Показан метод определения спектра собственных частот и форм колебаний конструкции в реальном времени путём компьютерной визуализации функции распределения контраста усреднённой по времени электронной спекл-интерферограммы. Приведены интерферограммы форм колебаний лопатки. Показана возможность создания стенда для автоматизированного определения собственных частот и форм колебаний элементов ГТД.

Ключевые слова: *лопатка ГТД, спекл-интерферометрия, собственные частоты и формы колебаний.*

Введение

Постановка проблемы. Тенденции развития современного газотурбинного двигателестроения характеризуются требованиями экономичности, уменьшением массы конструкции и увеличением нагрузок, действующих на узлы и детали. К основным показателям качества двигателя, характеризующим степень его совершенства, относятся надежность и ресурс. Улучшение этих показателей связано с необходимостью снижения динамической нагруженности узлов двигателя, так как большинство дефектов ГТД вызвано действием переменных нагрузок, резко возрастающих в условиях резонанса. Рабочая лопатка является одной из наиболее напряженных и ответственных деталей ГТД. Последствия разрушения лопаток являются очень тяжелыми для двигателя, вызывая выход из строя моторной установки.

Для задач определения динамических параметров элементов конструкций эффективно используются современные расчётные методики, в основном базирующиеся на методе конечных элементов, и компьютерные программы типа ANSYS, NASTRAN, MATLAB. Известно, что при создании математических моделей для расчёта колебаний элементов ГТД со сложным распределением масс, как правило, приходится прибегать к серьезным упрощениям и допущениям. При исследовании собственных частот и форм колебаний элементов конструкций со сложным распределением инертных и упругих характеристик экспериментальное решение обычно является единственно возможном.

Исследование динамических параметров конструкции предполагает определение значений собственных частот в возбуждаемой части спектра и соответствующих им форм колебаний.

Анализ публикаций. Одним из эффективных экспериментальных методов решения данной задачи являются методы голографической и спекл-интерферометрии. Главным их достоинством является возможность бесконтактного получения информации о вибрационном состоянии всей поверхности исследуемого объекта [1]. Но применение метода голографической интерферометрии по исследованию частот и форм колебаний деталей ГТД ограничено повышенными требованиями к когерентности лазерного излучения, виброизоляции оптической схемы при проведении голографического эксперимента и сложностью использования фотоматериалов с технологией фотохимической обработки [4]. Исключить применение аналоговых фотоматериалов позволяет цифровой голографический интерферометр. Однако, цифровая голография реализуется с применением дорогостоящих систем машинного зрения со специализированным аппаратурным и программным обеспечением [5]. Созданные в последние время системы цифровой спекл-интерферометрии позволяют оперативно проводить исследования вибрационных характеристик деталей ГТД с помощью непрерывного лазера в реальном времени, наблюдая интерференционную картину непосредственно на экране монитора. Это позволило миновать какой-либо промежуточный фоторегистрирующий носитель. Простота реализации, высокая точность измерений, невысокие требования к

© М.Р. Ткач, Ю.Г. Золотой, Д.В. Довгань, И.Ю. Жук

когерентности источников излучения, механической стабильности установки делают этот метод особенно перспективным [2, 3].

Современный вариант решения предложен в работе [3], где явление изменения контраста спекл-картины на изображении вибрирующей поверхности используется только для настройки на резонанс, при чём для лучшей визуализации контрастных участков, использован эффект мерцания спеклов. Определение формы колебаний осуществляется методом корреляционной спекл-интерферометрии путём вычитания изображений с инвертированной картиной спеклов. Но наблюдать за мерцанием спеклов в виду слабой контрастности картины достаточно сложно, а проводить по несколько съёмок для каждой резонансной частоты затратно по времени.

Цель работы. Разработать способ обработки электронных спекл-интерферограм, позволяющий без использования фотохимических процессов, определять спектр собственных частот и форм колебаний элементов ГТД в реальном времени.

Методика проведения эксперимента

При когерентном освещении случайно-неоднородных объектов, таких, например, как шероховатая поверхность или прозрачная среда с флуктуирующим в пространстве показателем преломления, в рассеянном поле формируется спекл-структура [2]. Такая же нерегулярная картина спеклов возникает на сетчатке глаза или в плоскости светочувствительной матрицы, регистрирующей этот объект. Совмещая данное световое поле и когерентный опорный пучок (гладкий или диффузный), получим результирующую спекл-картину. При этом, яркость каждого зерна определяется разностью фаз складываемых световых волн и при смещении объекта будет изменяться. В данной работе объектом исследования была лопатка компрессора ГТД производства «Заря-Машпроект» высотой 54 мм и хордой 37 мм, изображённая на рис. 1.

Оптическая схема интерферометра соответствует работе [3] рис. 2.

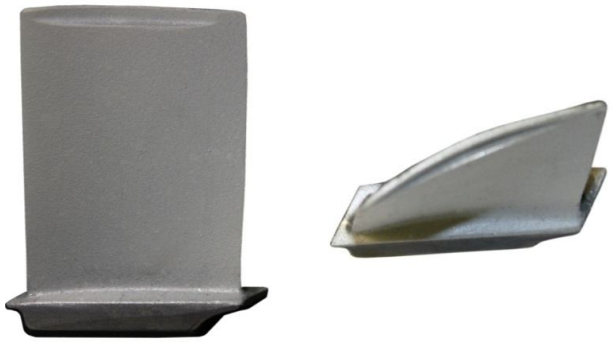


Рис. 1. Внешний вид лопатки

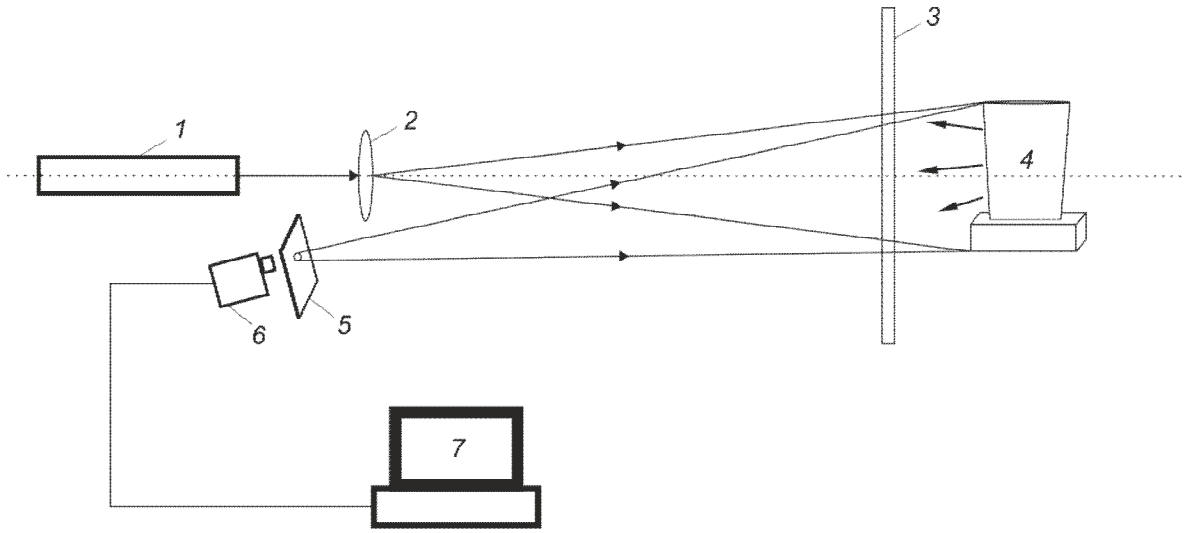


Рис. 2. Оптическая схема установки:
1 – лазер, 2 – расширитель пучка, 3 – диффузор, 5 – диафрагма, 6 – камера, 7 – ПЭВМ

В качестве источника света применялся лазер 1 мощностью излучения 50 мВт, $\lambda = 0.532$ мкм и длиной когерентности порядка 5 см, луч которого через расширительную линзу 2 и диффузор 3 освещает вибрирующую лопатку 4. Вибровозбуждение исследуемой конструкции осуществляется пьезокерамическим вибропреобразователем, на который подаётся синусоидальный сигнал звукового генератора, усиленный усилителем низкой частоты. Диффузор 3 выполнен из листового материала, характеризующийся слабой диффузностью. Некоторая часть (10-20%) излучения рассеивается диффузором

3, что приводит к образованию опорного спекл-поля на матрице видеокамеры 6. Остальная часть излучения идёт на освещение вибрирующего объекта 4, в результате чего формируется предметная спекл-картина, образованная рассеиванием света шероховатой поверхностью лопатки 4. В итоге на светочувствительной матрице возникает интерференция этих спекл-полей. Пространственное совмещение опорной и предметной волн существенно повышает помехоустойчивость оптической схемы и не требует применения специальных мер виброзащиты измерительного стенда. Диафрагма 5 устанавливается таким образом, чтобы средний размер спеклов занимал несколько пикселей матрицы камеры 6. В работе использовалась DV камера SONY DCR-TRV с разрешением 720x576. Расстояние между диффузором 3 и исследуемым объектом 4 не должно превышать половины длины когерентности используемого лазерного излучения. Камера 6 соединена с ПК 7 и должна быть расположена как можно ближе к оптической оси. При возбуждении колебаний лопатки контраст спекл-картины и корреляция спеклов на передаваемом в компьютер изображении являются функцией амплитуды колебаний. Действительно, если в данную точку изображения на матрице камеры от покоящейся поверхности диффузора приходит свет интенсивностью I_R и фазой φ_R, а от покоящейся исследуемой поверхности свет интенсивностью I_S и фазой φ_S, то интенсивность этой точки в стационарном результирующем спекл-поле составит:

$$I = I_R + I_S + 2\sqrt{I_R \cdot I_S}\cos(\varphi_R - \varphi_S).$$

При гармонической вибрации данной точки объекта согласно закону $u = u_0 \sin\omega t$ инерционный сенсор усреднит эту интенсивность по промежутку времени τ экспонирования кадра $\left(\tau >> \frac{2\pi}{\omega}\right)$, т.е [2]

$$I_\tau = I_R + I_S + \frac{2}{\tau}\sqrt{I_R \cdot I_S}\int_0^\tau \cos\left[\varphi_R - \varphi_S + \frac{4\pi}{\lambda}\cdot U_0 \sin\omega t\right]dt.$$

Или

$$I_\tau = I_R + I_S + 2\sqrt{I_R \cdot I_S}\cdot J_0^2\left(\frac{4\pi U_0}{\lambda}\right)\cos(\varphi_R - \varphi_S), \quad (1)$$

где J_0^2 – квадрат функции Бесселя первого рода нулевого порядка.

Эта функция является осциллирующей с резко убывающей амплитудой осцилляции.

Контраст спеклов также будет изменяться при изменении функции Бесселя. Если в (1) $J_0^2 = 0$, то интенсивность меняется только при изменении величин I_S и I_R, тогда как при максимальном значении J_0^2 интенсивность меняется при изменении величин I_S, I_R и $2\sqrt{I_R I_S}\cos(\varphi_R - \varphi_S)$.

Таким образом минимальный контраст соответствует условию[2]:

$$U_0 = n\frac{\lambda}{4} \quad (n = 1,2,3,...). \quad (2)$$

Определить формы колебаний и получить их изображение по полосам равного контраста очень сложно по причине низкой видимости полос. Если согласно [3] диффузор 3 привести в колебательное движение в нормальном к нему направлении с амплитудой примерно 0.5λ, что бы яркость спеклов инвертировалась с частотой 1-2 Гц, то мерцающие спеклы позволяют наблюдать полосы нулевого и в лучшем случае первого порядков. Улучшить визуализацию и получить фотоизображение формы колебаний по распределению контраста в спекл-картине удалось с помощью компьютерной обработки.

При отсутствии вибрации лопатки наблюдаем мерцание спеклов по всей поверхности лопатки, но при высокочастотной вибрации объекта происходит смазывание спеклов. Определение формы колебаний основано на эффекте того, что на резонансной частоте в узлах колебаний перемещения отсутствуют (наблюдается мерцание спеклов).

Компьютерная программа выделяет мерцающие пиксели и накладывает соответствующую им маску, в результате чего мы получаем форму колебаний. Определение мерцающих спеклов основано на изменении яркости соответствующих пикселей. Т.к. вычисление значения яркости для цветовой модели RGB ($Y = 0.3R + 0.59G + 0.11B$) требует дополнительных вычислительных затрат анализ проводился только для одной цветовой составляющей – цвета лазера. Изменение каждой составляющей цвета лежит в диапазоне 0 до 255 для 24 и 32 битных изображений. Следовательно, отношение размаха яркости ко всему диапазону составит $\frac{\max - \min}{255}100\%$. Оптимальный размер буфера составил 8 кадров, что позволяет обновлять картину форм колебаний порядка трёх раз в секунду. Блок схема работы программы представлена на рис. 3. Внешний вид программы обработки приведён на рис. 4.

Методика получения форм колебаний позволила проводить эксперимент на базе низкокогерентного лазера и наблюдать в режиме реального времени изменяющуюся картину спеклов на мониторе ПК. При некоторой доработке оптической схемы и создании электронного контролирующего блока возможна дальнейшая доработка метода. При резонансных колебаниях амплитуда вибрации лопатки

резко возрастает, это создаёт перспективу для реализации автоматического определения частот. В качестве генератора возбуждения колебаний целесообразно использовать ПК. Все это, создает основу полной автоматизации экспериментальных исследований.

Результаты испытаний резонансных колебаний компрессорной лопатки ГТД приведены на рисунке. Выявлено 10 форм и соответствующих частот резонансных колебаний (рис. 5).

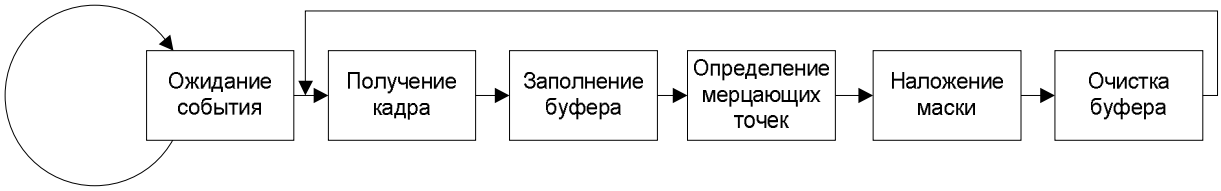


Рис. 3. Блок-схема работы программы

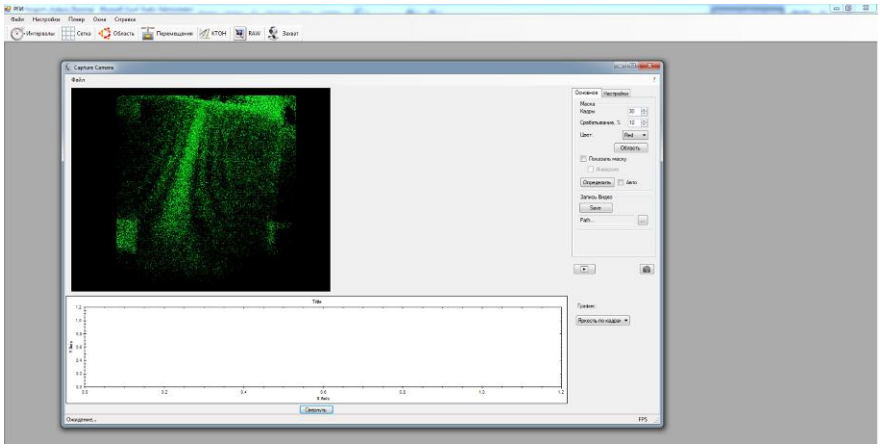


Рис. 4. Внешний вид окна программы регистрации

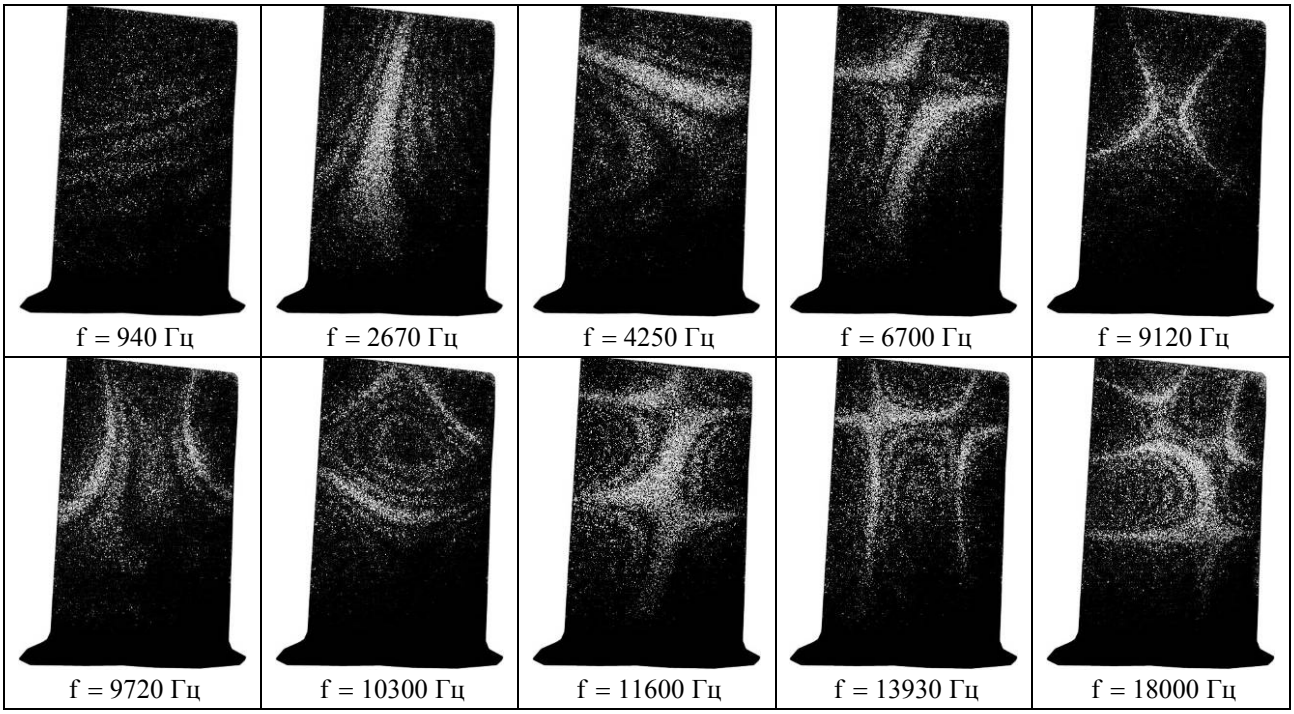


Рис. 5. Формы колебаний лопатки

Выводы

1. Создан стенд для определения собственных частот и форм колебаний лопаток ГТД методом электронной спекл-интерферометрии.

2. Доработанный метод позволяет проводить исследования с использованием низкокогерентного лазера.

3. Разработана методика и создана компьютерная программа для определения в реальном времени резонансных частот и форм колебаний элементов ГТД с использование функции изменения контраста усреднённой по времени электронной спекл-интерферограммы.

4. Показана возможность создания автоматизированного стенда для поиска собственных частот и форм колебаний элементов ГТД.

5. Определены собственные частоты и формы колебаний компрессорной лопатки ГТД.

Литература

1. Вест, Ч. Голографическая интерферометрия [Текст] / Ч. Вест. – М.: Мир, 1982. – 504 с.

2. Джоунс Р. Голографическая и спекл-интерферометрия [Текст] / Р. Джоунс, К. Уайкс. – М.: Мир, 1986. – 328 с.

3. Жужукин, А.И. Мобильный спекл-интерферометр для исследования форм колебаний вибрирующих объектов во внестендовых условиях [Текст] / А.И. Жужукин // Электронный журнал «Труды МАИ». – М., 2011. – Вып. № 48. – С. 37 – 41.

4. Исследование форм собственных колебаний элементов ГТД методом голографической интерферометрии в реальном времени [Текст] / М.Р. Ткач, Ю.Г. Золотой, Д.В. Довгань, И.Ю. Жук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 8985). – С. 51 – 56.

5. Цифровой голографический интерферометр [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://holotrend.ru/cgi.php. – 14.04.2012 г.

Поступила в редакцию 21.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.И. Сербин, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

ВИЗНАЧЕННЯ В РЕАЛЬНОМУ ЧАСІ ФОРМ ВЛАСНИХ КОЛИВАНЬ ЕЛЕМЕНТІВ ГТД МЕТОДОМ ЕЛЕКТРОННОЇ СПЕКЛ-ІНТЕРФЕРОМЕТРІЇ

М.Р. Ткач, Ю.Г. Золотий, Д.В. Довгань, І.Ю. Жук

Розглядається експериментальне визначення динамічних характеристик конструкційних елементів ГТД методом електронної спекл-інтерферометрії. Запропонована методика дозволяє в реальному часі визначати спектр власних частот і форм коливань конструкції шляхом комп'ютерної візуалізації функції розподілу контрасту усередненої за часом електронної спекл-інтерферограми з використанням низькокогерентного лазера. Наведено отримані інтерферограми форм коливань лопатки. Показана можливість створення автоматизованого стенду для пошуку власних частот і форм коливань елементів ГТД.

Ключові слова: лопатка ГТД, спекл-інтерферометрія, власні частоти та форми коливань.

DEFINITION THE DYNAMIC PARAMETERS OF GTE ELEMENTS IN REAL-TIME BY ELECTRONIC SPECKLE INTERFEROMETRY

M.R. Tkach, Y.G. Zolotiy, D.V. Dovgan, I.Y. Guk

Experimental determination of dynamic parameters of GTE elements by electronic speckle interferometry is considered. The proposed method allows real-time to determine the spectrum of the own frequencies and vibration shapes of the construction by using PC visualization of the contrast distribution function in time-averaged electronic speckle interferograms with using a low-coherence laser. The possibility of creating an automated stand to find the dynamic parameters GTE elements is described.

Key words: GTE blade, speckle interferometry, the self-resonant frequencies and mode shapes.

Ткач Михаил Романович – доктор технических наук, профессор, зав. кафедры теоретической механики Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: mykhaylo.tkach@gmail.com.

Золотой Юрий Григорьевич – ст. преподаватель, зав. лабораторией лазерных средств измерений Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: yurii.zolotyi@nuos.edu.ua.

Довгань Дмитрий Витальевич – младший научный сотрудник, Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: dmytro.dovgan@nuos.edu.ua.

Жук Ирина Юрьевна – ст. преподаватель, Черноморского государственного университета им. Петра Могилы, Николаев, Украина, e-mail: goldspekl@ukr.net.

УДК 621.452

П.В. БОНДАРЧУК, А.Ю. ТИСАРЕВ

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия

МЕТОДИКА РАСЧЁТА РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ ПО ОБОБЩЁННОМУ ПОЛЁТНОМУ ЦИКЛУ ДВИГАТЕЛЯ

Для достижения минимального удельного расхода топлива в авиационных двигателях и энергетических установках необходимо одновременно с повышением температуры газа перед турбиной увеличивать степень повышения давления в компрессоре. Однако их повышение сопровождается, как правило, падением КПД узлов за счет потерь и увеличением расхода воздуха на охлаждение. Эти обстоятельства сводят к минимуму потенциальный выигрыш от форсирования цикла. Поэтому поддержание минимально возможных зазоров необходимо для обеспечения высокого КПД двигателя. Современные конечно-элементные пакеты позволяют проводить связанный тепло-структурный анализ всего двигателя. В статье рассмотрен алгоритм расчета нестационарных взаимных перемещений ротора и статора в осесимметричной постановке.

Ключевые слова: *радиальные зазоры, обобщенный полётный цикл, тепловое состояние, гидравлический расчёт.*

Введение

Обеспечение минимального значения относительного радиального зазора имеет большое значение в связи с уменьшением приведенного удельного расхода воздуха через газогенератор двигателя и связанным с этим уменьшением высоты лопаток последних ступеней. Уменьшение высоты лопатки приводит к росту относительного зазора, а он в свою очередь отрицательно влияет на КПД компрессора [1]. Поэтому назначение научно обоснованного конструкторского радиального зазора и допуска на него предельно важно и актуально.

Основной материал

Нестационарный анализ деформирования роторных и статорных элементов позволяет определить значения величин реального радиального зазора при работе двигателя. Особенностью многорежимных турбомашин является различная тепловая инерционность ротора и статора. При относительно высоких уровнях температур рабочего тела специфика конструкций и теплообмена с рабочим телом деталей ротора и статора приводят к существенно разным скоростям их нагрева и охлаждения и, соответственно, к разному характеру изменения радиальных тепловых перемещений их деталей. Основные массы металла и большая часть поверхностей конвективного теплообмена со средой ротора находятся в замкнутых, слабо вентилируемых полостях с низкими коэффициентами теплоотдачи и прогреваются медленно, преимущественно за счёт теплопроводности металла тепловым потоком со стороны тракта. Оболочечная конструкция статора с малой толщиной и большой поверхностью теплообмена с трактовым (большие скорости течения и высокие коэффициенты теплоотдачи) воздухом прогревается существенно быстрее ротора. Это приводит к увеличению радиального зазора на этапе старта и резкому уменьшению (вплоть до врезания лопаток в корпус) при останове. Также на характер поведения радиальных зазоров влияют механические нагрузки на ротор и статор. Основные из них – частота вращения ротора и перепад давлений воздуха на корпусе статора.

Временные зависимости изменений величин радиальных зазоров от влияющих факторов (тепловые перемещения, перемещения от механических нагрузок) должны быть получены моделированием принятой программы эксплуатации. Программа реализуется по зависимости, называемой обобщенный полетный цикл (ОПЦ) двигателя (рис. 1).

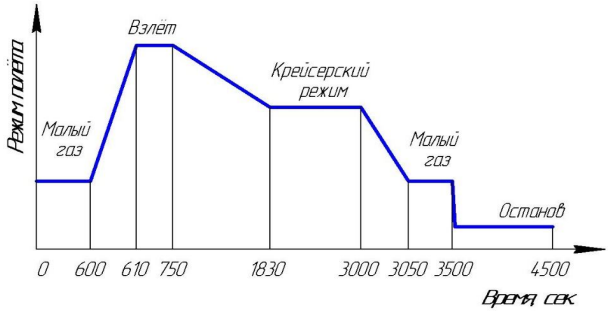


Рис. 1. Обобщенный полетный цикл двигателя

© П.В. Бондарчук, А.Ю. Тисарев

Нагрузки на элементы двигателя зависят от величин рабочих параметров и скорости их изменения. Рабочие параметры определяются на этапах последовательных термогазодинамических и газодинамических расчетов. Для определения перемещений деталей необходимы поля температур и поля давлений в потоке.

Процесс определения радиальных зазоров между роторными и статорными элементами воздушного тракта двигателя является весьма трудоёмким и включает в себя следующие виды расчётов: термодинамический, газодинамический, гидравлический, тепловой, а также расчёт напряжённо-деформированного состояния.

Помимо значений радиальных зазоров на стационарных режимах ещё более интересны их значения по циклу работы двигателя. Общеизвестен тот факт, что при переходе с одного режима на другой параметры рабочего тела и величины радиальных зазоров не будут соответствовать значениям, полученным при стационарном расчёте этого режима ввиду тепловой инерционности деталей двигателя. Исходя из этого, расчёт по циклу работы двигателя должен проходить от точки к точке.

Точки должны соответствовать не только ключевым пунктам полётного цикла, но также и промежуточным (рис. 2).

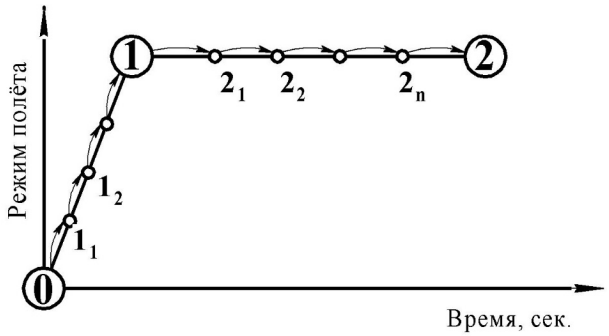


Рис. 2. Последовательность расчёта по ОПЦ

Расчёт проводится в следующей последовательности:

1) проводится термодинамический расчет (ПО ”АСТРА” СГАУ);

2) проводится газодинамический расчет (Ansys CFX);

3) на основании известной геометрии каналов, параметров рабочего тела на входе и выходе из системы, а также температур стенок каналов в первом приближении проводится расчет в программе расчета гидравлики, результатом которого являются параметры конвекции (α и $T_В$), необходимые для теплового расчета (ПО ХПИ, Харьков);

4) проводится нестационарный тепловой расчет. Определяются средние значения температур стенок каналов (Ansys APDL);

5) температуры стенок каналов сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 3, где средние температуры стенок задаются в новом приближении;

6) проводится нестационарный структурный расчет с учетом температурных нагрузок, полученных в пункте 4. Определяются значения радиальных зазоров в уплотнениях и в проточной части двигателя (Ansys APDL);

7) величины радиальных зазоров в уплотнениях сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 3, где задаются уточненные значения радиальных зазоров;

8) радиальные зазоры в проточной части двигателя сравниваются с заданными. Если заданная точность не достигается, то расчет повторяется с пункта 2, где задаются уточненные величины радиальных зазоров;

9) величины расходов воздуха на отборы сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 1, где задаются уточненные значения отборов.

В графическом виде алгоритм представлен на рис. 3. Результатом расчета являются величины радиальных зазоров в проточной части двигателя по циклу работы двигателя. Помимо этого становятся известными значения параметров рабочего тела в системе внутренних воздушных потоков, а также величины радиальных зазоров в уплотнениях.

Расчёт, проведенный по алгоритму, представленному выше, позволяет определить величины изменений радиальных зазоров в проточной части двигателя, изменение температуры деталей двигателя и радиальные зазоры в уплотнениях по ОПЦ. Результат расчетов деформаций ротора, статора седьмого рабочего колеса двигателя НК-36 и изменение зазора между ними показаны на рис. 4.

Более подробно алгоритм и методики изложены в [2].

Данная статья описывает методику и расчёт изменения радиальных зазоров от действия тепловых и механических нагрузок при осесимметричной постановке задачи. Помимо этого в данной работе также проводились исследования других факторов, влияющих на величину радиальных зазоров в проточной части двигателя:

- вытяжка лопаток;
- смещение ротора под действием силы тяжести;
- смещение ротора от дисбаланса;
- деформации корпуса от действия осесимметричных и неосесимметричных нагрузок;
- деформация деталей в процессе эксплуатации за счёт пластичности и ползучести.

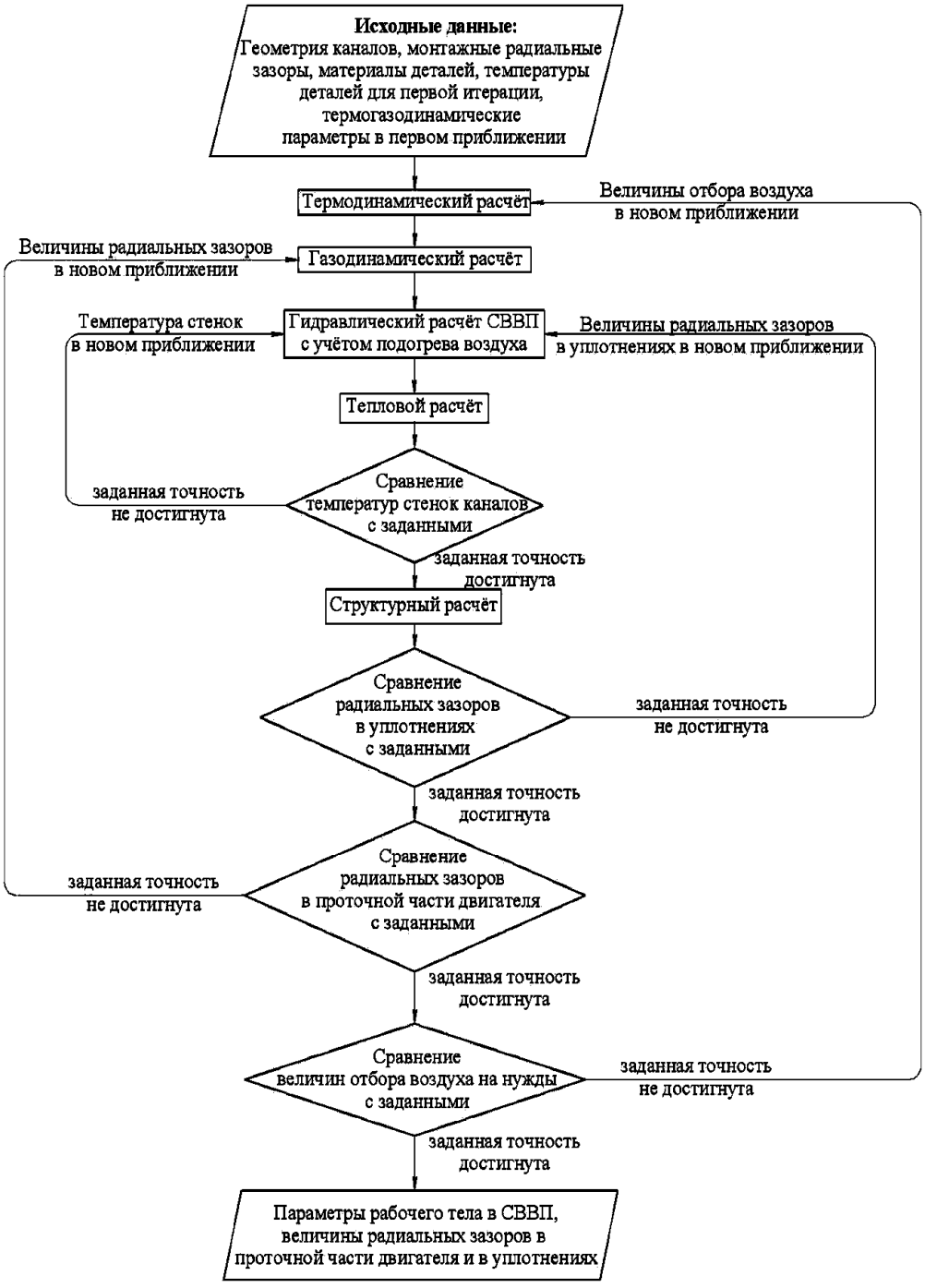


Рис. 3. Алгоритм расчета радиальных зазоров

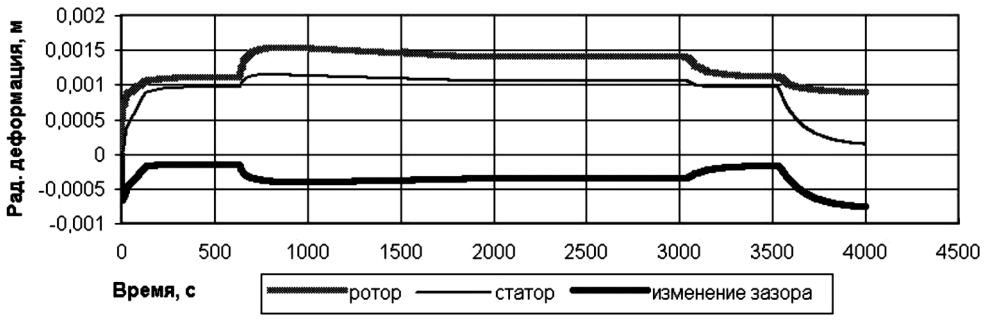


Рис. 4. Изменение радиальных деформаций ротора и статора и величины радиального зазора

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Литература

1. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.П. Данильченко, С.В. Лукачев, Ю.Л. Ковылов и др. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. – 620 с.

2. Метод определения реальных радиальных зазоров в компрессоре на основе решения сопряженных задач деформирования роторных и статорных элементов [Текст]: учеб. пособие / С.В. Фалалеев и др. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 99 с.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ОКМ В.Б. Балякин, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (нац. иссл. унив), Самара, Россия.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ РАДІАЛЬНИХ ЗАЗОРІВ ПО УЗАГАЛЬНЕНОМУ ПОЛЬОТНОМУ ЦИКЛУ ДВИГУНА

П.В. Бондарчук*, *А.Ю. Тісарев

Для досягнення мінімальної питомої витрати палива в авіаційних двигунах і енергетичних установках необхідно одночасно з підвищенням температури газу перед турбіною збільшувати міру підвищення тиску в компресорі. Проте їх підвищення супроводжується, як правило, падінням ККД вузлів за рахунок втрат і збільшенням витрати повітря на охолоджування. Ці обставини зводять до мінімуму потенційний виграш від форсування циклу. Тому підтримка мінімально можливих зазорів необхідна для забезпечення високого ККД двигуна. Сучасні кінцево-елементні пакети дозволяють проводити зв'язаний тепло-структурний аналіз всього двигуна. У статті розглянутий алгоритм розрахунку нестаціонарних взаємних переміщень ротора і статора від зміни температури і силової дії в осесиметричній постановці.

Ключові слова: радіальні зазори, узагальнений польотний цикл, тепловий стан, гідравлічний розрахунок.

METHOD OF CALCULATION THE RADIAL CLEARANCE BY THE GENERALIZED FLIGHT CYCLE ENGINE

P.V. Bondarchuk, A.Y. Tisarev

To achieve the minimum specific fuel consumption in aircraft engine and power plant must be at the same time increasing the turbine inlet gas temperature increases pressure ratio in the compressor. However, their increase is accompanied, as a rule, the fall of the efficiency of units due to losses and increase air flow for cooling. These circum-properties minimize the potential gain from improving the cycle. Therefore, maintaining the lowest possible clearance is necessary to ensure high efficiency engine. Modern FE packages allow for heat-related structural analysis of all of the engine. This article describes an algorithm for calculating unsteady mutualdisplacement of the rotor and stator temperature and force action in the axisymmetric formulation.

Key words: radial clearance, the generalized flight cycle, thermal state, the hydraulic calculation.

Бондарчук Петр Владимирович – младший научный сотрудник отраслевой научно-исследовательской лаборатории «Вибрационная прочность и надежность авиационных изделий» Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, Самара, Россия, e-mail: bond_ssau@mail.ru.

Тисарев Андрей Юрьевич – младший научный сотрудник отраслевой научно-исследовательской лаборатории «Вибрационная прочность и надежность авиационных изделий» Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, Самара, Россия, e-mail: aytisarev@ gmail.com.

УДК 533.9

А.И. ЦАГЛОВ, А.В. ЛОЯН, Н.Н. КОШЕЛЕВ, О.П. РЫБАЛОВ

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

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ БЕЗЭЛЕКТРОДНОГО ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ МОЩНОСТИ С ВЧ ИОНИЗАЦИЕЙ РТ

В статье изложены основные преимущества, особенности конструкции и результаты испытаний действующей модели перспективного безэлектродного двигателя с ВЧ ионизацией РТ малой мощности. Рассмотрены с физической точки зрения конструкционные аспекты корпуса и магнитной системы прототипа. Приводятся особенности испытаний, результаты измерений ионного тока струи двигателя при помощи плоского одиночного зонда и измерений тяги на маятниковом тягомере. Показано, что полученная эффективность действующей модели составила 13 % при 8 Вт ВЧ мощности. Изложены анализ полученных результатов, пути дальнейшего повышения эффективности и перспективы разработки двигателя данного типа.

Ключевые слова: *безэлектродный ЭРД, действующая модель, геликонный разряд, двойной электрический слой, магнитное сопло.*

Введение

Данная статья является продолжением публикуемых материалов, посвященных разработке перспективного безэлектродного ЭРД с ВЧ ионизацией РТ малой мощности [1, 2]. В зарубежной литературе данный тип ЭРД именуется как «безэлектродный магнитоплазменный» или «геликонный (helicon)» двигатель.

Разрабатываемый тип двигателя основан на индукционном ВЧ разряде низкого давления, помещенного во внешнее магнитное поле. ВЧ поле частотой 11-14 МГц используется для ионизации рабочего тела и получения высокоэнергичных заряженных ионов. Внешнее магнитное поле создается для обеспечения радиального удержания плазмы, улучшения поглощения ВЧ мощности плазмой и создания магнитного сопла на выходе из разрядной камеры (РК). Образованные в процессе ионизации ионы ускоряются в амбиполярном электрическом поле, проходя через двойной электрический слой (ДЭС), возникающий на выходе из РК за счет разницы концентрации заряженных частиц в канале и за его пределами.

Основными преимуществами данного типа двигателя являются:

– значительно более высокий, по сравнению с другими ЭРД, ресурс работы, поскольку в конструкции отсутствуют контактирующие с плазмой электроды;

– отсутствие физических ограничений (в отличие от ПИД не ограничена плотность ионного тока);

– возможность использования различных рабочих тел, в том числе агрессивных [3].

Работа выполнена в рамках программы «7-th framework program theme SPA.2007.2.2.02» по проекту «Helicon Plasma Hydrazine. Combined Micro Propulsion». Grant agreement no.: 218862.

Целью данной работы являлось проведение испытаний разработанной и изготовленной в отделении ЭРД МНТЦ КЭД ХАИ действующей модели геликонного двигателя с уровнем ВЧ мощности 50 Вт и анализ полученных результатов.

Разработанная конструкция прототипа основана на результатах экспериментов, проведенных с различными лабораторными и инженерными моделями. Испытания инженерных моделей показали низкую эффективность (1-2%), что являлось недопустимым для конкурентоспособного ЭРД. При разработке прототипа двигателя были учтены все недостатки предшествующих моделей, а также проведены дополнительные исследования, показавшие возможность значительно повысить эффективность двигателя.

Особенности конструкции модели

Изготовленная модель двигателя с указанными габаритными размерами изображена на рис. 1.

Все элементы корпуса модели, за исключением монтажного фланца, изготовлены из стеклотекстолита, исходя из требования применения диэлектрического материала, способного работать в вакууме при повышенных температурах. Данное требование продиктовано необходимостью максимального снижения потерь ВЧ мощности в элементах конструкции модели за счет возбуждения токов Фуко.

Результаты моделирования влияния материала корпуса на распределение ВЧ поля внутри РК представлены на рис. 2.

© А.И. Цаглов, А.В. Лоян, Н.Н. Кошелев, О.П. Рыбалов

Рис. 1. Модель геликонного двигателя

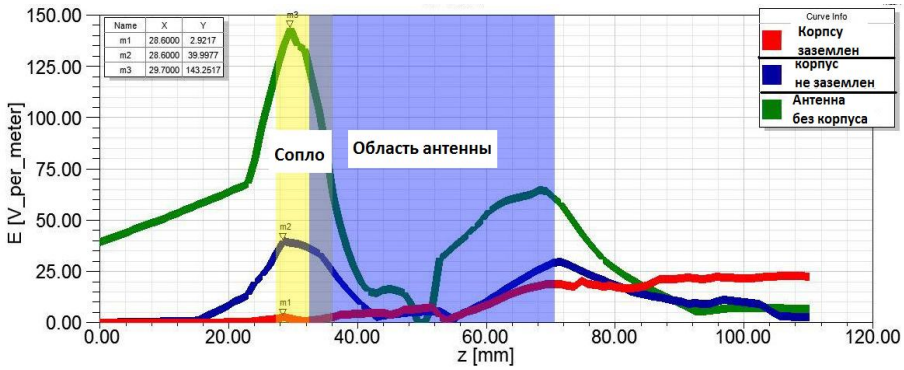


Рис. 2. Распределение ВЧ поля внутри РК в зависимости от материала корпуса

Из рис. 2 видно, что наличие вокруг антенны проводящего корпуса, а также заземление/ развязка антенны от корпуса существенно влияет на распределение ВЧ поля в области РК.

Отдельным требованием к конструкции явилось необходимость электрической развязки антенны и плазмы, поскольку в ходе экспериментов было обнаружено значительно снижение ионного тока на зонд за счет утечки плазмы на заземлённую антенну.

Исходя из вышесказанного, в конструкции модели применен экран струи, механически развязанный с РК во избежание его перегрева. Антенна отвязана от плазмы при помощи лабиринтового изолятора. Все элементы ВЧ системы (антенна, линия подвода ВЧ мощности, коннектор) электрически отвязаны от монтажного фланца и от газоподводящего тракта.

Конфигурация внешнего магнитного поля модели двигателя осталась неизменной по форме от конфигурации инженерной модели [2], поскольку примененная конфигурация обеспечивает высокую температуру электронов, прямо пропорционально связанную с величиной перепада в ДЭС. В ходе испытаний инженерной модели средняя энергия ионов составила 130 эВ. Рассматриваемая конфигурация была разработана путем исследовательской работы с различными лабораторными моделями двигателя.

При проектировании конфигурации магнитного поля действующей модели была увеличена величина магнитного поля – приближена к величине нижне гибридного резонанса для обеспечения более эффективного поглощения ВЧ мощности плазмой и снижения плазменных потерь за счет радиального дрейфа заряженных частиц.

Расчетная конфигурация магнитного поля, имеющая двухпиковое распределение величины магнитного поля вдоль РК с областью с нулевым полем внутри РК и двумя максимумами в зонах выходной диафрагмы и инжектора, представлена на рис. 3.

Для создания магнитного поля были использованы 16 SmCo магнитов. Схема размещения постоянных магнитов представлена на рис. 4.

Материал опорных деталей магнитного блока – стеклотекстолит. Изготовленный магнитный блок и измеренное распределение поля вдоль центральной оси прототипа представлены на рис. 5. Масса магнитной системы составила – 1395 г.

Общая масса модели составила 1990 г, основную долю которой составляет масса магнитной системы. Таким образом, основным аспектом дальнейшего снижения массы двигателя является снижение массы магнитной системы за счет уменьшения рабочей температуры магнитного блока и применения более легких магнитов.

Антенный блок существенно отличается от предыдущих версий. В данной модели была применена новая схема антенны, настроенная на резонанс с частотой генератора, что позволило решить проблему согласования до и после поджига разряда.

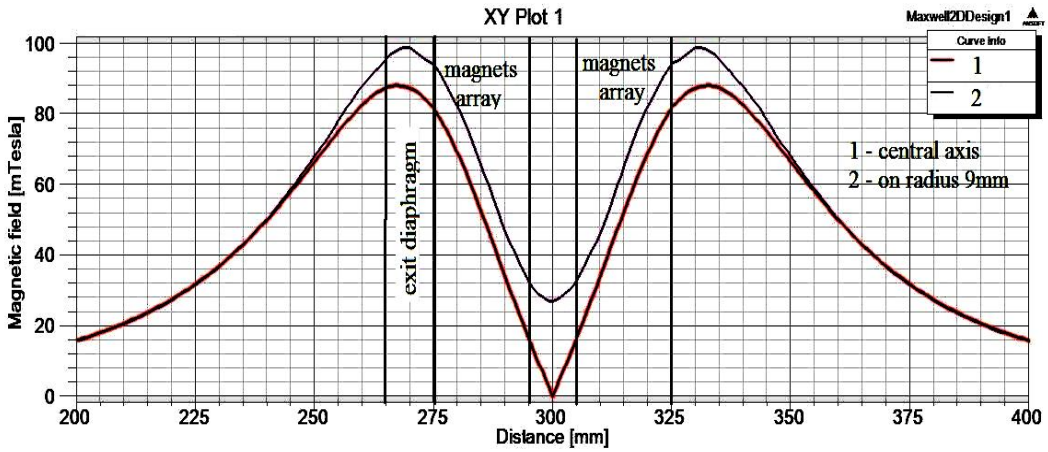


Рис. 3. Конфигурация магнитного поля

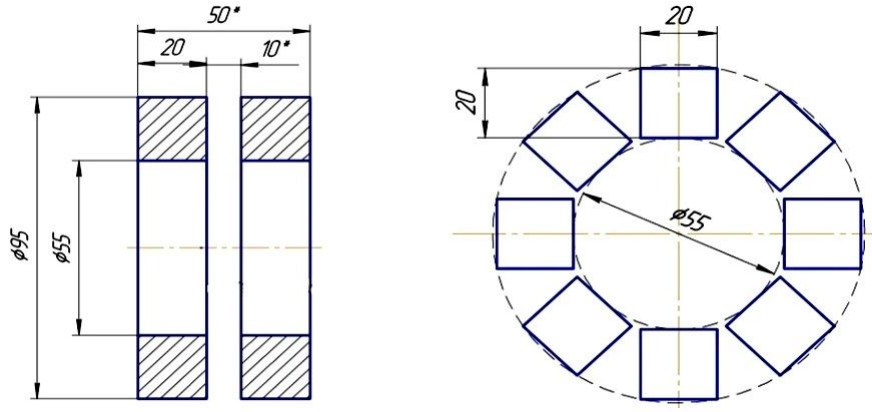


Рис. 4. Конфигурация магнитной системы

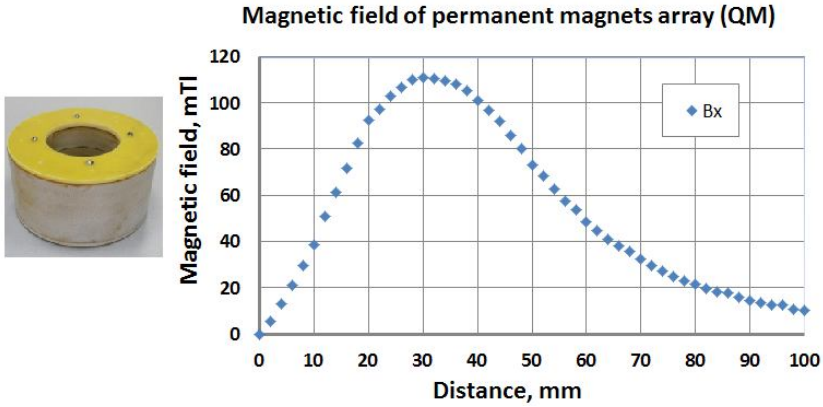


Рис. 5. Магнитный блок и распределение магнитного поля вдоль РК

Особенности и результаты испытаний

Проведенные испытания модели заключались в измерении величины ионного тока струи и в измерении тяги на маятниковом тягомере. Во всех экспериментах рабочим газом являлся аргон.

Схема подключения и установки двигателя в вакуумной камере (ВК) при измерениях ионного тока представлена на рис. 6. Особое внимание было удивлено развязке модели от «земли» и размещению в центре ВК, удаленно от стен камеры, поскольку наличие заземленных элементов вблизи антенны и струи двигателя приводит к значительному снижению эффективности работы.

Измерения ионного тока проводились при помощи плоского зонда, помещенного в заземленное оградительное кольцо и размещенного на трехосном координатном устройстве (рис. 7).

Результаты измерений величины ионного тока прототипа представлены на рис. 8 и 9.

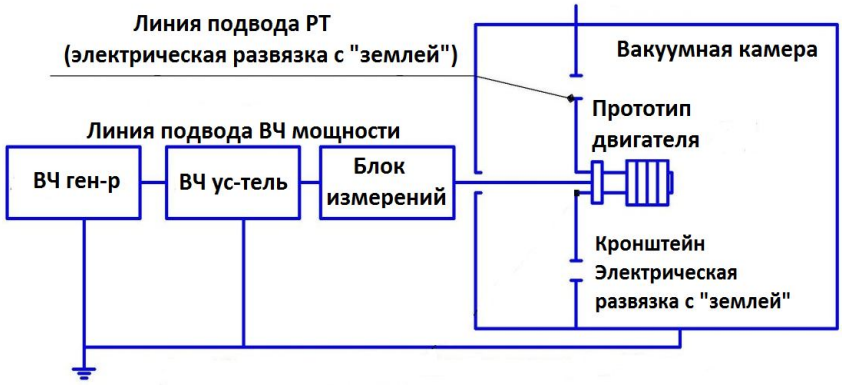


Рис. 6. Схема подключений прототипа

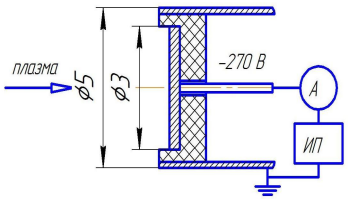


Рис. 7. Схема измерительного зонда

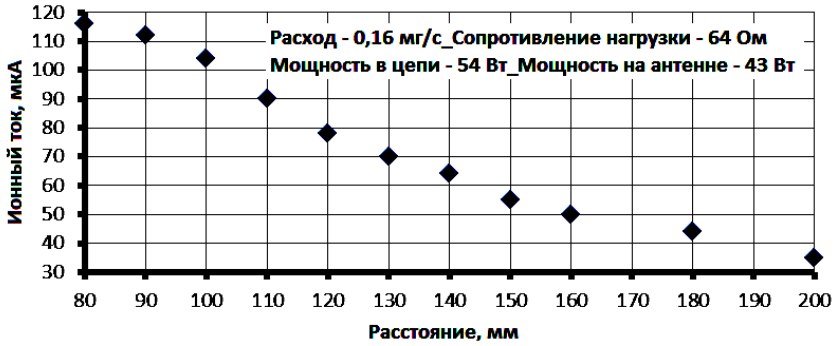


Рис. 8. Ионный ток в зависимости от расстояния

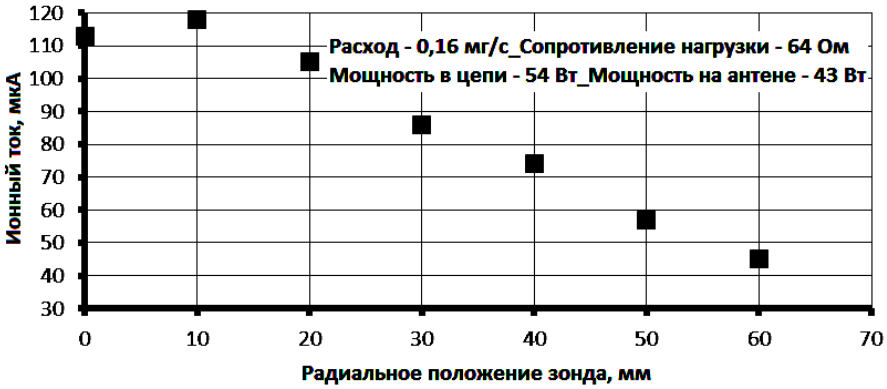


Рис. 9. Ионный ток в зависимости от радиального положения зонда

Представленные на рис. 8 и 9 сопротивления нагрузки (антенна + плазма) рассчитывались путем деления измеренного эффективного напряжения на эффективное значение тока. Мощность в цепи рассчитывалась по формуле:

$$P_{ВЧ} = I_{эф} \cdot U_{эф} \cdot \cos\varphi. \qquad (1)$$

Доля мощности, излучаемая антенной, грубо оценивалась пропорционально отношению между рассчитанным сопротивлением и сопротивлением генератора в 50 Ом, характеризующему степень согласования системы.

Измерение тяги геликонного двигателя является сложной задачей из-за сильного влияния линии подвода ВЧ мощности на показания тягомера. В работах [4, 5] для измерения тяги РК двигателя была установлена на тягомер, а антенна и магнитная системы зафиксированы на отдельных кронштейнах. Результаты данных работ сильно различаются. Так в работе [4] полученная эффективность двигателя составила около 20%, а в работе [5] порядка 1%. Стоит отметить, что при сравнимых мощностях экспериментов, конфигурации магнитных полей существенно различались (100-150 мТл против 20-50 мТл соответственно).

В ХАИ для измерения тяги двигателя было принято решение установить на тягомер двигатель вместе с ВЧ усилителем, что позволило бы измерить полную тягу модели и максимально сократить длину кабеля между усилителем и двигателем, влияю-

щую на степень согласования. Схема эксперимента представлена на рис. 10.

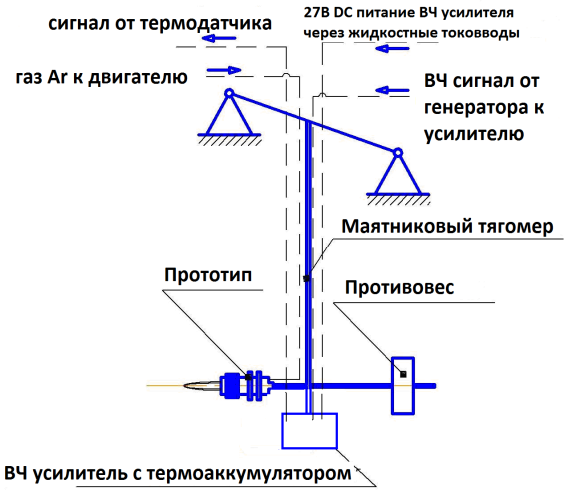


Рис. 10. Схема измерения тяги двигателя

Для этих целей был разработан и создан компактный ВЧ усилитель с термоаккумулятором, позволяющим непрерывно работать в вакууме в течение 20 - 40 мин, в зависимости от режима работы.

Стоит отметить следующие особенности проведения этого эксперимента:

1. Значительное влияние ВЧ поля на электронику тягоизмерительного устройства. Измерения тяги были проведены с уровнем ВЧ мощности менее 10 Вт. Для дальнейшей работы необходима защита электроники от помех, исходящих от антенны двигателя.

2. Существенная зависимость уровня тяги от степени согласования усилителя и двигателя.

3. Взаимодействие поля постоянных магнитов двигателя с полем токовводов линии питания ВЧ усилителя, приводящее к отклонению тягомера. Данный эффект был предварительно тарирован по току потребления усилителя и учитывался при пересчете отклонения в тягу.

Контролируемые во время эксперимента параметры были следующими: частота генератора; ВЧ напряжение генератора (700 мВ); ток потребления ВЧ усилителя; температура ВЧ усилителя. Рассчитанный уровень ВЧ мощности во время измерений тяги составил 7-10 Вт.

Интерфейсы программы по измерению тяги, показывающие зависимость отклонения штанги тягомера от времени, представлена на рис. 11.

Полученные результаты эксперимента (тяга, удельный импульс, эффективность) представлены на рис. 12.

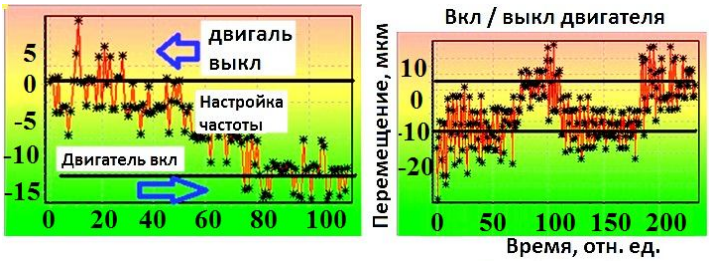


Рис. 11. Интерфейс программы тягомера

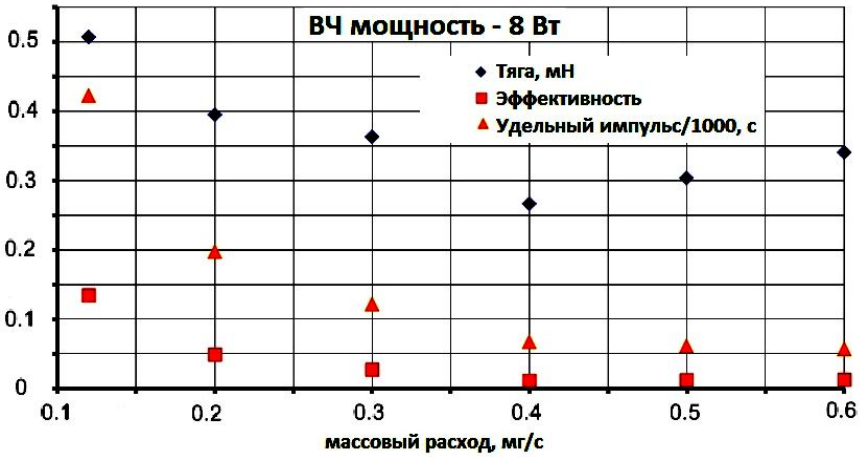


Рис. 12. Результаты измерений тяги

Таким образом, были зафиксированы следующие параметры работы данной модели геликонного двигателя:

Оптимальный массовый расход – 0,12 мг/с;
Уровень ВЧ мощности – 8 Вт;
Тяга – 0,5 мН;
Удельный импульс – 422 с;
Эффективность – 13%.

Анализ полученных результатов

Для оценки эффективности работы двигателя при 50 Вт ВЧ мощности был проведен расчет тяги прототипа исходя из измеренных величин ионного тока, сравнительно с максимально возможным ионным током при расходе 0,12 мг/с.

При данной конфигурации магнитного поля средняя энергия ионов составляет 100 эВ. Максимально возможный ионный ток составляет 290 мА. Рассчитанный ионный ток действующей модели составил 170 мА.

Значит, оценочная степень ионизации изготовленного двигателя составляет 60%.

Результаты расчетов представлены на рис. 13.

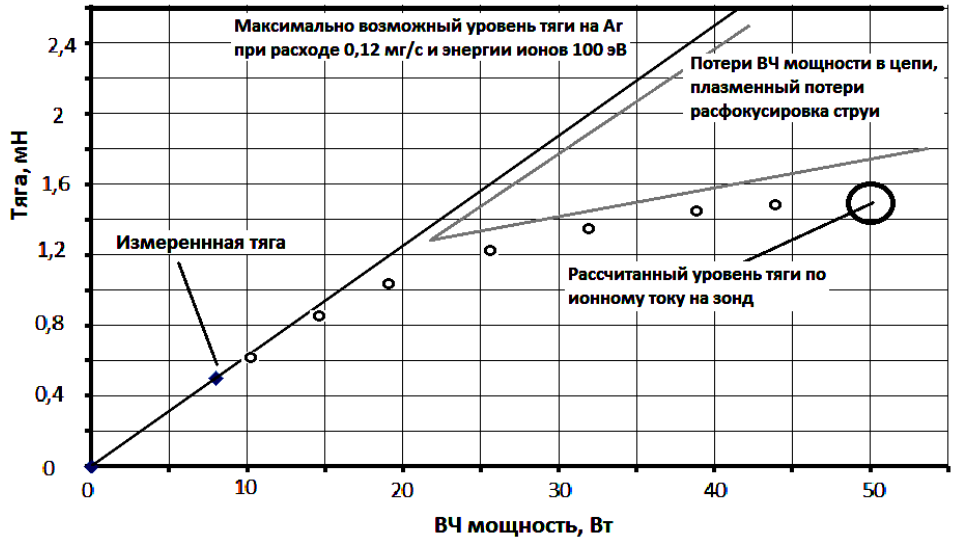


Рис. 13. Результаты анализа тяги двигателя при 50 Вт мощности

Таким образом, при 50 Вт мощности рассчитанная эффективность работы изготовленной модели двигателя является следующей:

Массовый расход – 0,12 мг/с;

Уровень ВЧ мощности – 50 Вт;

Тяга – 1,5 мН;

Удельный импульс – 1250 с;

Эффективность – 19 %.

Выводы и дальнейшие перспективы

На данный момент эффективность изготовленного прототипа геликонного двигателя лежит в пределах 13-19%, по эффективности и массово габаритным характеристиками уступая двигателям других типов схожего класса. Однако из-за отсутствия контактирующих с плазмой электродов разрабатываемый двигатель должен значительно превосходить их по ресурсу.

Для дальнейшего повышения эффективности двигателя необходимо:

1. Повысить величину магнитного поля до уровня 130 - 140 мТл при частоте 13,56 МГц (незначительно выше частоты нижнегибридного резонанса) при сохранении конфигурации магнитной системы тем самым улучшить поглощение ВЧ мощности плазмой, уменьшить угол раскрытие струи и уровень плазменных потерь на стенки РК.

2. Оптимизировать систему согласования нагрузки и усилителя, тем самым снизить потери ВЧ мощности в цепи.

3. Провести оптимизацию длин РК, антенны и магнитной системы.

Авторы выражают благодарность своим коллегам Т.А. Максименко и М.Ю. Титову.

Литература

1. Исследование лабораторной модели геликонового двигателя с двойным электрическим слоем малой мощности [Текст] / А.И. Цаглов, А.В. Лоян, Н.Н. Кошелев, О.П. Рыбалов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 7 (74). – С. 90 – 95.

2. Испытания инженерной модели безэлектродного электрореактивного двигателя малой мощности с высокочастотной ионизацией рабочего тела [Текст]/ А.И. Цаглов, А.В. Лоян, Н.Н. Кошелев, О.П. Рыбалов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 7 (84). – С. 115 – 119.

3. Gilland, J.H. Application of a helicon discharge to electric propulsion [Text] / J.H. Gilland // 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion, AIAA – 1998.

4. Batishchev, O.V. Mini-Helicon Plasma Thruster Characterization [text] / O.V. Batishchev // 44th

AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, USA, 2008.

5. Thrust Measurements of a Small Scale Helicon Double Layer Thruster [Text] / T. Harle, S.J. Pottinger and others // Papers of the 32nd International Electric Propulsion Conference, Germany, 2011.

Поступила в редакцию 21.05.2012

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

РЕЗУЛЬТАТИ ІСПИТІВ БЕЗЕЛЕКТРОДНОГО ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА МАЛОЇ ПОТУЖНОСТІ З ВЧ ІОНІЗАЦІЄЮ РТ

О.І. Цаглов, А.В. Лоян, М.М. Кошелев, О.П. Рибалов

В статті наведені основні переваги, особливості конструкції й результати іспитів діючої моделі перспективного безелектродного двигуна з ВЧ іонізацією РТ малої потужності. Розкриті з фізичної точки зору конструктивні аспекти корпусу й магнітної системи прототипу. Наводяться особливості іспитів, результати вимірювань іонного струму струї двигуна за допомогою плоского одиничного зонду та результати вимірювань тяги на маятниковому тягомірі. Показано, що отримана ефективність діючої моделі становила 13 % при 8 Вт ВЧ потужності. Викладені аналіз отриманих результатів, шляхи подальшого збільшення ефективності й перспективи розробки двигуна даного типу.

Ключові слова: безелектродний ЕРД, діюча модель, геліконий розряд, подвійний електричний шар, магнітне сопло.

TESTING RESULTS OF LOW POWER ELECTRODELESS PLASMA THRUSTER WITH RF IONIZATION OF WORKING MEDIUM

A.I. Tsaglov, A.V. Loyan, N.N. Koshelev, O.P. Rybalov

Main advantages, construction features and testing results of perspective electrodeless plasma thruster working model with RF ionization of working medium are expounded in this article. Construction frame and magnetic system aspects are described from physical point of view. Testing features, results of plume ion current measurements by flat single probe and results of thrust measurements on pendulum thrustbalance are presented. Obtained working model efficiency of 13 % for 8 W of RF power is demonstrated. Analysis of obtained results, ways of further efficiency increasing and perspectives of further given thruster type development are expounded too.

Key words: electrodeless EPT, working model, helicon discharge, double electric layer, magnetic nozzle.

Цаглов Александр Игоревич – аспирант каф. 401 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: A.Tsaglov@ukr.net.

Лоян Андрей Витальевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник каф. 401, начальник отдела ЭРДУ МНТЦ КЭД Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: A.Loyan@khai.edu.

Кошелев Николай Николаевич – старший научный сотрудник каф. 401 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nikolajkoshelev@rambler.ru.

Рыбалов Олег Петрович – младший научный сотрудник каф. 401 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 389.6:629.7.01

Д.В. БАХТИЯРОВ, С.М. СТЕПАНЕНКО, В.Г. ХАРЧЕНКО

ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина

УПРАВЛЕНИЕ ИЗМЕНЕНИЯМИ КЛЮЧЕВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ, ДЕТАЛЕЙ И ПРОЦЕССОВ

Рассматривается вопрос о сходстве и различиях традиционно определяемых критических конструктивных, технологических и эксплуатационных параметров и характеристик, используемых при создании и эксплуатации авиационных двигателей, а также «ключевых характеристик», согласно стандартам серии EN 9100. Показано, что «ключевые характеристики» целесообразно назначать только в случае очевидной экономической выгоды от выполнения детали, сборочной единицы или процесса в условиях максимальной близости к номинальным значениям, а не просто в пределах установленных допусков.

Ключевые слова: *ключевая характеристика, стандарт серии EN 9100, критический параметр, управление, процесс, удовлетворение заказчика, экономическая выгода.*

1. Постановка задачи данного исследования

Для обеспечения качества создания авиационных двигателей в опытном, а затем в серийном производстве, а также для гарантирования надежной работы двигателей в эксплуатации различными нормативными документами устанавливаются особые требования к ответственным узлам и деталям, к особо ответственным операциям технологических процессов, к критическим эксплуатационным характеристикам. Сертификация систем менеджмента качества на соответствие стандартам серии ISO 9000 [1, 2] и стандартам аэрокосмической серии EN 9100 [3] предусматривает также выполнение на предприятиях работ с «ключевыми характеристиками» изделий авиационной техники и технологических процессов ее изготовления. Требования к организации системы управления «ключевыми характеристиками» содержатся в стандарте EN 9103 [4]. Целью данной статьи является анализ особенностей, по которым необходимо выделять «ключевые характеристики» и управлять ими в отличии от привычной работы с особо ответственными деталями и сборочными единицами, а также с критическими параметрами и характеристиками.

2. Анализ последних исследований и публикаций по данному вопросу

Стандартами, авиационными правилами, общими техническими условиями, применяемыми в авиадвигателестроении, предписывается выделять и контролировать «основные детали», «особо ответственные детали и сборочные единицы», «критические места конструкции», «критические конструктивные параметры», «директивные технологические процессы», «критические эксплуатационные характеристики» и так далее. Анализ модели процесса управления «ключевыми характеристиками», который состоит из нескольких этапов, начиная с процедуры определения «ключевых характеристик» и заканчивая мониторингом процесса производства, уже рассматривался авторами [5, 6]. Очевидно, что проведение работ по управлению «ключевыми характеристиками» требует дополнительных затрат, которые приведут к увеличению себестоимости двигателей, и эти работы целесообразно проводить, если это позволит повысить удовлетворенность заказчика, то есть приведет к реальному повышению качества продукции. В последнее время данной проблематике посвящается всё больше публикаций, в основном западных авторов, например [7]. Поэтому, для правильного понимания вопроса, прежде всего важно проанализировать в чем заключается сходство и различие между критическими характеристиками, которые давно и широко используются в авиадвигателестроении, и «ключевыми характеристиками», соответствующими стандарту EN 9103.

3. Роль управления «ключевыми характеристиками» в повышении качества выпускаемой продукции

В соответствии со стандартами, применяемыми в авиадвигателестроительной отрасли стран СНГ, «критический конструктивный параметр» – это контролепригодный конструктивный параметр особо

© Д.В. Бахтияров, С.М. Степаненко, В.Г. Харченко

ответственного элемента функциональной системы (конструкции, критического места), выбираемый как критический относительно возможностей технологического процесса для его реализации в соответствии с заданными требованиями; «критический технологический параметр» – контролепригодная количественная характеристика процесса изготовления особо ответственной детали (сборочной детали), определенным образом влияющая на реализацию неконторолепригодного конструктивного параметра; «критическая эксплуатационная характеристика» – контролепригодная эксплуатационная характеристика, выбираемая в качестве критической относительно возможностей процесса эксплуатации по ее выполнению. Все эти критические параметры и характеристики назначаются и контролируются для того, чтобы дать гарантию заказчику в том, что при соблюдении технических требований, в производстве и при эксплуатации двигателей не должно возникнуть ситуаций, способных повлиять на снижение их надежности и безопасности эксплуатации.

«Ключевая характеристика» – это особенность материала, процесса, или конструкции (сборочной единицы), варьирование которых в пределах указанных допустимых отклонений от номинального значения имеет существенное влияние на обеспечение пригодности изделия, характеристик его работы, обслуживание в процессе эксплуатации, или возможность изготовления.

Очевидно, что невозможно изготовить два абсолютно одинаковых изделия или осуществить два абсолютно одинаковых процесса. Различия или отклонения обязательно будут присутствовать, потому что в любом процессе и при производстве любого изделия существует множество причин появления таких различий. Но проблемой отклонения могут стать лишь тогда, когда они начнут превосходить ожидания заказчика. В таких ответственных изделиях, какими являются авиадвигатели, существуют характеристики, отклонения которых от номинальных значений в разных экземплярах двигателей могут стать причиной общей неудовлетворенности заказчика данным типом двигателя. Уменьшая возможные отклонения, мы сокращаем риск несоответствий, возникающих при изготовлении, улучшаем легкость сборки, повышаем гарантию получения на двигателях заданных параметров и устойчивость их работы. Контроль процесса изготовления двигателей помогает выделить различные виды отклонений, количество возникающих отклонений и оценить насколько хорошо контролируемый процесс будет позволять получать конструкцию, удовлетворяющую потребностям заказчика. Как только мы узнаем, сколько существенных отклонений может быть и каковы причины этих отклонений, мы можем принять меры к сокращению этих причин и уменьшению диапазона отклонений. В этом заключается суть
работы с «ключевыми характеристиками».

Управлять «ключевыми характеристиками» нужно для того, чтобы увеличить уверенность в том, что ожидания заказчика в части качества, надежности, обеспечения заявленных параметров двигателей будут гарантированно удовлетворены. Безусловно, в качестве «ключевых характеристик» нужно выбирать такие, улучшение которых максимально может повлиять на удовлетворенность потребностей заказчика. «Ключевые характеристики» – это особенности, которые существенно влияют на удовлетворенность потребностей заказчика, и которые могут возникать на всех уровнях создания двигателя: при проектировании, изготовлении деталей, сборке и при сдаточных испытаниях.

Примером, относящимся к разряду потенциальных «ключевых характеристик», может служить ситуация, возникающая при сборке изделий из деталей и узлов, изготовленных на разных предприятиях. Производство деталей и узлов может быть налажено так, что на одном предприятии преимущественно идет изготовление в зоне положительных допусков, а на другом предприятии – в зоне отрицательных допусков. Поэтому для обеспечения сборки и обеспечения необходимых параметров при дальнейшей эксплуатации изделия необходима специальная подгонка посадочных мест и дополнительная доработка. В данном случае, налаживание производства, при котором будет обеспечиваться изготовление деталей и узлов с размерами, наиболее близкими к номинальным значениям, даст существенную выгоду и есть смысл определить параметры, которые будут являться «ключевыми характеристиками», а затем осуществлять управление ними в соответствии с требованиями стандарта EN 9103.

«Ключевые характеристики» необходимо назначать только при твердой убежденности в том, что от управления ними будет получена существенная выгода. Фактически управление «ключевыми характеристиками» – это деятельность, основанная на применении статистических методов к процессам управления, и принятие тех или иных решений по управлению изменениями «ключевых характеристик» основывается на результатах статистической обработки данных о контролируемых параметрах. Когда решение о назначении «ключевых характеристик» принято, в силу вступает модель работы с ними, представленная в стандарте EN 9103 и включающая семь основных этапов, начиная с определения «ключевых характеристик» и заканчивая мониторингом выполнения процесса производства продукции.

На первом этапе необходимо определить и назначить полномочный компетентный персонал, который примет решение относительно выбора целесообразных «ключевых характеристик» и занесёт их в документацию по управлению процессом или эквивалентный документ.

Во время становления второго этапа модели необходимо разработать новую схему технологического процесса или пересмотреть существующую, определив ключевые элементы, влияющие на изменение «ключевых характеристик». Новая схема технологического процесса должна учитывать не только требования сегодняшнего дня, но и иметь возможность удовлетворить ожидаемые возможные будущие требования. Для определения источников изменения и потенциального риска, требуется назначить «владельцев ключевых характеристик», которые должны произвести тщательный анализ каждого процесса, относящегося к «ключевым характеристикам» и управлять этими рисками согласно разработанным планам.

Задачей третьего этапа является разработка процесса, который бы обеспечивал методологию сбора данных для обеспечения параметров процесса и конечных параметров продукции, относящихся к «ключевым характеристикам».

Собрав данные – происходит анализ для подтверждения того, является ли процесс стабильным. Это четвертый этап модели для управления изменением «ключевых характеристик». В зависимости от результатов разрабатываются мероприятия по повышению стабильности, по корректировке процессов с целью получения стабильного процесса. Все эти мероприятия обязательно документируются.

Пятый этап совершенствует производственные процессы и качество продукции в следствие изменяющихся запросов заказчика.

Для управления изменением «ключевых характеристик», согласно шестому этапу, производитель должен подтверждать воспроизводимость и контролируемость процесса, а также определять возможности его совершенствования.

Седьмой этап предполагает документирование производителем всех запланированных изменений (исходя из результатов шестого этапа) производственного процесса, а также выполнение требований с этапа 1 по этап 5 до внедрения любого запланированного изменения к одобренному производственному процессу, если это связано с контролируемыми «ключевыми характеристиками».

При проведении усовершенствования процессов производства и верном управлении «ключевыми характеристиками» детали или сборочной единицы повышается уверенность в их свойствах, изменения которых имеют значительное влияние на конечный продукт, пригодность, качество функционирования, срок годности и технологичность. Однако, проведение такого комплекса работ весьма затратно как в смысле трудовых так и материальных ресурсов.

«Ключевые характеристики» не должны бездумно отождествляться с критическими параметрами и характеристиками, которые призваны обеспечить заказчику гарантию надежной эксплуатации двигателей. Эти параметры и характеристики должны быть достигнуты безусловно для удовлетворения основных запросов заказчика к двигателю. «Ключевые характеристики» назначаются и управление их изменениями осуществляется, если установлена существенная выгода для заказчика от выполнения детали, сборочной единицы или процесса в условиях максимальной близости к номинальным значениям, а не просто в пределах установленных допусков.

Работы по назначению «ключевых характеристик» и по управлению их изменениями могут начинаться на предприятии по соответствующему запросу заказчика или по собственной инициативе, но только после серьезного экономического анализа выгоды, получаемой от такой деятельности. Возможно, что более экономически выгодным может оказаться изменение конструкции, введение дополнительных конструктивных особенностей, повышающих потребительские качества изделия, или изменение существующего технологического процесса.

Выводы

Как критические характеристики и параметры, так и «ключевые характеристики» имеют свои специфические особенности и их не следует путать. «Ключевые характеристики» дают возможность усовершенствовать конструкцию или процесс через управление их изменениями. Но применение последних должно быть экономически выгодным.

Литература

1. Системи управління якістю. Вимоги (ISO 9001: 2008, IDT): ДСТУ ISO 9001-2009. – [Чинний від 2009-09-01]. – К: Держстандарт України, 2009. – VII, 26 с. – (Національний стандарт України).

2. Системи управління якістю. Настанови щодо поліпшення діяльності (ISO 9004: 2000, IDT): ДСТУ ISO 9004-2001. – [Чинний від 2001-10-01]. – К: Держстандарт України, 2001. –VIII, 43 с. – (Національний стандарт України).

3. AS/EN 9100 Aerospace Management System. Quality Systems for Aerospace Model for Quality Assurance in Design, Development, Production, Installation and Servicing [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://ts.nist.gov/Standards/Global/as9100.cfm. – 14.05.2012 г.

4. CEN EN 9103 Aerospace series - Quality management systems – Variation management of key characte-ristics [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://uk.ihs.com/document/abstract/en9103.htm. – 14.05.2012 г.

5. Степаненко, С.М. К вопросу о работе с ключевыми характеристиками [Текст] / С.М. Степаненко, Л.И. Папченкова, В.Г. Харченко // Авіаційно - космічна техніка і технологія. – 2008. – Вип. 8 (55). – С. 186 – 188.

6. Степаненко, С.М. Постоянное улучшение по стандарту ISO 9001 и управление ключевыми характеристиками по стандарту EN 9103 [Текст] / С.М. Степаненк, В.Г. Харченко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2009. – Вип. 4 (61). – С. 105 – 108.

7. Barker, G. Critical characteristics and key product characteristics (KC) [Text] / G. Barker // The Aviation/ Spa-ce and Defense. – Division newsletter FALL 2003. – Volume 35, Number 2. – P. 6 – 7.

Поступила в редакцию 31.05.2012

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., заведующий кафедрой В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

УПРАВЛІННЯ ЗМІНАМИ КЛЮЧОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК СКЛАДАЛЬНИХ ОДИНИЦЬ, ДЕТАЛЕЙ І ПРОЦЕСІВ

Д.В. Бахтіяров, С.М. Степаненко, В.Г. Харченко

Розглядається питання про схожість і відмінності критичних конструктивних, технологічних і експлуатаційних параметрів і характеристик, які традиційно визначаються і використовуються при створенні і експлуатації авіаційних двигунів, а також «ключових характеристик», згідно із стандартами серії EN 9100. Показано, що «ключові характеристики» доцільно призначати тільки у разі очевидної економічної вигоди від виконання деталі, складальної одиниці або процесу в умовах максимальної близькості до номінальних значень, а не просто в межах встановлених допусків.

Ключові слова: ключова характеристика, стандарт серії EN 9100, критичний параметр, управління, процес, задоволення замовника, економічна вигода.

CONTROL OF VARIATIONS IN KEY CHARACTERISTICS OF ASSEMBLY UNITS, PARTS AND PROCESSES

D.V. Bakhtiyarov, S.M. Stepanenko, V.G. Kharchenko

A problem under consideration concerns a likeness and differences in critical constructive, technological and operational parameters and characteristics defined traditionally and used while designing and operating aero engines, and also “key characteristics” in accordance with the EN 9100 series standards. It is shown that the ‘key characteristics’ are advisable in a case of economical evidence benefited from manufacture of a part, assembly unit or process in the conditions of a maximum proximity to nominal values only, but not simply within the preset tolerances.

Key words: key characteristic, EN 9100 series standard, critical parameter, control, process, satisfaction of Customer, economical benefit.

Бахтияров Дмитрий Владимирович – инженер-конструктор 3 категории государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03531@ivchenko–progress.com.

Степаненко Сергей Михайлович – кандидат технических наук, начальник отдела государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03531@ivchenko–progress.com.

Харченко Виталий Григорьевич – заместитель начальника НИО государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: v.harchenko@ivchenko–progress.com.

УДК 629.7.035:681.5

Д.И. ВОЛКОВ, Г.С. РАНЧЕНКО

АО «Элемент», Одесса, Украина

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ВЕРТОЛЁТА

Рассмотрены некоторые аспекты управления двухдвигательной силовой установкой вертолёта, разработанные в АО «Элемент». В качестве примера рассматривается двухдвигательная силовая установка вертолёта Ми-2М на базе двигателей АИ-450М. Представлены как общие структурные подходы, используемые при построении САУ, управление приемистостью, так и специфические моменты, связанные с синхронизацией мощностей работающих на общую нагрузку двигателей и системой встроенного контроля. Соответствующий способ управления двухдвигательной силовой установкой вертолёта был запатентован и является интеллектуальной собственностью АО «Элемент».

Ключевые слова: *управление, САУ, FADEC, ГТД, двухдвигательная силовая установка, вертолёт, система встроенного контроля, приемистость.*

Введение

Научно-технические достижения, внедряемые в двигателях четвёртого и пятого поколения, требуют соответствующего прогресса в управлении и контроле работы этих двигателей. Результатом является создание цифровых САУ, в тому числе типа FADEC, которые путём регулирования расхода топлива и иногда изменения геометрии проточной части обеспечивают управление параметрами работы двигателя такими, как частоты вращения роторов и их ускорения, температура за турбиною низкого давления и её градиент, давление за компрессором, крутящий момент на валу свободной турбины и т.д.

Регулируемый или ограничиваемый параметр обычно выбирается [1] по критерию минимального расхода топлива (так называемый селектор минимума) Регулятор-ограничитель параметра формирует заданное значение расхода топлива, который далее поддерживается регулятором расхода топлива. Одна из возникающих при такой схеме проблем – необходимость согласования работы регуляторов-ограничителей для разных параметров или разных режимов работы. Кроме того регулятор ускорения (приемистости) выполняет только ограничение ускорения, которое формируется как следствие работы других регуляторов, в том числе регулятора частоты вращения свободной турбины, что ограничивает использование потенциала двигателя в части приемистости

Одним из важных аспектов для вертолётных двигателей является синхронизация мощностей, направленную прежде всего на предотвращение преждевременной выработки ресурса перегруженного двигателя. Она выполняется за счёт сравнения мощностей двигателей на валу свободной турбины, например, посредством сравнения измеряемых крутящих моментов, и соответствующей корреции заданного значения частоты вращения свободной турбины. При этом из недостатков можно отметить нессиметричность алгоритмов синхронизации, что приводит к отклонению частоты вращения свободной турбины во время переходных процессов, а также избыточное усложнение условий включения алгоритма. Кроме того контур синхронизации не работает в случае отказа цифрового канала и невозможности получать значения крутящего момента (мощности) соседнего двигателя.

Отдельным вопросом является обеспечение устойчивых рабочих процессов и общей работоспособности САУ как на рабочих, так и на нештатных режимах, которые могут также быть связаны с отказом каналов ввода-вывода, датчиков, исполнительных механизмов, цифровых узлов и программного обеспечения.

Повышение отказоустойчивости кроме программно-аппаратных решений достигается за счёт стопроцентного покрытия узлов САУ системою встроенного контроля, реализации двух автономных каналов управления, использования математической модели.

Недостатом существующего подхода является, что как правило предусматривается безвозвратный переход на резервный канал управления в случае отказа даже отдельно взятого канала ввода-вывода, исполнительного механизма и т.д.

В результате вероятность отказа канала управления складывается из вероятности отказа елементов (измерительных каналов, каналов ввода-вивода дискретных сигналов, цифровых каналов и т.д.) и, как следствие увеличивается на несколько порядков.

© Д.И. Волков, Г.С. Ранченко

1. Задачи

Учитывая вышеизложенное были поставлены и решены следующие задачи:

– снижение вероятности отказа электронного блока управления,

– усовершенствование управления параметрами работы газотурбинного двигателя для повышения показателей качества управления и упрощения программной реализации алгоритмов регулирования.

– уменьшение влияния алгоритма синхронизации на регулирование частоти вращения свободной турбины (винта) и обеспечение работоспособности в условиях отказа информационного обмена между каналами управления.

2. Предлагаемые решения

Поставленная задача в целом решается за счёт внедрения следующих подходов:

– использования общего регулятора для регулирования параметров работы ГТД с корректирующими звеньями для согласования статических и динамических характеристик параметров в соответствии с математической моделью двигателя;

– компенсация скоростной ошибки регулирования ускорения ротора турбокомпресора;

- принудительное включение регулятора приемистости при условии значительных отклонений параметров работы ГТД и плавное регулирование при условии незначительных отклонений (аналогично kick down в автомобилях);

– симметричная имплементация алгоритма синхронизации в САУ обоих двигателей, предусматривающая корекцию заданного значения частоты вращения свободной турбины

$$n_{СТ}^{ЗДН\ М} = n_{СТ}^{ЗДН} + (M_{КР}^{СОС} - M_{КР}) \cdot K_{СИНХР};$$

– использование номинального значения крутящего момента вместо значения крутящего момента соседнего двигателя в случае отказа информационного канала между блоками регуляторов

$$n_{СТ}^{ЗДН\ М} = n_{СТ}^{ЗДН} + (M_{КР}^{НОМ} - M_{КР}) \cdot K_{СИНХР};$$

– определение (детектирование) работы соседнего двигателя с использованием математической модели в случае отказа информационного канала между блоками регуляторов;

– использование измеряемых параметров соседнего канала управления в случае отказа собственного;

– использование значений измеряемых параметров в случае восстановления работоспособности измерительного канала;

– возможность возврата управления к первому каналу в случае отказа второго, если первый канал восстановил способность управления расходом топлива. Это касается случаев алгоритмического определения отказа и направленно на снижение вероятности ошибочного определения отказа.

Структура регулятор в целом реализуется согласно рис. 1. Регулятор предусматривает корректирующие звенья 1…6 для приведения отклонений параметров работи ГТД от заданных значений к одному уровню, блок селекции максимального отклонения 7 (инверсная реализация селектора минимума), блок регулирования основных параметров 8 и расхода топлива 9.

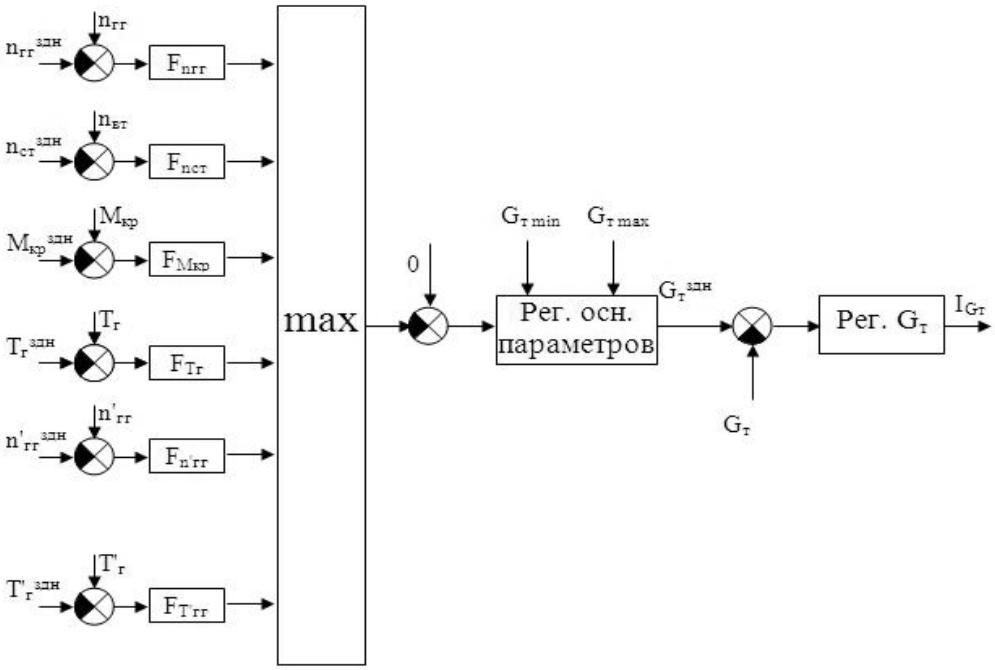


Рис. 1. Структурная схема регулятора

На рисунке:

$n_{ГГ}$ – частота вращения ротора газогенератора, об/мин;

$n_{СТ}$ – частота вращения свободной турбины, об/мин;

$M_{кр}$ – крутящий момент, Нм;

$T_г$ – температура газов за свободной турбиной, °С;

$n'_{ГГ}$ – ускорение ротора газогенератора, об/мин/сек;

$T'_г$ – градиент повышения температуры газов за свободной турбиной, °С/сек;

ЗНД – заданное или предельное значение регулируемого или ограничиваемого параметра;

$G_т$ – расход топлива, кг/час;

$I_{Gт}$ – управляющий ток, А.

Приведение отклонений параметров от заданных значений выполняется для компенсации отличий статических и динамических свойств параметров согласно математической модели двигателя.

В условиях ограничения регулирующего воздействия (расхода топлива) или смены режима работы, приводящей к смене набора регулируемых параметров, выполняется пересчёт интегрирующей составляющей для согласования с фактической величиной управляющего создействия.

Кроме того звено приведения ускорения ротора газогенератора дополнительно учитывает больший на единицу порядок производной в дифференциальном уравнении для предотвращения возникновения скоростной ошибки.

Далее выбирается максимальное (инверсная реализация селектора минимума) значение приведенных отклонений, которое поступает в регулятор основных параметров работы двигателя вместе с ограничениями управляющего воздействия (минимальное и максимальное значение расхода топлива).

Дополнительно предусмотрено принудительное включение с гистерезисом регулятора ускорения: в случае превышения установленных значений отклонений параметров работы ГТД (условие включения, логическое И), таких, как частоты вращения ротора турбокомпрессора и свободной турбины, температуры газов за свободной турбиной.

Дополнительно принудительно включается регулятор приемистости, который выполняет регулирование расхода топлива по программе ускорения до снижения отклонения одного из перечисленных параметров ниже установленного уровня (условие включения, логическое ИЛИ).

Это работает подобно kick down в автомобилях: в условиях малых отклонений виполняется более плавное регулювание (тем не менее ограничитель ускорения не исключается из условия селектора минимума), например, частоты вращения свободнй турбины, а при условии значительного снижения значений параметров виполняется приемистость.

Регулятор основных параметров формирует заданное значение расхода топлива $G_т^{здн}$, которое далее поддерживается регулятором расхода топлива (положения исполнительного элемента топливного дозатора) путём выдачи управляющего тока $I_{Gт}$. Регулятор основных параметров – ПИД-регулятор с ограничениями по уровню и динамике внутренних переменных и управляющего воздействия.

Синхронизация мощностей выполняется отдельным контуром, который использует симметричный алгоритм синхронизации, который реализуется одинакого для обоих двигателей.

Это предотвращает отклонение результирующего значения частоты вращения свободной турбины от заданного значения в процессе синхронизации мощностей. Синхронизация виполняется следующим образом.

В САУ обоих двигателей рассчитывается разница между крутящими моментами на валах свободных турбин двигателей. Далее заданное значение частоты вращения свободной турбины симметрично корректируется в САУ обоих двигателей в соответствии с разницей моментов. Использование симметричного алгоритма минимизирует отклонение частоты вращения свободных турбин в процессе синхронизации, а наличие интегрирующей составляющей в регуляторах исключает ошибку статизма синхронизации мощностей.

В случае отказа канала информационного обмена между САУ соседних двигателей вместо значений крутящего момента соседнего двигателья используется его номинальное значение. Благодаря этому решению контур синхронизации мощностей не теряет работоспособность даже при отказе информационного обмена и сопровождается лишь незначительным отклонением результирующего значения частоты вращения свободной турбины от заданного значения, что приемлемо, учитывая нечтожно малую вероятность отказа канала обмена.

В случае отказа измерительных каналов САУ виполняется замена значений соответсвующих параметров полученными с другого канала управления без передачи управления другому каналу управления. Только лишь при отказе измерения соответствующего параметра в обоих каналах управления формируется признак отказа и выполняется переход на резервный канал управления. К тому же отстутствуют тригеры отказа параметров, то есть в случае восстановления работоспособности измерительного канала его использование продолжается. Это позволяет на порядок повысить отказоустойчивость электронного блока управления.

Заключение

АО «Элемент» предложены, опробованы некоторые подходы управления двухдвигательной силовой установкой вертолёта, в том числе в РДЦ-450М.

В качестве примера рассматривается двухдвигательная силовая установка вертолёта Ми-2М на базе двигателей АИ-450М.

Представленные общие структурные подходы, используемые при построении САУ, связанные с синхронизацией мощностей работающих на общую нагрузку двигателей и системой встроенного контроля, что позволяет в общем случае на порядок повысить отказоустойчивость электронного блока управления.

Литература

1. Мартьянова, Т.С. Математическая модель и программа расчёта статических и динамических характеристик двигателя ТРЦЦ-2005А [Текст] / Т.С. Мартьянова, Э.Н. Обрубова, В.И. Силюк // Основные результаты научно-технической деятельности. – М.: ЦИАМ, 2005. – Т. 1. – С. 251 – 261.

2. Пат. 2444464 Российская Федерация, МПК B64C 27/04 (2006.01). Способ управления силовой установкой вертолета / Дудкин Ю.П., Гладких В.А., Фомин Г.В.; Заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «СТАР». – № 2010100694/11; заявл. 11.01.2010; опубл. 10.03.2012.

3. Современные САУ вертолетного двигателя [Текст] // Двигатель. – 2011. – № 2 (74). – С. 8 – 9.

4. Пат. 2106514 Российская Федерация, МПК6 F02M65/0. Способ контроля, диагностирования и компенсации отказов в системах управления двигателей двухдвигательной авиационной установки / Тихомиров Ю.П., Щеголев Г.П., Палиенко В.Г., Маклашевский В.Я., Иванов А.М.; Заявитель и патентообладатель Войсковая часть 75360. – № 95102006/06; заявл. 09.02.95; опубл. 10.03.98.

Поступила в редакцию 28.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Нестеренко, Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина.

ДЕЯКІ АСПЕКТИ УПРАВЛІННЯ ДВОДВИГУНОВОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ ГЕЛІКОПТЕРУ

Д.І. Волков, Г.С. Ранченко

Розглянуто деякі аспекти управління дводвигуновою силовою установкою гелікоптеру,що було розроблено в АТ «Елемент». Як приклад розглядається дводвигунова силова установка гелікоптера Мі-2М на базі двигуна АІ-450М. Наведено як загальні структурні засади щодо САУ, управлення приємістостю, так и специфічні моменти, що пов'язані із синхронізацією потужностей працюючих на спільне навантаження двигунів та системою вбудованого контролю. Відповідний спосіб управління дводвигуновоюсиловою установкою гелікоптеру було запатентовано та є інтелектуальною власністю АТ «Елемент».

Ключові слова: управління, САУ, FADEC, ГТД, дводвигунова силова установка, гелікоптер, система вбудованого контролю, приємістість.

SOME ASPECTS OF HELICOPTER TWIN-ENGINE CONTROL

D.I. Volkov, G.S. Ranchenko

There are some aspects considered regarding the helicopter twin-engine control. This control method was developed by engineers of JSC Element. The twin-engine propulsion on base of AI-450M engine for the Mi-2M helicopter is presented as an example. Presented common structural approaches used for designing of automatic control system and acceleration control. Specific engineering solutions like engine synchronization and imbedded control system also presented. The corresponding helicopter twin-engine control method was patented and it's an intellectual property of JSC Element

Key words: control, FADEC, gas-turbine engine, twin-engine, helicopter, built-in check, acceleration.

Волков Дмитрий Иванович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, зам. главного конструктора АО «Элемент», Одесса, Украина, email: DIVolkov@element.od.ua.

Ранченко Геннадий Степанович – кандидат технических наук, Директор-Главный конструктор АО «Элемент», Одесса, Украина, email: Odessa@element.od.ua.

УДК 519.6:621.458.3 (045)

В.В. ПАНІН[1], С.В. ЄНЧЕВ[2], С.О. ТАКУ[2]

[1]*Київська державна академія водного транспорту імені гетьмана П.К. Сагайдачного, Київ, Україна*
[2]*Національний авіаційний університет, Київ, Україна*

ІДЕНТИФІКАЦІЯ АВІАЦІЙНОГО ГТД І ЙОГО ЕЛЕМЕНТІВ НА ОСНОВІ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ

Розвиток теорії управління характеризується все більшою увагою до питань побудови моделі об'єкта управління за даними «вхід-вихід», отриманими в умовах функціонування об'єкта. Це пояснюється тим, що для складних об'єктів апріорна інформація про закономірності їх функціонування завжди є неповною і створення системи управління пов'язано з низкою теоретичних і практичних труднощів. Тому необхідно попереднє вивчення об'єкта, отримання його математичного опису за даними «вхід-вихід», яке і становить зміст теорії ідентифікації, спрямованої на розробку методів і засобів отримання моделі об'єкта управління.

Ключові слова: *ідентифікація, класифікація, нейронні мережі, газотурбінний двигун, система керування.*

Вступ

В даний час сучасний авіаційний газотурбінний двигун (ГТД) і системи управління ним представляють собою складну динамічну систему. Коректність і безпека функціонування такого об'єкту вимагають постійного і безперервного аналізу його параметрів. Класифікація і розпізнавання класу станів динамічного об'єкта необхідні для узгодження стратегії оптимального управління зі станом об'єкта. Ефективність контролю стану авіаційного двигуна істотно залежить від імовірності правильного розпізнавання технічного стану двигуна та його елементів, яка безпосередньо впливає на якість систем управління ГТД, що в кінцевому підсумку визначає економічність і безпеку польотів.

1. Постановка проблеми

Створення авіаційних газотурбінних двигунів 5-6 покоління тягне за собою ускладнення конструкції об'єкта та збільшення числа контрольованих параметрів, аналіз яких людиною - оператором пов'язаний з численними помилками контролю та прийняття рішень.

Дослідження в галузі створення автоматизованих систем контролю та керування авіаційними ГТД показують недостатню обґрунтованість застосування систем, заснованих тільки на одному з відомих методів діагностування, оскільки жоден з методів не є універсальним і абсолютно надійним [4]. Природно, що подібні системи контролю та керування, побудовані на основі одного класифікатора, не зможуть повною мірою задовольнити зростаючі вимоги до діагностування двигунів. Існує декілька напрямів, які визначають підвищення ефективності бортових технологій контролю стану ГТД. Основним напрямом слід вважати інтелектуалізацію процесів обробки інформації із залученням нейромережевих методів, які здатні забезпечити підвищення якості бортових алгоритмів контролю та керування ГТД.

Нейронні мережі від класичних методів відрізняє швидкодія, універсальність, гнучкість у застосуванні, а також здатність до узагальнення інформації, висока протидія до зовнішніх збурень і здатність до прогнозування. При цьому актуальною проблемою на сьогоднішній день є комплексне керування ГТД на базі моделей нейронних мереж з прогнозом поточних ситуацій.

2. Задачі ідентифікації ГТД і його елементів

Під ідентифікацією в широкому сенсі розуміється отримання або уточнення за експериментальними даними моделі реального об'єкта, вираженої в тих чи інших термінах.

Ідентифікація - один з розділів машинного навчання, присвячений вирішенню наступного завдання. Є множина об'єктів (ситуацій), розділених деяким чином на класи. Задано кінцеву множину об'єктів, для яких відомо, до яких класів вони відносяться. Ця множина називається навчальною вибіркою. Класова приналежність інших об'єктів не відо-

© В.В. Панін, С.В. Єнчев, С.О. Таку

ма. Потрібно побудувати алгоритм, здатний класифікувати довільний об'єкт з вихідної множини.

Класифікувати об'єкт – значить, вказати номер (або найменування класу), до якого відноситься даний об'єкт.

Класифікація об'єкта – номер або найменування класу, що видається алгоритмом класифікації в результаті його застосування до даного конкретного об'єкту.

У машинному навчанні завдання класифікації відноситься до розділу навчання з учителем. Існує також навчання без вчителя, коли поділ об'єктів навчальної вибірки на класи не задається, і потрібно класифікувати об'єкти тільки на основі їх подібності один з одним. У цьому випадку прийнято говорити про завдання кластеризації або таксономії, і класи називати, відповідно, кластерами або таксонами.

В загальному вигляді методи ідентифікації об'єктів можна розділити на дві групи - методи параметричної ідентифікації (визначення параметрів моделі) і методи непараметричної ідентифікації (оцінка частотних характеристик, перехідних характеристик тощо). Ключовою проблемою параметричної ідентифікації залишається завдання вибору структури моделі. Стосовно до ГТД це завдання вирішується шляхом спрощення та лінеаризації побудованих теоретично повних газодинамічних моделей. Оцінка або уточнення параметрів моделі при відомій її структурі є значно менш складним завданням і вирішується за допомогою різних оптимізаційних процедур - від різних модифікацій методу найменших квадратів до використання генетичних алгоритмів (еволюційне програмування). Останні в даний час широко використовуються і для визначення структури моделі.

Непараметрична ідентифікація в останні роки переживає друге народження в зв'язку з появою великої кількості ефективних засобів, таких як нейронні мережі [9], хвильові функції , алгоритми нечіткої логіки [2], що дозволяють виробляти ідентифікацію систем за принципом "чорного ящика". Застосування цих підходів не вимагає великої кількості апріорних знань про структуру досліджуваного об'єкта і дає хороші результати, зокрема, при ідентифікації нелінійних систем.

3. Нейронні мережі. Їх структура та математична модель

Під нейронними мережами маються на увазі обчислювальні структури, що моделюють прості біологічні процеси, зазвичай асоційовані з процесами людського мозку. Вони являють собою розподілені і паралельні системи, здатні до адаптивного навчання шляхом аналізу позитивних і негативних впливів.

Нейрон є складовою частиною нейронної мережі. На рис. 1 представлена його структура. Він складається з елементів трьох типів: помножувачів (синапсів), суматора і нелінійного перетворювача. Синапси здійснюють зв’язок між нейронами, множать вхідний сигнал на число, що характеризує силу зв’язку, (вагу синапса).

Суматор виконує додавання сигналів, що надходять по синаптичним зв’язках від інших нейронів і зовнішніх вхідних сигналів. Нелінійний перетворювач реалізує нелінійну функцію одного аргументу – виходу суматора. Ця функція називається функцією активації чи передатною функцією нейрона.

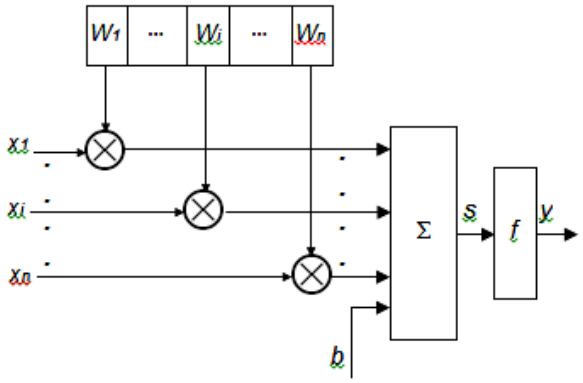


Рис. 1. Структура штучного нейрона

Математична модель штучного нейрона є наступною:

$$S = \sum_{i=1}^{n} w_i x_i + b,$$

$$y = f(s),$$

де w_i – вага (weight) синапса, i = 1…n; b - значення зсуву (bias); s – результат сумування (sum); x_i - компонент вхідного вектора (вхідний сигнал), i = 1…n; y - вихідний сигнал нейрона; n - число входів нейрона; f - нелінійне перетворення (функція активації).

У загальному випадку вхідний сигнал, вагові коефіцієнти і зсув можуть приймати дійсні значення, а в багатьох практичних задачах - лише деякі фіксовані значення. Вихід *y* визначається видом функції активації і може бути як дійсним, так і цілим.

4. Методика ідентифікації ГТД на основі нейронних мереж

Ідентифікація ГТД за допомогою нейронних мереж (НМ) полягає в побудові оптимальної нейромережевої моделі по результатом спостережень над вхідними та вихідними змінними ГТД [1].

Схема рішення задачі ідентифікації приймає наступний вигляд (рис. 2). Порівнюються вектор

виходів об'єкту y і вектор виходів НМ $y_{НМ}$ при одному і тому ж векторі вхідних впливів u. Процедура навчання НМ полягає в зміні ваги її зв'язків таким чином, щоб зменшити суму квадратів нев'язок до прийнятної (досить малої) величини:

$$E = \sum_{ij}^{\varepsilon_i^2 < E_{доп.}},$$

де $E_i = y_i - y_{нм}$ нев'язка на i-му кроці; $E_{доп.}$ – допустима величина помилки навчання.

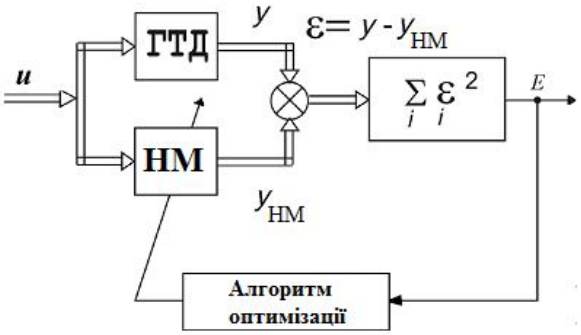


Рис. 2. Схема рішення задачі ідентифікації

У загальному випадку, реалізація алгоритму ідентифікації ГТД та її елементів з допомогою нейромережевих структур складається з наступних етапів:

1. Постановка завдання ідентифікації.

На даному етапі визначаються ідентифіковані параметри ГТД (змінні «вхід-вихід»), вид моделі (динамічна або статична), точність НМ-моделі, вибір частоти дискретизації, спосіб реалізації (апаратний, програмний).

2. Планування (проведення) експерименту.

Основне завдання даного етапу – отримання безлічі даних про функціонування ГТД, необхідних для подальшої параметричної оптимізації обраної НМ-моделі. Достовірність та інформативність вхідних і вихідних даних визначає якість моделі.

3. Попередня обробка даних.

Попередня підготовка даних є ефективним засобом отримання адекватної моделі ГТД [5]. Існує кілька різних способів попередньої обробки експериментальних даних з метою отримання найбільш значимої інформації. До них відносяться фільтрація, видалення надлишкових даних і викидів сигналів. Це в кінцевому підсумку, забезпечує складання навчальної та тестової вибірки НМ-моделі.

Перші три етапи характерні для всіх способів ідентифікації і добре описані, тому в роботі не розглядалися.

До попередньої обробки даних також необхідно віднести масштабування. Це пояснюється тим, що:

зазвичай сигнали мають різну розмірність і сигнали з максимальною амплітудою стають домінуючими при побудові нейромережевої моделі;

масштабування позитивно позначається на обчислювальної здібності алгоритмів навчання НМ. Практика показує, що при використанні масштабованих даних виходять більш точні НМ-моделі.

4. Вибір структури моделі.

Залежно від наявності або відсутності фактора динаміки, вимоги до моделі ГТД пропонують використання двох підходів до вибору типу НМ. Статична НМ-модель ГТД будується на основі багатошарової нейронної мережі без зворотних зв'язків; динамічна НМ-модель ГТД на основі рекурентної багатошарової нейронної мережі. Використання багатошарових персептроныв в якості базису побудови НМ-моделі передбачає необхідність вирішення проблеми вибору внутрішньої структури НМ [10].

5. Оптимізація параметрів НМ-моделі.

Для реалізації процедури навчання НМ-моделей ГТД рекомендується використовувати комбінацію алгоритмів швидкого та зворотного поширення. При цьому коли навчання НМ починається за допомогою алгоритму Quick Propagation і закінчується із застосуванням алгоритму Back Propagation. Цим досягається необхідна точність процесу навчання, швидка збіжність до точки мінімуму цільової функції, до того ж, алгоритми прості в застосуванні. Так як функція мінімуму має в загальному випадку безліч локальних мінімумів, рекомендується повторювати процес навчання НМ 5-7 разів, змінюючи початкові значення вагових коефіцієнтів.

6. Прийняття рішення про адекватність моделі.

Підтвердження моделі великою мірою залежить від особливостей поставленої задачі та її передбачуваного практичного застосування. У загальному випадку бажано, щоб працездатність моделі підтверджувалася оцінкою середньої помилки навчання $\varepsilon_{зад}$ як на контрольному так і на тестовому множині.

7. Реалізація НМ-моделі ГТД.

В залежності від вимог до моделі ГТД можлива апаратна і програмна реалізація НМ-моделі [8].

5. Алгоритм розв'язання задачі ідентифікації

Ідентифікація станів ГТД теоретично можлива в просторі станів, якщо використовувати змінні стану як параметри класифікації. Однак, доступними для спостереження є компоненти вектора, що вклю-

чають адитивні випадкові шуми вимірювань. Отже, існує проблема визначення робочого набору ознак для побудови вирішальних правил, інваріантних до випадкових шумів спостережень. Іншою проблемою підвищення якості розпізнавання є підвищення точності визначення меж класів станів авіаційного двигуна. Ця проблема обумовлена тим, що вони істотно залежать від співвідношень між динамічними параметрами ГТД і спектральними характеристиками всіх видів впливу і збурень, які мають випадковий характер, і, отже, є умовними.

В даний час процес класифікації режимів роботи ГТД, як правило, здійснюється вручну, за участю висококваліфікованого фахівця, тривала і монотонна робота якого, з одного боку, може привести до помилок класифікації, а з іншого боку, до значних часових витрат.

Для поставлених вище вимог пропонується алгоритм розв'язання задачі класифікації режимів роботи ГТД на основі нейронних мереж.

Постановку задачі можна звести до наступного. Є часовий ряд, утворений наборами даних за результатами вимірювання термогазодинамічних параметрів двигуна $y_1(t), y_2(t), \cdots, y_N(t)$ на деякому інтервалі спостереження $t \subset (t_1 \ \ t_2)$. Потрібно виділити характерні ділянки часового ряду, що відповідають певним класам $S_1, S_2, \cdots S_k$ станів авіаційного двигуна:

$$\bigcup_{\alpha=1}^{k} S_\alpha = S_0 ,$$

де S_0 - клас можливих режимів (справних станів) ГТД.

Процедура вирішення даної задачі за допомогою нейронної мережі показана на рис. 3.

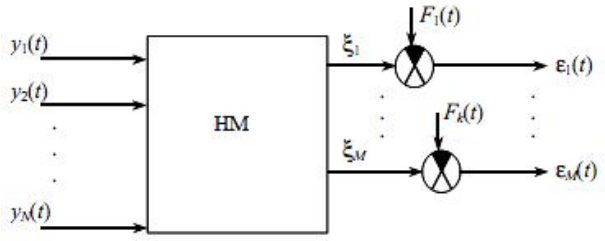


Рис. 3. Схема нейромережевого класифікатора авіаційного двигуна

Тут F(t) – вектор бажаних вихідних реакцій НМ: $F(t) = \{F_1(t), F_2(t), \ldots, F_M(t)\}$; $\xi_1, \ldots, \xi_M$ - виходи НМ; $E_1(t), \ldots, E_M(t)$ - значення вектора похибки на виході НМ.

Навчання НМ зводиться до наступного. На входи НМ подаються "відрізки" часового ряду

$$y_1(t), \ldots, y_N(t),\ t \subset (t_i, t_{i+1}) ,$$

що належать завідомо відомим класах (режимам роботи) двигуна $S_\alpha, (\alpha = 1, 2, \ldots, k)$ [2]. Бажаними реакціями НМ в кожному випадку буде значення, рівне одиниці, на одному з виходів нейронної мережі, що відповідає розпізнаному режиму. Наприклад, класу сталих режимів ГТД відповідає вихід 1, класу перехідних режимів – вихід номер 2, класу несталих режимів - вихід номер 3.

Похибка навчання НМ визначається таким чином:

$$E = \varepsilon_i^{\,2}(t) \to \min .$$

Мінімуму похибки відповідає навчена мережа, яка вирішує задачу розпізнавання (ідентифікації) режимів роботи ГТД і його елементів.

Висновки

Застосування нейронних мереж дозволяє побудувати ефективний алгоритм ідентифікації ГТД та їх елементів на основі великих масивів експериментальних даних.

Вибір структури і параметрів нейромережевої моделі при цьому має проводитися на основі принципу декомпозиції моделі, що призводить до модульної організації НМ та підвищення якості її навчання з урахуванням заданих вимог до точності ідентифікації.

Література

1. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Г. Августинович, и др.; под ред. Дедеша В.Т. – М.: Машиностроение, 1984. – 200 с.

2. Нейроматематика [Текст] / Д.А. Агеев, А.Н. Балухто и др.; кн. 6: учеб. пособие для вузов; общ. ред. А.И. Галушкина. – М.: ИПРЖР, 2002. – 448 с.

3. Жернаков, С.В. Архитектура вычислителя для решения задачи восстановления потерянных данных с датчиков на базе нейронной сети [Текст] / С.В. Жернаков, И.И Муслухов // Нейроинформатика-2006: сб. науч. тр. VIII Всероссийской НТК. – М.: МИФИ, 2006. – Ч. 3. – С. 180 – 188.

4. Идентификация и диагностика в информационно-управляющих системах авиакосмической энергетики [Текст] / Б.В. Боев, В.В. Бугровский и др. – М.: Наука, 1998. – 168 с.

5. Жернаков, С.В. Бортовая интеллектуальная система контроля и диагностики авиационного ГТД в режиме реального времени [Текст] / С.В. Жернаков, И.И. Муслухов // Актуальные проблемы в науке и технике: сб. матер. региональной школы-семинара аспирантов и молодых ученных. – Уфа:

Изд-во Уфимс. гос. авиац. техн. ун-та, 2007. – Т. 2. – С. 108 –112.

6. Современные проблемы нейроинформатики [Текст] / А.Н. Васильев, О.Н Граничин. и др.; кн. 23. ч. 2. Коллективная монография; под ред. Ю.И. Нечаева. – М.: Радиотехника, 2006. – 80 с.

7. Васильев, В.И. Экспертные системы: Управление эксплуатацией сложных технических объектов [Текст]: учеб. пособие для вузов / В.И. Васильев, С.В. Жернаков. – Уфа: УГАТУ.- Б.и., 2003. – 106 с

8. Применение нейросетевых моделей реального времени в системах управления ГТД [Текст] / В.И. Васильев, С.С. Валеев и др. // Нейроинформатика-2000: тр. 2-й Всероссийской НТК. – М.: МИФИ, 2000. – Ч.1. – С. 236 – 242.

9. Головко, В.А. Нейронные сети: обучение, организация и применение [Текст] / В.А. Головко; кн. 4: учеб. пособие для вузов; общ. ред. А.И. Галушкина. – М: ИПРЖР, 2001. – 256 с.

10. Клейман, Е.Г. Идентификация нестационарных объектов [Текст]/ Е.Г. Клейман, И.А. Мочалов // Автоматика и телемеханика. - 1994. - № 2. - С. 3 – 22.

11. Клейман, Е.Г. Идентификация нестационарных объектов[Текст] / Е.Г. Клейман // Автоматика и телемеханика. - 1999. - № 10. - С. 3 – 45.

Поступила в редакцию 01.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан механіко-енергетичного факультету А.В. Самков, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД И ЕГО ЭЛЕМЕНТОВ НА ОСНОВЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

В.В. Панин, С.В. Енчев, С.О. Таку

Развитие теории управления характеризуется все большим вниманием к вопросам построения модели объекта управления по данным «вход-выход», полученным в условиях функционирования объекта. Это объясняется тем, что для сложных объектов априорная информация о закономерностях их функционирования всегда является неполной и создание системы управления связано с рядом теоретических и практических трудностей. Поэтому необходимо предварительное изучение объекта, получение его математического описания по данным «вход-выход», которое и составляет содержание теории идентификации, направленной на разработку методов и средств получения модели объекта управления.

Ключевые слова: идентификация, классификация, нейронные сети, газотурбинный двигатель, система управления.

IDENTIFICATION OF AIRCRAFT GTE AND ITS COMPONENTS BASED ON NEURAL NETWORKS

V.V. Panin, S.V. Enchev, S.O. Taku

The development of management theory is characterized by increasing attention to the issues of constructing a model of control object according to the "input-output" obtained in the operation of the object. This is explained by the fact that for complex objects a priori information about the patterns of their operation is always incomplete, and the creation of the control system associated with a number of theoretical and practical difficulties. Therefore it is necessary a preliminary study of the object, getting his mathematical description of the data "input-output", which is the content of the theory of identification, aimed at developing methods and means of obtaining a model of control object.

Key words: identification, classification, neural networks, a gas turbine engine, the control system.

Панін Владислав Вадимович – д-р техн. наук, професор, ректор Київської державної академії водного транспорту імені гетьмана П.К. Сагайдачного, Київ, Україна, e-mail: reception@maritime.kiev.ua.

Єнчев Сергій Васильович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту Аерокосмічного інституту Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: esw@ ukr.net.

Таку Сергій Олегович – аспірант кафедри автоматизації та енергоменеджменту Аерокосмічного інституту Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: taku_777@ukr.net.

УДК 629.4.001.4

С.В. ЕПИФАНОВ[1], Б.А. ЩЕРБАНЬ[1], Ю.В. ЧЕРКАСОВ[2]

[1]Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина
[2]Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро им. академика А.Г. Ивченко «Прогресс», Запорожье, Украина

ВЫБОР ЭФФЕКТИВНЫХ КРИТЕРИЕВ ТРЕНДА ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В АЛГОРИТМАХ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ

Анализ трендов диагностических признаков систем и узлов двигателей позволяет обнаружить неисправности на ранней стадии. Для организации алгоритмического тренд-анализа необходимо выполнить исследование альтернативных критериев и выбрать наиболее эффективные из них. В качестве критерия эффективности рассматривается запаздывание обнаружения тренда при одинаковой для всех критериев вероятности ложных отказов. С помощью имитационного моделирования выполнен сравнительный анализ наиболее распространенных критериев тренда. Изучено влияние различных способов сглаживания на их эффективность. Выбраны наиболее эффективные критерии для дальнейшего применения в алгоритмах параметрической диагностики газотурбинных двигателей.

Ключевые слова: *газотурбинный двигатель, параметрическая диагностика, эксплуатация по состоянию, тренд-анализ, критерий тренда, имитационное моделирование, сглаживание.*

Введение

Одной из тенденцией в развитии авиационной техники является переход к ее эксплуатации по состоянию с целью сокращения затрат на эксплуатацию, техническое обслуживание и ремонт путем наиболее полного использования технических возможностей, что были заложены на этапе проектирования [1]. Эксплуатация по состоянию обеспечивается проведением необходимого объема технического диагностирования отдельных объектов, а также систематическим контролем уровня надежности всего эксплуатируемого парка однотипных летательных аппаратов с учетом особенностей их применения [2].

При этом необходимо не просто констатировать факт наличия неисправности, но и выявить ее на ранней стадии, когда объект диагностирования не только работоспособен, но и исправен. Этой задаче соответствует тренд-анализ – направление параметрической диагностики, выявляющее возможные тенденции отклонения параметров ГТД от их нормальных значений [3].

В США контроль тренда параметров по наработке, согласно требованиям FAA, обязателен для авиационных ГТД, сертифицированных по программе ETOPS [4]. Необходимость соответствия отечественных ГТД мировым стандартам качества требует проведения исследовательских работ с целью разработки эффективных методик оценки их технического состояния.

Методики автоматизированного (алгоритмического) тренд-анализа параметров ГТД применяются уже более 35 лет, однако систематический анализ критериев и алгоритмов с учетом особенностей данной области применения выполнялся редко. Наиболее представительными работами в данном направлении можно считать [3, 4, 18 – 20]. Накопление опыта диагностирования и развитие средств регистрации и обработки эксплуатационной информации выявляют недостатки принятых ранее решений и неполноту выполненного ранее анализа и стимулируют дальнейшее совершенствование алгоритмов тренд-анализа.

Данную работу можно считать развитием предыдущего исследования [3]. Необходимость такого развития определяется такими обстоятельствами:

1. В практике диагностирования двигателей появились новые, ранее не рассмотренные критерии.

2. В качестве показателя эффективности критериев тренд-анализа было принято рассматривать запаздывание обнаружения тренда, которое определялось как среднее значение, полученное в серии имитационных выборок. В данном исследовании также используется этот показатель, однако он рассматривается как случайная величина, для которой определяются и анализируются два параметра – оценки математического ожидания и дисперсии.

Ранее для параметрических критериев выполнен анализ влияния неточности задания параметров процесса на эффективность обнаружения тренда. Этот анализ можно считать началом проверки еще

© С.В. Епифанов, Б.А. Щербань, Ю.В. Черкасов

одного свойства критериев – робастности, то есть устойчивости к отличиям реального анализируемого процесса от идеального, для которого выполнено сравнительное исследование и настройка критериев. В данном исследовании проанализировано также влияние предварительного сглаживания и сбоев в исходных данных.

1. Описание критериев

В настоящее время в практике диагностирования используются десятки критериев тренда. Их можно разделить на две группы: параметрические и непараметрические. Параметрические критерии используют априорную информацию, непараметрические – не используют.

Можно также выделить три основные задачи математической статистики, решаемые критериями тренда [3]: оценка случайности расхождения между математическим ожиданием параметра и выборочным средним (эти критерии, как правило – параметрические, так как требуют наличия априорной информации об анализируемом процессе – его среднеквадратического отклонения σ_Y); оценка принадлежности двух выборок одной генеральной совокупности (эти критерии, как правило – непараметрические, так как для их применения достаточно и апостериорной информации, полученной в результате измерений); выявление закономерностей в последовательности данных на основе оценки стационарности временного ряда и взаимной корреляции измерений.

Для дальнейшего исследования были выбраны следующие критерии, которые используются различными авторами для анализа изменения параметров двигателей в эксплуатации.

1.1. Интегральный S -критерий

Интегральный S -критерий – параметрический критерий, оценивающий отклонение текущего измерения Y_i от его математического ожидания [3]:

$$S_i = \sum_{i=1}^{n}\left(Y_i - \overline{Y}_i\right) > S_{lim.i}, \qquad (1)$$

где $\overline{Y}_i = \frac{1}{i}\sum_{k=1}^{i} Y_k$ – выборочное среднее значение.

Пороговый уровень критерия $S_{lim.i}$ – двусторонний, требует априорного знания значения σ_Y и зависит от номера измерения i и толерантного коэффициента K_α, который определяется законом распределения случайного процесса Y_i и принятой вероятностью ложного срабатывания α. При нормальном законе распределения уровню $\varepsilon = 5\%$ соответствует значение $K_\alpha = 1{,}96$:

$$S_{limi} = \pm K_\alpha \sigma_Y \sqrt{\sum_{k=1}^{i}\left(1 - \sum_{j=1}^{i-k+1}\frac{1}{i-j+1}\right)^2}. \qquad (2)$$

Как видно из формулы (1), этот критерий может обрабатывать выборку, начиная с первого измерения.

1.2. r -критерий Хальда-Аббе

r -критерий Хальда-Аббе – непараметрический критерий, оценивающий отношение квадрата отклонения последовательных измерений к выборочной дисперсии [3, 5, 6, 15]:

$$r_i = \frac{\frac{1}{2(i-1)}\sum_{i=1}^{n}\left(Y_{i+1} - Y_i\right)^2}{\frac{1}{i-1}\sum_{i=1}^{n}\left(Y_i - \overline{Y}_n\right)^2} < r_{lim.i}. \qquad (3)$$

Пороговый уровень r -критерия – односторонний, зависит от номера измерения i и принятой вероятности ложного срабатывания (вероятности $\varepsilon = 5\%$ соответствует значение $K_\alpha = 1{,}645$):

$$r_{limi} = 2 - 2\cdot K_\alpha \sqrt{\frac{i-2}{(i-1)(i+1)}}. \qquad (4)$$

Как видно из (3), r -критерий может обрабатывать выборку начиная с третьего измерения.

1.3. t -критерий Стьюдента

t -критерий Стьюдента для разности пар – непараметрический критерий, проверяющий отношение среднего значения разностей пар $\overline{d}_i$ двух связанных рядов измерений X_i и Y_i к их выборочному среднеквадратическому отклонению $\sigma_{\overline{d}i}$ [6]:

$$t_i = \frac{\overline{d}_i}{\sigma_{\overline{d}i}} > t_{lim.i}. \qquad (5)$$

Пороговый уровень t -критерия – двусторонний, зависит от соответствующего квантиля t -распределения и принятой вероятности ложного срабатывания (вероятности $\varepsilon = 5\%$ соответствует значение $K_\alpha = 1{,}96$):

$$t_{limi} = \pm K_\alpha t_{i-1;\alpha}. \qquad (6)$$

Как видно из (5), t -критерий может обрабатывать выборку начиная со второго измерения.

1.4. Ф-критерий

Ф -критерий анализирует последовательность измерений с целью выявления возможной нестационарности во временном ряду [4, 7]:

$$\Phi = 0,5 \cdot \ln \frac{1-\gamma_i}{1+\gamma_i} > \Phi_{lim.i}. \qquad (7)$$

Преобразование Фишера Φ используется для сведения распределения коэффициента автокорреляции γ_i к нормальному. В работах [4, 7] предложено определять коэффициент автокорреляции γ_i по методу Юла-Уолкера [8]:

$$\gamma_i = \frac{\sum_{i=1}^{n}\left(Y_i - \overline{Y}_i\right)\left(Y_{i+1} - \overline{Y}_i\right)}{\sum_{i=1}^{n}\left(Y_i - \overline{Y}_i\right)^2}. \qquad (8)$$

При расчете коэффициента автокорреляции по экспериментальным данным нами было выявлено, что метод Юла-Уолкера не гарантирует выполнения обязательного условия $-1 < \alpha_i < +1$, поэтому в дальнейшем при сравнительном анализе критериев коэффициент автокорреляции рассчитывался нами методом Пирсона [9]:

$$\gamma_i = \frac{\sum_{i=1}^{n}\left(Y_i - \overline{Y}_i\right)\left(Y_{i+1} - \overline{Y}_i\right)}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\left(Y_i - \overline{Y}_i\right)^2 \cdot \sum_{i=1}^{n}\left(Y_{i+1} - \overline{Y}_i\right)^2}}. \qquad (9)$$

Этот способ, хоть и является более громоздким, гарантирует выполнение указанного условия.
Пороговый уровень Φ-критерия – односторонний, зависит от номера измерения и принятой вероятности ложного срабатывания (вероятности $\varepsilon = 5\%$ соответствует значение $K_\alpha = 1,96$):

$$\Phi_{limi} = K_\alpha \frac{1}{\sqrt{i-3}}. \qquad (10)$$

Как видно из (10), Φ-критерием можно обрабатывать данные начиная с четвертого измерения.

1.5. Кумулятивный коэффициент Байеса

В работе [10] предложена универсальная методика отсева ошибок измерений, обнаружения тренда параметров и прогнозирования развития неисправности, основанная на сочетании метода Байеса [6] с линейной динамической моделью [3]. Текущее измерение сравнивается с альтернативной моделью, в которой среднее значение изначально смещено на величину $h = k \cdot \sigma_Y$. Если прогнозируемое распределение совпадает с альтернативной моделью, то обнаружено возможное изменение технического состояния объекта.

Используемый в алгоритмах коэффициент Байеса определяется по формуле

$$H_i = \exp\left(\frac{\mathrm{sign}\left(Y_i\right) \cdot 2h\left(Y_i - \overline{Y}_i\right) - h^2}{2\sigma_Y^2}\right), \qquad (11)$$

где $\mathrm{sign}\left(Y_i\right) = \begin{cases} +1, & Y_i \ge 0; \\ -1, & Y_i < 0. \end{cases}$

Кумулятивный коэффициент Байеса определяется как произведение последовательности рассчитанных по формуле (11) коэффициентов Байеса:

$$H_i\left(k\right) = \prod_{i=1}^{n} H_i. \qquad (12)$$

Если $H_i > H_{min}$, значение считается сбойным. Тренд считается выявленным, если условие $H_i\left(k\right) > H_{min}$ выполняется $l \ge 4$ раза подряд. Этим критерием можно обрабатывать данные, начиная с первого измерения.

1.6. Критерии, основанные на методе экспоненциального сглаживания

Нами были исследованы два критерия, основанные на методе экспоненциального сглаживания – D-критерий [11] и E-критерий [12]. Эти критерии являются параметрическими, поскольку их пороговый уровень зависит от дисперсии случайной величины. D-критерий определяется по формуле

$$D_i = \beta \cdot \Delta\overline{Y}_i + \left(1-\beta\right) \cdot \Delta\overline{Y}_{i-1} > D_{lim}, \qquad (13)$$

где $\Delta\overline{Y}_i = \overline{Y}_{i+1} - \overline{Y}_i$ – разность i-й пары последовательных сглаженных значений $\overline{Y}_i$; β – коэффициент сглаживания.

E-критерий определяется по формуле

$$E_i = \left(\overline{Y}_i - \overline{Y}_i^{(2)}\right)\frac{\beta}{1-\beta} > E_{lim}, \qquad (14)$$

где $\overline{Y}_i$ – значение сглаженной выборки; $\overline{Y}_i^{(2)}$ – значение повторно сглаженной выборки.

Пороговый уровень обоих критериев – двухсторонний, зависит от принятой вероятности ложного срабатывания (вероятности $\varepsilon = 5\%$ соответствует значение $K_\alpha = 1,96$) и выборочной дисперсии сглаженной выборки $\sigma_{\overline{Y}}$:

$$D_{lim} = E_{lim} = \pm K_\alpha \sigma_{\overline{Y}}. \qquad (15)$$

Данный критерий может обрабатывать данные начиная со второго измерения.

1.7. Модифицированный r'-критерий

Данный критерий, связанный с r-критерием Хальда-Аббе (разд. 1.2), был разработан с целью возможности сведения распределения случайной величины к нормальному [6]:

$$r_i' = \frac{1}{2}\ln\frac{2-r_i}{r_i} < r_{lim}'. \qquad (16)$$

Пороговый уровень определяется толерантным коэффициентом K_α и среднеквадратическим отклонением случайной величины $\sigma_{r'}$:

$$r'_{lim} = K_\alpha \sigma_{r'} = K_\alpha \frac{1}{\sqrt{i-3}}. \qquad (17)$$

Как видно из (16), область определения модифицированного r'-критерия определяется условием $r_i > 2$. Пороговый уровень r-критерия (4) достигает значения $r_{lim} = 2$ лишь при $i = 10^{14}$ измерений, поэтому для реальных объемов выборок при $r \geq 2$ тренд отсутствует.

2. Методика сравнительного исследования критериев

2.1. Имитация исходных данных

В качестве основной характеристики критериев рассматривалось запаздывание обнаружения тренда. Этот параметр рассматривался как случайная величина, поэтому для ее анализа требовалось получить достаточное количество статистических данных.

Для корректности сравнения эффективности критериев необходимо выполнение двух условий. Во-первых, результат сравнения должен быть получен при обработке одинакового количества выборок, содержащих тренд со сходными показателями. Во-вторых, необходимо обеспечить одинаковый уровень вероятности ложных срабатываний критериев в условиях отсутствия тренда.

С целью получения достаточного количества статистических данных использовалось имитационное моделирование. Исходная выборка представляла собой линейный тренд с постоянным заданным значением темпа тренда a, которому предшествовал прямой участок с постоянной продолжительностью t_0 (рис. 1).

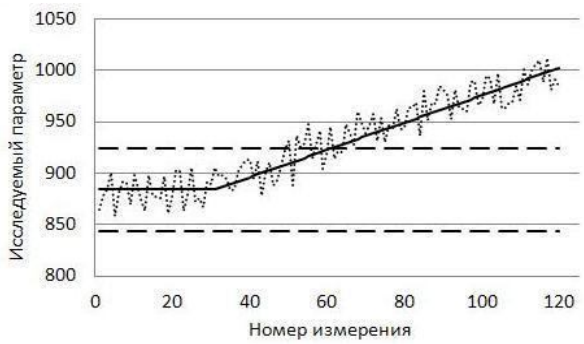


Рис. 1. Имитация тренда

Длина выборки $n = 150$, длина начального участка $t_0 = 30$, длина обучающего участка $n_{баз} = 15$ измерений. Дальнейшее увеличение длины выборки, с одной стороны, невозможно по причине ограниченных возможностей используемого программного обеспечения, а с другой стороны – бессмысленно, поскольку при $n > 100$ длина выборки практически не влияет на результат (рис. 2).

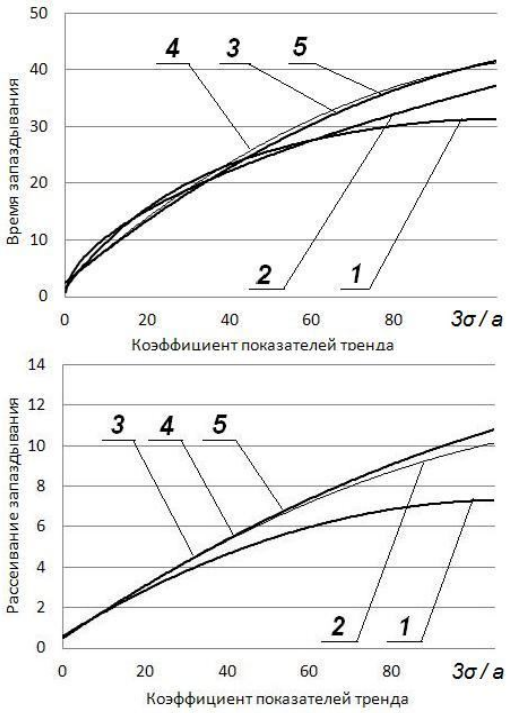


Рис. 2. Влияние размера выборки на результат исследования интегрального S-критерия:
$1 - n = 60$; $2 - n = 80$; $3 - n = 100$;
$4 - n = 120$; $5 - n = 150$

При исследовании каждого из критериев было выполнено $n_{итер} = 250$ итераций, в ходе которых одновременно генерировалось 16 выборок с различными значениями σ_Y в диапазоне 0,025…35,0 и постоянным темпом тренда a.

Для «зашумления» выборки использовался генератор случайных чисел, реализованный с помощью языка программирования Fortran 6.6.b. Встроенный генератор случайных чисел URAND имеет погрешность при «зашумлении» выборки. Погрешность постоянная, не зависит ни от σ_Y, ни от n.

Поэтому нами был определен и в дальнейшем использован коэффициент коррекции генератора случайных чисел $k_{ГСЧ} = 1,4$.

Второе условие корректности сравнения – одинаковый уровень ложных срабатываний критерия. Под ложным срабатыванием понимается ошибочное выявление тренда. С этой целью пороговые уровни всех исследуемых критериев были настроены на вероятность ошибки $\varepsilon = 5\%$. Для этого в структуру пороговых уровней были введены коэффициенты коррекции $k_{кор}$, значения которых были подобраны

на основании статистики, собранной при обработке выборок, не содержавших тренд.

2.2. Показатели эффективности критериев тренда

В работе [3] предложено сравнительное исследование эффективности критериев тренда исходя из их запаздывания.

Под запаздыванием (быстродействием) $\Delta\tau_{зап}$ следует понимать число шагов от момента начала тренда до момента его обнаружения критерием. В качестве оценки $\Delta\tau_{зап}$ использовано среднее значение времени с момента появления тренда до момента его обнаружения.

В работе [13], которая является продолжением работы [3] предложено рассматривать запаздывание обнаружения тренда как случайную величину и, кроме исследованных ранее оценок ее математического ожидания, введен еще один параметр распределения времени запаздывания – дисперсия запаздывания $\sigma_{\Delta\tau_{зап}}$. В качестве ее оценки $\sigma_{\Delta\tau_{зап}}$ использовано среднеквадратическое отклонение.

В работе [3] с использованием теории размерностей также показано, что для задачи обнаружения линейного тренда все влияющие факторы можно объединить в безразмерный комплекс $K = k \cdot \sigma_Y / a$, который в дальнейшем будем называть коэффициентом показателей тренда.

Вместо времени запаздывания можно рассматривать безразмерный комплекс, равный отношению времени запаздывания к среднему интервалу наблюдения (что в случае равных интервалов наблюдения соответствует количеству интервалов запаздывания). В данном исследовании было принято $k = 3$.

По сравнению с ранними работами авторов [3, 13] был расширен диапазон $K = 0...110$, выросло количество используемых выборок – каждая расчетная точка на рис. 11 – 16, 19, 20 получена на основании обработки $n = 250$ выборок с одинаковым значением σ_Y и a. Как отмечено в работе [13], интервал до начала тренда t_0 практически не влияет на $\Delta\tau_{зап}$ и $\sigma_{\Delta\tau_{зап}}$, поэтому в данной работе рассматриваться не будет.

2.3. Интерпретация результатов

Ложным срабатыванием критерия считается получение сигнала об обнаружении тренда на участке t_0, либо при обработке выборки без тренда, с параметром $a = 0$.

Если критерию не удалось обнаружить тренд на заданном интервале измерений $n = 120$, фиксировалось невыявление тренда.

Тренд считался выявленным лишь тогда, когда критерий превышал свой пороговый уровень более 10 раз подряд. Единичные превышения критерием порогового уровня не считались сигналами о выявлении тренда.

3.Сравнение эффективности критериев

Целью сравнения эффективности критериев был выбор наиболее эффективного критерия для дальнейшего применения в составе наземного комплекса параметрической диагностики. Помимо этого ставилась задача уточнить аналогичные результаты, изложенные в ранних работах авторов [3, 13], и исследовать новые критерии.

Критерии, использующие различные методы выявления тренда, сравнивались отдельно. Среди параметрических критериев (рис. 3) наибольшую эффективность (минимальное запаздывание при минимальном рассеивании) продемонстрировал интегральный S-критерий. Основанные на экспоненциальном сглаживании параметрические D-критерий и E-критерий существенно уступают за счет большего запаздывания и рассеивания. Это подтверждает результат, приведенный в [3].

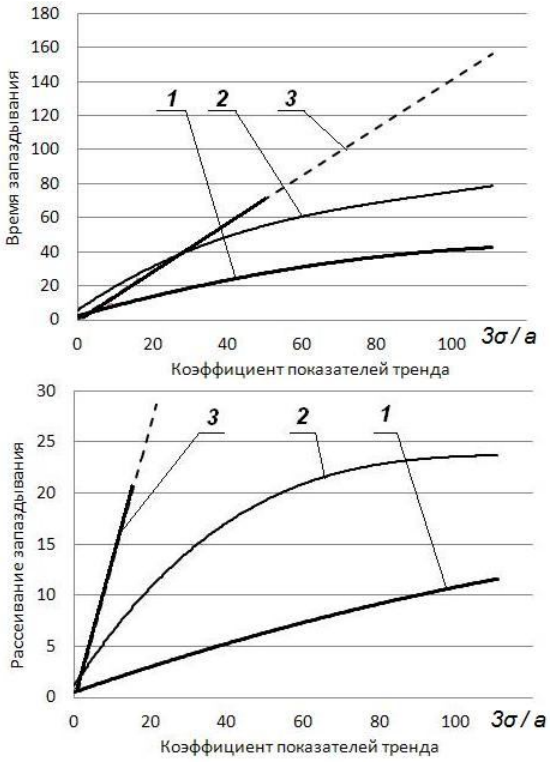


Рис. 3. Показатели эффективности параметрических критериев:
1 – интегральный S-критерий;
2 – D-критерий; 3 – E-критерий

Среди непараметрических критериев (рис. 4) наибольшую эффективность продемонстрировал критерий Стьюдента для разности пар. Модифицированный r'-критерий позволил несколько снизить рассеивание запаздывания по сравнению с r-критерием Хальда-Аббе и Φ-критерием, но само запаздывание существенно увеличилось. Коэффициент Байеса, безусловно, является эффективным способом выявления ошибок измерений и сбойных значений, но для задачи выявления трендов он малопригоден.

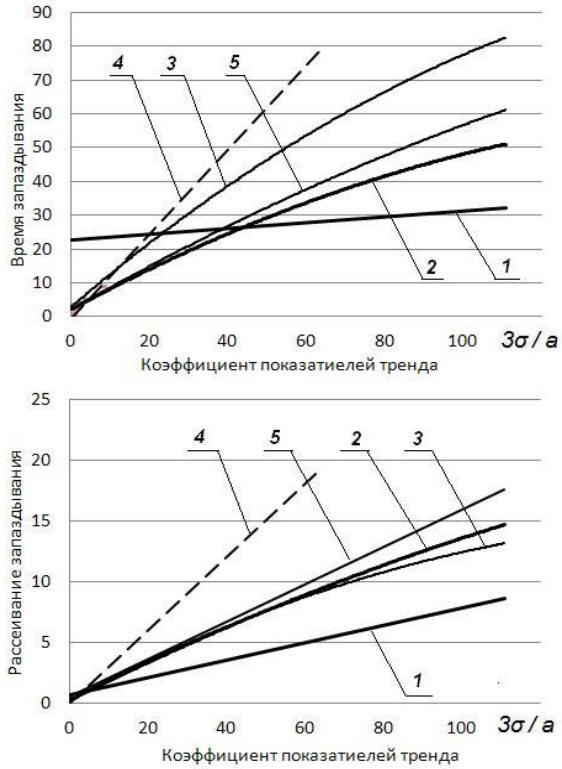


Рис. 4. Показатели эффективности непараметрических критериев:
1 – t - критерий Стьюдента для разности пар;
2 – r -критерий Хальда-Аббе;
3 – модифицированный r'-критерий;
4 – критерий Байеса; 5 – Φ -критерий

Следующим этапом исследования стало сравнение наиболее эффективных критериев параметрического интегрального S-критерия и непараметрического t-критерия Стьюдента для разности пар с Φ-критерием (рис. 5), применяющимся в действующих алгоритмах параметрической диагностики ГТД . Очевидно, что Φ-критерий [4], анализирующий постоянство временного ряда, значительно уступает в быстродействии и точности интегральному S-критерию и t-критерию Стьюдента для разности пар. t-критерий имеет меньшее по сравнением с интегральным S-критерием рассеивание запаздывания, но существенно уступает ему в быстродействии в диапазоне показателя $K = 0...50$.

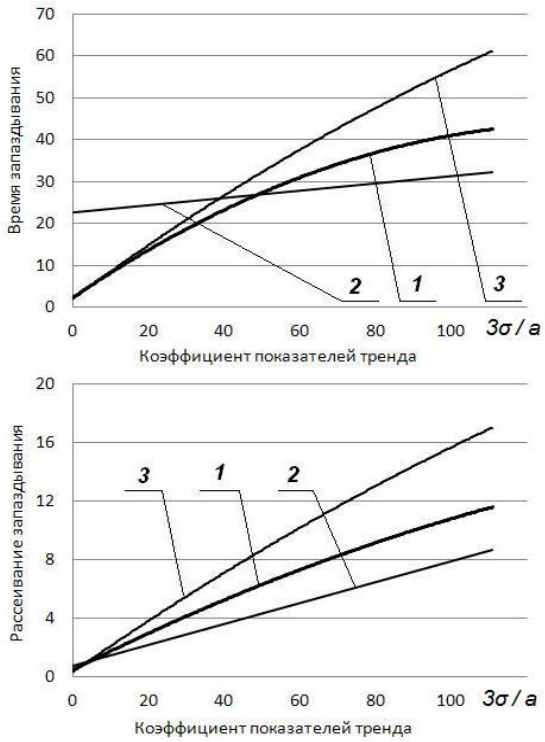


Рис. 5. Эффективность выявления тренда:
1 – интегральный S -критерий;
2 – t -критерий Стьюдента для разности пар;
3 – Φ -критерий

4. Исследование влияния сглаживания

Процедура сглаживания выборки, позволяющая снизить среднеквадратическое отклонение случайной величины, является этапом многих реализованных алгоритмов параметрической диагностики.

Ранее авторами проведена работа [14] по сравнению эффективности различных методик сглаживания: экспоненциального сглаживания [12], метода Холта [16] и метода Керенского [17].

Методы Холта и Керенского были разработаны на основе экспоненциального сглаживания с целью прогнозирования дальнейшего изменения случайной величины. Оба метода содержат сигнал Тригга, $0 < B < 1$, связывающий абсолютную и сглаженную ошибки прогноза [17]. Его значение может быть расчетным и определяться заново для каждого нового измерения (далее B-*расчетное*), а может задаваться постоянным (далее – $B = \text{const}$). С целью регулирования снижения σ_Y было изучено влияние α и B на снижение σ_Y. На рис. 6 приведен результат сравнения эффективности снижения σ_Y с помощью экспоненциального сглаживания, методов Холта и Керенского с постоянным и расчетным сигналом Тригга. Результаты получены на основании обработки выборок без тренда с $\sigma_Y = 0,035...50,0$ при постоянном значении коэффициента сглажива-

ния $\alpha = 0{,}1$. Снижение σ_Y оценивалось как

$$\bar{\sigma} = \frac{\sigma_{исх} - \sigma_{сгл}}{\sigma_{исх}} \cdot 100\% . \qquad (18)$$

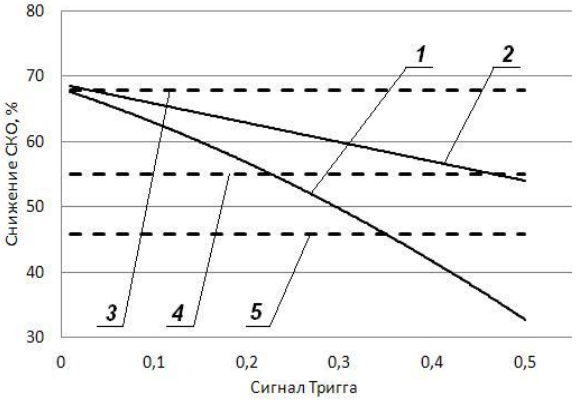


Рис. 6. Влияние сигнала Тригга B:
1 – метод Холта, B=const; 2 – метод Керенского, B=const; 3 – экспоненциальное сглаживание; 4 – метод Керенского, B-расчетное; 5 – метод Холта, B-расчетное

Аналогично было оценено влияние коэффициента сглаживания. Коэффициент снижения среднеквадратического отклонения определен как:

$$k_\sigma = \frac{\sigma_{сгл}}{\sigma_{исх}} . \qquad (19)$$

Экспоненциальное сглаживание выборки не позволило повысить эффективность критериев. При обработке сглаженных выборок параметрическим интегральный S-критерием его среднее время запаздывания $\Delta\tau_{зап}$ и рассеивание запаздывания $\sigma_{\Delta\tau}$ увеличились (рис. 7). Уровень ложных срабатываний не превысил установленный предел $\varepsilon = 5\%$.

Непараметрические t-критерий Стьюдента и Φ-критерий непригодны для обработки сглаженной выборки из-за высокой склонности к ложным срабатываниям. Сглаживание методом Холта также приводит к снижению показателей эффективности интегрального S-критерия (рис. 8). При этом, учет ошибки прогноза позволяет повысить быстродействие и снизить рассеивание по сравнению с простым экспоненциальным сглаживанием.

Сглаживание методом Керенского (рис. 9) позволяет увеличить быстродействие интегрального S-критерия при $B > 0{,}6$, правда, ценой увеличения рассеивания примерно в 1,5 раза. Сглаживание при $B < 0{,}3$ приводит к снижению обоих показателей эффективности критерия. Использование расчетного B увеличивает рассеивание $\sigma_{\Delta\tau_{зап}}$, а быстродействие сопоставимо с результатом обработки несглаженной выборки.

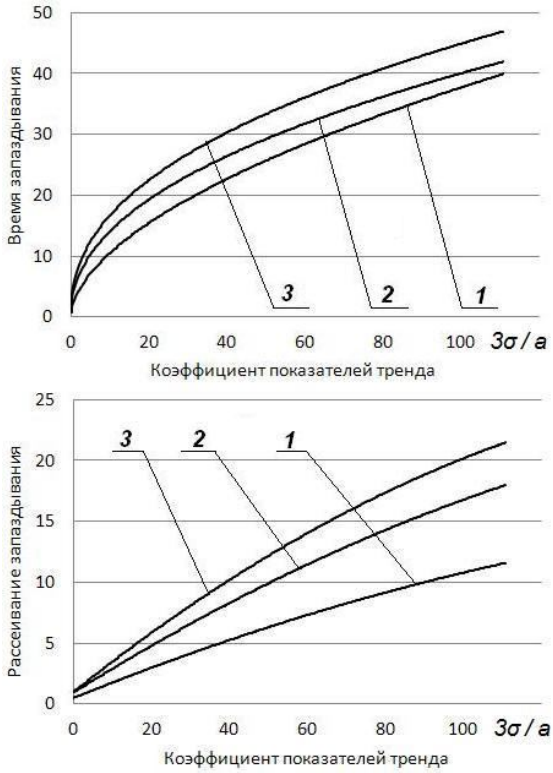


Рис. 7. Влияние экспоненциального сглаживания на свойства интегрального S-критерия:
$1 - \alpha = 1{,}0$; $2 - \alpha = 0{,}2$; $3 - \alpha = 0{,}1$

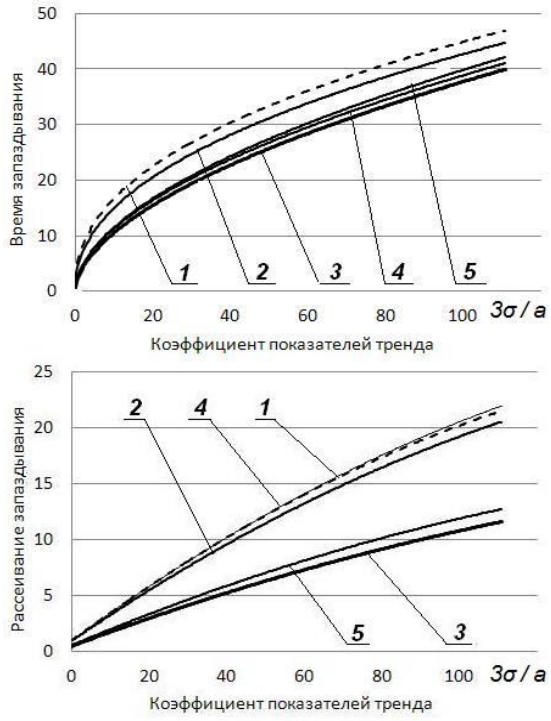


Рис. 8. Влияние сглаживания методом Холта на эффективность интегрального S-критерия:
1 – экспоненциальное сглаживание;
2 – метод Холта, $B = 0{,}1$; 3 – несглаженная выборка;
4 – метод Холта, B-расчетное;
5 – метод Холта, $B = 0{,}7$

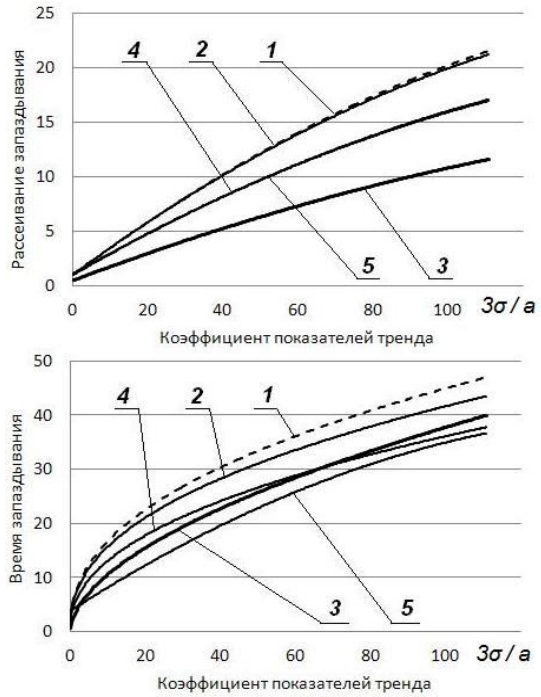


Рис. 9. Влияние сглаживания методом Керенского на эффективность интегрального S -критерия: 1 – экспоненциальное сглаживание; 2 – метод Керенского, B = 0,1; 3 – несглаженная выборка; 4 – метод Керенского, B -расчетное; 5 – метод Керенского, B = 0,7

Заключение

Исследованы статистические свойства критериев тренда с целью выбора из них наиболее эффективных для последующего применения в алгоритмах параметрической диагностики.

Для оценки эффективности критериев разработана методика, основанная на имитационном моделировании. Наилучшие результаты продемонстрировали параметрический интегральный S -критерий, непараметрический t -критерий Стьюдента и Ф -критерий смешанного типа.

Изучено влияние разных способов сглаживания на эффективность критериев тренда. Исследовано влияние параметров сглаживания на снижение среднеквадратического отклонения выборки. Рассмотренные методы эффективно решают задачу снижения «зашумленности» выборки, но повысить эффективность критериев тренда они, к сожалению, не могут.

Дальнейшие исследования будут направлены на изучение робастности критериев, их устойчивости к сбойным значениям и ошибочному заданию априорной информации об объекте исследования. Это позволит рекомендовать тот или иной критерий для дальнейшего применения в составе алгоритма параметрической диагностики.

Литература

1. Барзилович, Е.Ю. Эксплуатация ГТД по состоянию [Текст]: моногр. / Е.Ю. Барзилович, В.Ф. Воскобоев. – М.: Транспорт, 1981. – 197 с.

2. Технология эксплуатации, диагностики и ремонта газотурбинных двигателей [Текст]: учеб. пособие / Ю.С. Елисеев, В.В. Крымов, К.А. Малиновский, В.Г. Попов. – М.: Высш. шк., 2002. – 355 с.

3. Синтез систем управления и диагностики газотурбинных двигателей [Текст]: монография / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.

4. Егоров, И.В. Информационные технологии в диагностике технического состояния ГТД [Текст]: моногр. / И.В. Егоров, В.А. Карасев, В.А. Скибин. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. – 368 с.

5. Болышев, Л.Н. Таблицы математической статистики [Текст] / Л.Н. Болышев, Н.В. Смирнов. – М.: Статистика, 1968. – 416 с.

6. Закс, Л. Статистическое оценивание [Текст]: моногр., пер. с нем. / Л. Закс. – М.: Статистика, 1976. – 598 с.

7. Максимов, В.П. Измерение, обработка и анализ быстропеременных процессов в машинах [Текст]: монография / В.П. Максимов, И.В. Егоров, В.А. Карасев. – М.: Машиностроение, 1987. – 208 с.

8. Тьюки, Дж. Анализ результатов наблюдений [Текст]: моногр., пер. с англ. / Дж. Тьюки. – М.: Мир, 1981. – 693 с.

9. Бокс, Дж. Анализ временных рядов. Прогноз и управление [Текст]: монография, пер. с англ. / Дж. Бокс, Г. Дженкинс. – М. Мир, 1974. – 406 с.

10. Lipowsky, H. Application of Bayesian Forecasting to change detection and prognosis of gas turbine performance [Text] / H. Lipowsky, S. Staudacher // Proceeding of ASME Turbo Expo. – 2009, GT2009-59447, Orlando, Florida, USA, June 8-12, 2009.

11. Мокроус, М.Ф. Применение методов диагностической обработки и анализа термогазодинамических параметров при стендовых испытаниях авиационных ГТД [Текст] / М.Ф. Мокроус // Испытания авиационных ГТД: сб. науч. тр. Уфимского авиационного института. – Уфа, 1977. – Вып. 5. – С. 29 – 34.

12. Чуев, Ю.В. Прогнозирование количественных характеристик процессов [Текст]: моногр. / Ю.В. Чуев, Ю.Б. Михайлов, В.И. Кузьмин. – М.: Сов. радио, 1975. – 400 с.

13. Епифанов, С.В. Сравнительное исследование эффективности критериев тренда параметров рабочего процесса ГТД [Текст] / С.В. Епифанов, Б.А. Щербань // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 9 (76). – С.185 – 189.

14. Совершенствование методики подготовки исходных данных для алгоритма параметрической диагностики [Текст] / С.В. Епифанов, Б.А. Щербань, Н.Д. Багаутдинов, Ю.В. Черкасов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 7 (84) . – С. 218 – 224.

15. Хальд, А. Математическая статистика с техническими приложениями [Текст]: моногр., пер. с англ. / А. Хальд. – М.: Изд-во иностр. лит-ры, 1956. – 664 с.

16. Holt, C.C. Forecasting seasonals and by exponentially weighted mowing averages [Text] / C.C. Holt // Naval Research Memorandum. – 1957. – № 52.

17. Керенский, А.М. О текущем предупредительном контроле процесса на базе экспоненциального сглаживания [Текст] / А.М. Керенский // Вестник СГАУ им. С.П. Королева. – 2009. – Вып. 3. – С. 227 – 230.

18. Миргород, В.Ф. Применение методов трендового анализа в задачах диагностики авиационных двигателей [Текст] / В.Ф. Миргород // Основные результаты научно-технической деятельности: сб. науч. работ. – Одесса: ОАО «Элемент», 2008. – С. 218 – 226.

19. Миргород, В.Ф. Разработка предложений по трендовому контролю турбовального двигателя [Текст] / В.Ф. Миргород, Г.С. Радченко, В.М. Грудинкин // Основные результаты научно-технической деятельности: сб. науч. работ. – Одесса: ОАО «Элемент», 2008. – С. 227 – 241.

20. Миргород, В.Ф. Применение диагностических моделей и методов трендового анализа для оценки технического состояния газотурбинных двигателей [Текст] / В.Ф. Миргород, Г.С. Радченко // Основные результаты научно-технической деятельности: сб. науч. работ. – Одесса: ОАО «Элемент», 2008. – С. 182 – 184.

Поступила в редакцию 15.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.И. Кузнецов, НИИЭМ НАН Украины, Харьков, Украина.

ВИБІР ЕФЕКТИВНИХ КРИТЕРІЇВ ТРЕНДУ ДЛЯ ЗАСТОСУВАННЯ В АЛГОРИТМІ ПАРАМЕТРИЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ

С.В. Єпіфанов, Б.О. Щербань, Ю.В. Черкасов

Аналіз трендів діагностичних ознак двигунів дозволяє виявити несправності на ранній стадії. Для організації алгоритмічного тренд-аналізу необхідно виконати дослідження альтернативних критеріїв та обрати найбільш ефективні з них. У якості показнику ефективності розглядається запізнювання виявлення тренду при однаковій для всіх критеріїв ймовірності помилкових рішень. За допомогою імітаційного моделювання виконано порівняльний аналіз найбільш поширених критеріїв тренду. Вивчено вплив різних методів згладжування на їхню ефективність. Обрано найбільш ефективні критерії для подальшого застосування в алгоритмах параметричної діагностики газотурбінних двигунів.

Ключові слова: газотурбінний двигун, параметрична діагностика, експлуатація за технічним станом, тренд-аналіз, критерії тренду, імітаційне моделювання, згладжування.

EFFECTIVE TREND CRITERIA SELECTION FOR APPLICATION IN PARAMETRIC DIAGNOSTIC ALGORITHM

S.V. Yepifanov, B.A. Scherban, Y.V. Cherkasov

Trend analysis of systems and engine components diagnostic features can detect faults at an early stage. Alternative criteria are analyzed to select the most effective ones for use in algorithmic trend analysis. Trend detection retention is considered as the trend criterion efficiency factor. Comparative analysis of the commonly used criteria has been done using simulation. Effect of different smoothing methods is also analyzed, and the most effective criteria for future use in diagnostic algorithms for gas turbine engines parametric diagnostics are recommended.

Key words: gas turbine engine, the parametric diagnostics, maintenance, trend analysis, trend criteria, simulation modeling, smoothing.

Епифанов Сергей Валерьевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции авиационных двигателей и энергоустановок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Щербань Богдан Александрович – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей и энергоустановок факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bogdanscherban@mail.ru.

Черкасов Юрий Владимирович – начальник отдела регулирования электрооборудования ГП «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро им. академика А.Г. Ивченко «Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: progress@ivchenko-progress.com.

УДК 681.518.54

В.Ф. МИРГОРОД[1], И.М. ГВОЗДЕВА[2]

[1]*АО «Элемент», Одесса, Украина*
[2]*Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина*

МНОГОМЕРНЫЙ ТРЕНДОВЫЙ АНАЛИЗ ВРЕМЕННЫХ РЯДОВ В ЗАДАЧАХ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ

В работе предлагается подход к многомерному трендовому анализу параметров регистрации силовых и энергетических установок в их длительной эксплуатации. Такой анализ основан на формировании многомерных массивов данных в виде диагностических параллелепипедов, грани которых являются траекторными матрицами различной размерности. Для указанных многомерных массивов решается задача на собственные числа и собственные векторы соответствующих корреляционных массивов, что позволяет использовать известные алгоритмы методов главных компонент и факторного анализа. Разработано и реализовано программно-алгоритмическое обеспечение для предлагаемого подхода. Решены прикладные задачи оценки технического состояния ряда силовых установок в их длительной эксплуатации.

Ключевые слова: *техническая диагностика, статистическая модель, техническое состояние, трендовый анализ.*

Введение

Проблемным вопросом совершенствования систем технической диагностики (СТД) является повышение надежности статистических выводов о техническом состоянии диагностируемых объектов на основе использования и развития методов трендового анализа временных рядов, образуемых регистрируемыми параметрами.

Задача выделения трендов в указанных временных рядах, установления их закономерностей и прогноза развития имеет важное научно-прикладное значение, в частности, применительно к СТД силовых и энергетических установок на основе газотурбинных двигателей (ГТД) как общепромышленного, так и авиационного назначения.

1. Постановка проблемы и цель исследования

Известные и применяемые методы выделения и аппроксимации трендов (линейный и полиномиальный, МНК, SSA, “гусеница – катарпиллар” [1 – 4, 8, 9]) позволяют получить трендовую компоненту с заданными допущениями, однако по своему принципу являются скалярными. Методы многомерного трендового анализа в настоящее время разработаны еще недостаточно, и известные работы ограничиваются рассмотрением лишь двумерных выборок [7]. поэтому развитие методов многомерного трендового анализа имеет теоретическую значимость и важность для прикладного использования.

Целью настоящей работы является разработка подхода к многомерному трендовому анализу временных рядов параметров регистрации технического состояния ГТД в его жизненном цикле на основе формирования и исследования свойств многомерных массивов – диагностических параллелепипедов (ДП).

2. Основные результаты исследований

Исследуемые многомерные временные ряды имеют вид матрицы регистрируемых параметров

$$A = \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & x_3 & .... & x_N \\ y_1 & y_2 & y_3 & ..... & y_N \\ & & ..... & & \\ z_1 & z_2 & z_3 & ..... & z_N \end{bmatrix},$$

где $x_k = x(t_k)$, $y_k = y(t_k)$,....., $z_k = z(t_k)$ – регистрируемые параметры, либо результат их некоторого преобразования, в известные заранее моменты времени t_k, не обязательно равноотстоящие (авиационные ГТД).

Центральной идеей анализа многомерной совокупности признаков является формирование на их основе многомерного массива данных – диагностического параллелепипеда в виде

© В.Ф. Миргород, И.М. Гвоздева

$$A = \begin{matrix} x_1\ x_2\ x_3 \dots x_n \\ \cdot\ \ x_2\ x_3\ x_4 \dots x_{n+1} \\ \cdot\ \ \dots \\ \cdot\ \ x_k\ x_{k+1}\ x_{k+2} \dots x_{k+n} \end{matrix}$$

$$\begin{matrix} y_1\ y_2\ y_3 \dots y_n \\ \cdot\ \ y_2\ y_3\ y_4 \dots y_{n+1} \\ \cdot\ \ \dots \\ \cdot\ \ y_k\ y_{k+1}\ y_{k+2} \dots y_{k+n} \end{matrix}$$

$$\begin{matrix} z_1\ z_2\ z_3 \dots z_n \\ z_2\ z_3\ z_4 \dots z_{n+1} \\ \dots \\ z_k\ z_{k+1}\ z_{k+2} \dots z_{k+n} \end{matrix}$$

с которым ассоциируются оси $\vec{i}$, $\vec{j}$, $\vec{k}$.

Ось $\vec{i}$ характеризует глубину анализа, ось $\vec{j}$ – лаг (окно) анализа, ось $\vec{k}$ – признаки анализа. Многомерный массив *A* в виде ДП размерности $n \times m \times k$ может быть подвержен раздельному анализу по каждой из матриц (двумерному массиву), его составляющих. Такой анализ по оси $\vec{j}$ приводит к методу главных компонент (МГК) [1] и позволяет построить плоскости ГК [3]. Анализ по оси $\vec{k}$ приводит к методу факторного анализа (МФА) [1] и позволяет установить общие факторные компоненты. Раздельный анализ ДП по оси $\vec{j}$ является новой модификацией МФА и позволяет установить изменение факторных компонент на интервале анализа.

Раздельный анализ матриц ДП является важным инструментом установления закономерностей временных рядов, однако не позволяет установить их общие свойства.

Вдоль оси $\vec{j}$ ДП можно представить следующим образом: $A_j = \mathrm{col}(XY...Z)$.

Образуем корреляционные матрицы

$$A_j A_j^T \ \text{и}\ A_j^T A_j,$$

где

$$\dim A_j^T A_j = (k \times m) \times (k \times m),$$

$$\dim A_j^T A_j = n \times n.$$

Собственные числа указанных матриц одинаковы [5]. Структура таких матриц имеет вид:

$$A_j A_j^T = \begin{bmatrix} XX^T\ XY^T \dots XZ^T \\ YX^T\ YY^T \dots YZ^T \\ \dots \\ ZX^T\ ZY^T \dots ZZ^T \end{bmatrix}; \qquad (1)$$

$$A_j^T A_j = \left[X^T X + Y^T Y + \dots + Z^T Z \right]. \qquad (2)$$

В качестве СМ порождения данных примем следующую модель совокупности трендовой, циклической и помеховой (шумовой)

$$\vec{x}_k = \vec{x}_{tr} + \vec{x}_{cicle} + \vec{x}_{noise}.$$

Решая для (1) и (2) задачу на собственные значения и собственные вектора получаем лаговый вариант МГК. Если в исходных данных имеется тренд признаков и он ассоциируется с максимальным собственным значением (1), (2), то первая главная компонента (ГК) полностью определяет изменение указанного тренда по всем признакам. Тренды по всем признакам подобны первой ГК с масштабными коэффициентами (коэффициентами влияния), относительные значения которых указывают на степень проявления тренда в соответствующем признаке. Диагностический портрет составляет куб первых ГК.

Задача на собственные значения имеет вид

$$A_j A_j^T \vec{u}_i = \sigma_i \vec{u}_i, \qquad (3)$$

где столбцы $\vec{u}_i$ образуют матрицу из ортогональных векторов матрицы автокорреляций $A_j A_j^T$.

Из (3) следует [1, 5] матрица главных компонент ДП

$$F = U^T A_j \qquad (4)$$

упорядоченная по собственным числам матрицы автокорреляций $A_j A_j^T$.

Рассмотрим задачу разложения любой из строк A_j по главным компонентам (4)

$$\vec{x}_s = \sum_{i=1}^{k} b_{si} \vec{f}_i, \qquad (5)$$

где $s = 1, k$, b_{si} – коэффициенты влияния, определяемые решением переопределенной $(n > k)$ системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ)

$$F^T b_s = \vec{x}_s. \qquad (6)$$

Решение СЛАУ (6) может быть найдено с использованием псевдообратной матрицы Мура-Пенроуза [5]

$$\vec{b}_s^T = (FF^T)^{-1} F \vec{x}_s^T. \qquad (7)$$

Такое решение одновременно минимизирует норму ошибки аппроксимации $\left\| F^T \vec{b}_s - \vec{x}_s \right\|$ для любой заданной строки (1) и длину искомого вектора $\vec{b}_s$, поэтому является оптимальным по критерию наименьших квадратов [5].

Так как

$$(FF^T) = \mathrm{diag}\{\lambda_i\},\ \ i = 1, k,$$

то из (7) следует соотношение для определения оптимальных в указанном смысле коэффициентов влияния

$$b_{sj} = \vec{x}_s \vec{f}_j^{\,t} / (\vec{f}_j \vec{f}_j^{\,T}) = \lambda_j^{-1} \vec{x}_s \vec{f}_j^{\,T}, \qquad (8)$$

где $\vec{f}_j$ – строки матрицы главных компонент.

Пусть, для определенности, собственное число $\lambda_1 = \lambda_{max}$ соответствует компоненте с максимальной дисперсией, которая в исходной выборке является трендовой. Тогда согласно (8) получаем

$$\vec{x}_{tr,s} = b_{s1} \vec{f}_1, \qquad (9)$$

где $b_{s1} = \lambda_{max}^{-1} \vec{x}_s \vec{f}_i^{\,T}$

Циклическим (сезонным) компонентам соответствует пара сингулярных чисел траекторной матрицы, близким по величине и с последовательными номерами λ_i, λ_{i+1}.

Поэтому

$$\vec{x}_{noise,s} = b_{s,i} \vec{f}_i + b_{s,i+1} \vec{f}_{i+1}. \qquad (10)$$

После выделения трендовой (9) и циклической (10) компонент целесообразно установить статистические свойства остатка $\vec{x}_{noise}$. Если остаточный временной ряд удовлетворяет критерию χ^2, то разделение в СМ порождения данных выполнено корректно.

Для оценки эффективности предлагаемого подхода выполнен анализ баз данных регистрации технического состояния маршевой двигательной установки (МДУ) с двухвальным двигателем и газоперекачивающего агрегата (ГПА) на основе ГТД в их длительной эксплуатации. В соответствии с изложенным в [6] подходом, анализу подвергались ДП, образованные из отклонений параметров регистрации от полиномиальных регрессионных моделей. Программно-алгоритмическое обеспечение анализа ДП для указанных примеров выполнено в среде MATLAB и позволило установить закономерности изменения технического состояния исследуемых объектов. Результаты анализа ДП иллюстрируют рис. 1 и 2, на которых представлены кубы главных компонент ДП для маршевой двигательной установки, и газоперекачивающего агрегата соответственно.

Многомерный трендовый анализ позволил установить последовательную деградацию компрессора высокого давления (ВД) МДУ. Такая деградация привела к излому тренда и последующему развитию аварийной ситуации (см. рис. 1). Для ГПА тренд деградации не выявлен, как это видно на рис.2, превалируют сезонные компоненты.

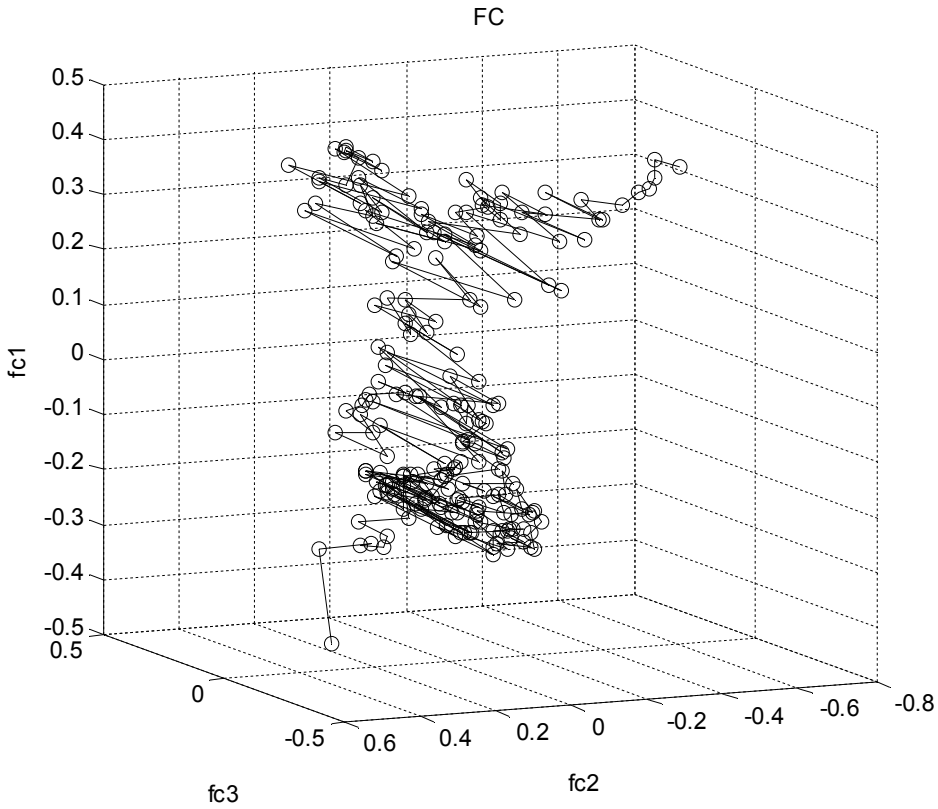


Рис. 1. Куб главных компонент ДП МДУ

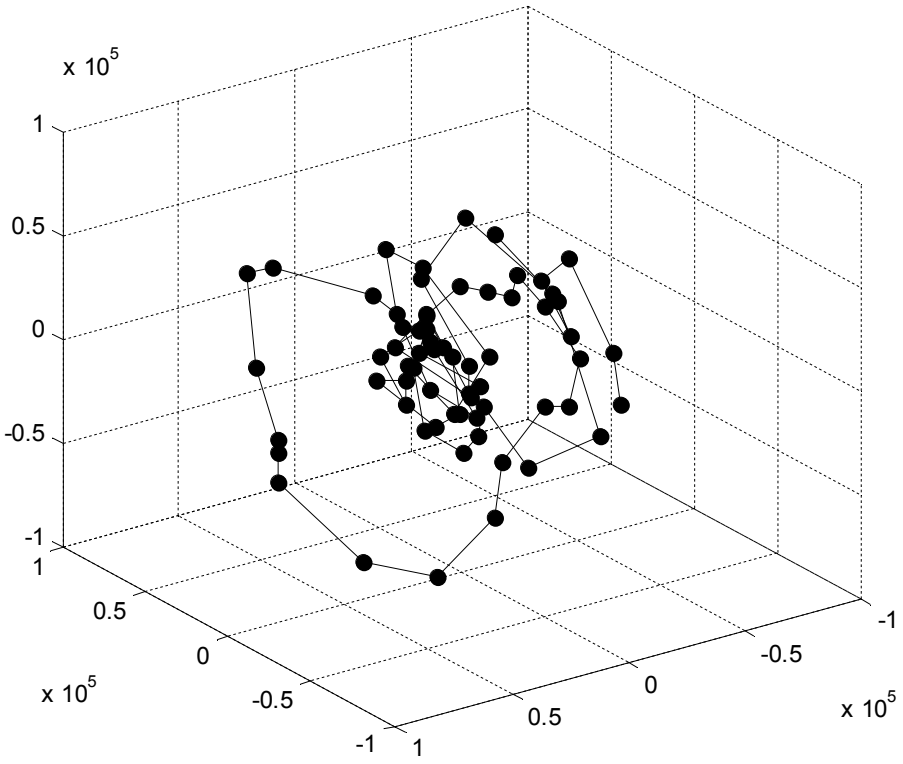


Рис. 2. Куб главных компонент ДП ГПА

Заключение

Переход от одномерного (скалярного) трендового анализа к многомерному анализу позволяет расширить признаковое пространство принятия решений и, тем самым, повысить надежность диагностических выводов. Такой переход возможен на основе формирования многомерных массивов из данных регистрации технического состояния – диагностических параллелепипедов. Разложение диагностических параллелепипедов по сингулярным числам позволяет установить закономерности развития совместных трендов и закономерности влияния скрытых факторных компонент.

Перспективы дальнейших исследований заключаются в разработке методов прогноза развития трендов на основе анализа диагностических параллелепипедов, образованных из многомерных временных рядов.

Литература

1. Айвазян, С.А. Прикладная статистика. Классификация и снижение размерности [Текст] / В.М. Бухштабер, И.С. Енюков, Л.Д. Мешалкин. – М.: Финансы и статистика, 1989. – 607 с.

2. Бендат, Дж. Прикладной анализ случайных данных [Текст] / Дж. Бендат, А. Пирсон – М.: Мир, 1989. – 285 с.

3. Главные компоненты временных рядов: метод "Гусеница"[Текст] / Под ред. Д.Л. Данилова, А.А. Жиглявского. – СПб: Санкт-Петербургский ун-т, 1997. – 566 с.

4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей [Текст] / С.В. Епифанов, В.И. Кузнецов, И.И. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.

5. Марпл, мл. С.Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения [Текст] / С.Л. Марпл мл. – М.: Мир, 1990. – 584 с.

6. Миргород, В.Ф. Применение диагностических моделей и методов трендового анализа для оценки технического состояния газотурбинных двигателей [Текст] / В.Ф. Миргород, Г.С. Ранченко, В.М. Кравченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 9 (56). – С. 192 –197.

7. Миргород, В.Ф. Двумерная форма сингулярного анализа временных рядов параметров регистрации газотурбинных двигателей [Текст] / В.Ф. Миргород, Н.Д. Багаутдинов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 7/74. – С. 159 – 163.

8. Elsner, I.B. Singular Spectrum Analysis: A New Tool in Time Series Analysis [Text] / I.B. Elsner, A.A. Tsonis. – New York, London: Plenum Press, 1996. – 164 p.

9. Perron, P. Trend and Random Walks in Macroeconomic Time Series: Furter Evidence from a New Approach [Text] / P. Perron // Journal of Economic Dynamic and Control. – No.12. – P. 297 – 332.

10. Миргород, В.Ф. Сравнительный анализ методов диагностирования технического состояния двигателя газотурбинного привода по данным регистрации [Текст]/ В.Ф. Миргород, Г.С. Ранченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 2 (28). – С. 70 – 74.

Поступила в редакцию 28.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.Г. Антощук, Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина.

БАГАТОВИМІРНИЙ ТРЕНДОВИЙ АНАЛІЗ ЧАСОВИХ РЯДІВ В ЗАДАЧАХ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева

У роботі пропонується підхід до багатомірного трендового аналізу параметрів реєстрації силових і енергетичних установок у їхній тривалій експлуатації. Такий аналіз заснований на формуванні багатомірних масивів даних у вигляді діагностичних паралелепіпедів, грані яких є траєкторними матрицями різної розмірності. Для зазначених багатомірних масивів вирішується задача на власні числа й власні вектори відповідних кореляційних масивів, що дозволяє використовувати відомі алгоритми методів головних компонентів і факторного аналізу. Розроблено й реалізоване програмно-алгоритмічне забезпечення для пропонованого підходу. Вирішено прикладні задачі оцінки технічного стану ряду силових установок у їхній тривалій експлуатації

Ключові слова: діагностика, статистична модель, технічний стан, трендовий контроль.

MULTIDIMENSIONAL TREND ANALYSIS OF TEMPORARY SERIES IN THE TASKS OF EVALUATION OF TECHNICAL CONDSTION

V.F. Mirgorod, I.M. Gvozdeva

The improvement of known and creation of new mathematical models of processes of control and check of parameters of difficult nonlinear multimode objects is offered in the paper. By linearizing in a neighborhood of operating point the linear mathematical model of state space, that is the model of approximate dynamics in deviations, is obtained. It is suggested to create the mathematical model of process of control and check of parameters of investigated object as the model of dynamic deviations from a moving operating point on its static characteristic. The obtained mathematical model has a form of servosystem with the astatism of first-order in relation to the set of static characteristics.

Key words: diagnostics, statistical mode, technical state, trend control.

Миргород Владимир Федорович – кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

Гвоздева Ирина Маратовна – доктор технических наук, ведущий научный сотрудник Одесского национального политехнического университета, Одесса, Украина, e-mail:onophenko@mail.ru.

УДК (004.4’236:004.424.2):629.78.064.018

Ю.А. КУЗНЕЦОВА, И.Б. ТУРКИН

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

ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ТРАССЫ УПРАВЛЯЮЩЕГО АЛГОРИТМА В СИСТЕМАХ АВТОМАТИЗАЦИИ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Показано, что на современном этапе развития авиационной техники требуются новые подходы к разработке программного обеспечения, реализующего управляющий алгоритм испытаний авиационных двигателей, которые повысят наглядность программного обеспечения, обеспечат снижение трудоёмкости процессов тестирования и отладки управляющих алгоритмов, а также возможность их дальнейшей модификации и редактирования без привлечения высокооплачиваемых квалифицированных программистов. Предложена формальная модель трассы управляющего алгоритма, а также метод её визуализации, в основе которого лежит концепция недоопределенности и потоковых вычислений на моделях с недоопределенными значениями.

Ключевые слова: *авиационные двигатели, автоматизация испытаний, управляющий алгоритм реального времени, визуализация, графовые модели, программирование в ограничениях.*

Введение

Современные авиационные двигатели являются наиболее дорогостоящими, энергоёмкими и высоконагруженными элементами самолёта, которые для обеспечения высоких экономических показателей работают в условиях повышенных тепловых и силовых нагрузок, что требует особого внимания к обеспечению надёжности двигателя в полёте.

В конструкции современных двигателей предусмотрено наличие совершенных и развитых систем встроенного контроля, обнаружения и распознавания неисправностей в полёте и при техническом обслуживании. Эти системы собирают информацию о работе двигателей в полёте, регистрируют её и в случае необходимости выдают информацию о неисправностях на индикаторы мониторов пилотов и в виде распечаток на принтер.

В эксплуатационной практике наибольшее развитие находят системы, предусматривающие использование бортовых средств контроля и накопления информации о техническом состоянии двигателя, которые позволяют проводить оценку исправности, работоспособности, правильности функционирования и поиск неисправности до съёмного узла [1, 2]. Основными используемыми в настоящее время методами обеспечения качества и глубины диагностирования таких систем являются тестирование и отладка управляющих алгоритмов реального времени (УА РВ), которые не могут гарантировать отсутствия ошибок. При этом, в связи с необходимостью отработки взаимодействия с бортовой аппаратурой (БА) при всех возможных ситуациях на борту самолёта (в т.ч. нештатных), их трудоёмкость является наибольшей среди этапов жизненного цикла (ЖЦ) программного обеспечения (ПО) испытаний и составляет, по экспертным оценкам, около 57% общей трудоёмкости [3]. Учитывая сжатые сроки, необходимы более эффективные подходы и средства к разработке ПО, реализующего УА испытаний авиационных двигателей (АД).

Одним из таких подходов является визуализация УА ПО, наглядно представляющая оператору и разработчику летательного аппарата (самолёта) последовательность и содержание режимов и проверок, предусмотренных документацией, для определения оптимального (по продолжительности и глубине проверок) алгоритма испытаний АД.

1. Анализ исследований и публикаций

Анализ систем автоматизации испытаний АД. Одним из важных этапов процесса создания авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) является проведение их испытаний на стендах опытно-конструкторского бюро, завода изготовителя, а также контроля в процессе эксплуатации. Автоматизация испытаний АД позволяют сократить время испытаний на 25…35%, снизить время обработки результатов в 2…2,5 раза, повысить информативность и объективность контроля на 25…30%, уменьшить численность обслуживающего персонала и экономить электроэнергию и топливо [4, 5].

Автоматизация испытаний является одним из важнейших факторов, позволяющих повысить качество проведения испытаний и достоверность получаемых результатов [6]. Кроме того, автоматизация позволяет сократить время на проведение испытаний и многократно увеличить производительность.

© Ю.А. Кузнецова, И.Б. Туркин

Применение автоматизированных систем контроля испытаний (АСКИ) наиболее целесообразно при контроле во время газовой наработки ГТД [7]. Это обусловлено, в первую очередь, тем, что:

1) именно в этих работах определяются значения основных показателей работы двигателя;

2) необходимо минимизировать газовую наработку (без ухудшения качества испытания) для снижения расхода топлива и для уменьшения выброса отходов горения топлива в атмосферу;

3) необходимо снизить влияние субъективного фактора для повышения объективности результатов испытания.

В отличие от автоматических систем автоматизированные системы в своем составе предполагают функционирование человека. Для эффективной работы людей все оперативные данные, характеризующие работу изделия, должны быть представлены в удобном наглядном виде [8].

Помимо эффективного представления оперативных данных также в удобном виде должны быть выведены значения, отправляемые в протокол испытания. Итоговое заключение о пригодности ГТД к эксплуатации принимается на основании данных, представленных в протоколе испытания [9]. Поэтому данные, заносимые в протокол, должны быть достоверны. Достоверность обеспечивается соответствием их обработки нормативной документации. Вместе с тем достоверность данных должна быть обеспечена требуемой скоростью ввода данных [10].

В цикле работы автоматизированной системы большое количество времени занимает визуализация данных. По этой причине достичь большой скорости работы ПО сложно. Это связано со скоростью реакции человека, составляющей в среднем 0,1 с. Поэтому увеличение скорости работы цикла отображения программы свыше 10 Гц нецелесообразно из-за того, что информация, выводимая на устройства визуализации, не сможет быть воспринята пользователями. С другой стороны, чтобы обеспечить требуемую точность и достоверность отдельных параметров, необходимо иметь скорость цикла работы не ниже 130 Гц [11, 12].

Для решения этой проблемы АСКИ разбивается на две крупных подсистемы – систему сбора данных и систему визуализации. Система сбора данных работает в реальном режиме времени технологического процесса, а система визуализации – в реальном времени реакции человека, которое на порядки больше дискретности, которую необходимо поддерживать, чтобы эффективно контролировать испытание [13]. Разделение системы контроля на подсистемы сбора данных и визуализации позволяет регистрировать параметры ГТД с высокой точностью и эффективностью.

Визуализация УА. *Управляющий алгоритм* – алгоритм верхнего уровня, управляющий в реальном времени виртуальной машиной, в которой реализованы элементарные операции ввода/вывода и преобразования информации, а также выдачи в каждый заданный момент времени t_i (или на протяжении заданного промежутка времени $\Delta\tau$) корректного управляющего воздействия.

Известно достаточно много графических представлений управляющих алгоритмов, таких как блок-схемы, временные диаграммы, диаграммы состояний и переходов, деятельности и т.д. Тем не менее, *универсальным средством представления управляющих алгоритмов являются графы* [14]. Поэтому методы визуализации графовых структур представляют собой теоретическую основу методов визуализации управляющих алгоритмов.

Чтобы повысить наглядность изображения графа принято руководствоваться *эстетическими критериями*: минимизация количества пересечений и сгибов рёбер; минимизация количества наложений рёбер и вершин и области размещения; максимизация разрешения; минимизация общей длины рёбер; минимизация длины ребра; унификация длин рёбер; минимизация сгибов на ребре; унификация сгибов рёбер; максимизация симметричности изображения; минимизация коэффициента сторон.

Проблемой является то, что невозможно удовлетворить все критерии одновременно из-за их взаимопротиворечивости или из-за сложности алгоритмической реализации. Имеется ряд методов, которые удовлетворяют только отдельным эстетическим критериям в задачах визуализации графов: *планаризация, использование физических аналогий, Сигаяма-подобные методы, потоковые методы*. Но они не являются универсальными и используются только для рисования статических графов. Поэтому возникает необходимость применения методов программирования в ограничениях, позволяющих строить интерактивные изображения графов.

2. Постановка задачи

Из-за сложности и иерархичности УА, изменения последовательности, объёма и режимов проверок становится затруднительным описание правил представления алгоритмов сбора и преобразований данных, формирования управляющих воздействий и выдачи сообщений оператору.

Поэтому *целью* данной работы является повышение наглядности программного обеспечения, реализующего управляющий алгоритм в системах автоматизации испытаний авиационных двигателей.

При этом под *наглядностью* (от англ. affordance) в соответствии с ISO DIS 9241 [15] подразу-

мевается наиболее значимая составляющая «понятного интерфейса». Единственным способом передачи такого свойства является изображение, т.е. мнемосхема процесса испытаний, основанная на метафоре представления этого процесса в достаточно простом и удобном для восприятия оператором виде. Польза наглядности заключается в том, что она позволяет пользователям обходиться без какого-либо предварительного обучения, и благодаря этому является самым эффективным и надежным средством обеспечения понятности.

Для достижения поставленной цели необходимо разработать модель трассы управляющего алгоритма и метод её визуализации.

3. Формальная модель трассы управляющего алгоритма реального времени

Пусть обработка информации в ПО испытаний АД производится в соответствии с **моделью вычислений, управляемых данными** [16]:

$$\text{МВ_УД} = <\text{Data, Task, DT, TD}>, \quad (1)$$

где $\text{Data} = \{\text{Data}_i\}$ – множество объектов данных, $i = \overline{1,N}$; $\text{Task} = \{\text{Task}_j\}$ – множество элементарных задач-преобразователей информации, $j = \overline{1,M}$; $\text{DT} = \text{Data} \times \text{Task}$ – матрица, характеризующая правила инициирования задач при изменении (обновлении) данных; $\text{TD} = \text{Task} \times \text{Data}$ – матрица, характеризующая получение (порождение) новых данных в результате работы задач-преобразователей информации.

Данные. Формально объект данных $\text{Data}_i \in \text{Data}$ можно описать с помощью кортежа:

$$\text{Data}_i = \langle \text{DataValue}_i,\ \text{TimeStamp}_i,\ \text{Quality}_i \rangle,$$

где DataValue_i – значение i-того объекта данных в некоторый TimeStamp_i момент времени (отметка времени), Quality_i – качество i-того объекта данных, $i = \overline{1,N}$ [17].

Задачи. В результате работы преобразователей информации $\text{Task}_i \in \text{Tasks}$ будут порождаться объекты данных – $\text{Data}_{\text{out}_{\text{Task}_i}}$. Поэтому целесообразно рассматривать расширенное множество объектов данных как объединение двух непересекающихся подмножеств данных: сенсорных – $\text{Data}_{\text{sensor}_{\text{Task}}}$, полученных из внешнего мира, и вычисляемых – $\text{Data}_{\text{calculated}}$, то есть порождаемых работой задач Tasks.

Правила инициирования задач. Пусть $e \in \text{DT}$. Ребро **e** означает наличие связи, при этом вес ребра, характеризующий тип этой связи:

$$w_e = \begin{cases} 1 - \text{данные используются задачей } \text{Task}_j; \\ 2 - \text{по изменению } \text{Data}_i \text{ инициируется } \text{Task}_j; \\ 3 - \text{по обновлению } \text{Data}_i \text{ инициируется } \text{Task}_j; \\ i = \overline{1,N},\ j = \overline{1,M}. \end{cases}$$

Следовательно, УА представляет собой множество подграфов G_{DataCA_i} общего графа вычислений G_{Data} МВ_УД, которые формируют выходные данные $\text{Data}_{\text{out}_{\text{Task}_i}}$ как команды управления Y:

$$\begin{gathered} \text{CA} = \left\{ G_{\text{DataCA}_i} \right\},\ G_{\text{DataCA}_i} \subset G_{\text{Data}}: \\ \forall G_{\text{DataCA}_i} \in G_{\text{Data}}, \\ G_{\text{DataCA}_i} : \left(\text{Data}_{\text{out}_{\text{Task}_i}} \right) \longrightarrow \text{Y}. \end{gathered} \quad (2)$$

Следовательно, УА РВ целесообразно представить в виде кортежа:

$$\text{CA RT} = \left\langle \begin{matrix} \text{Data}_{\text{CA}},\ \text{Task}_{\text{CA}}, \\ \text{Data}_{\text{CA}} \times \text{Task}_{\text{CA}}, \\ \text{Task}_{\text{CA}} \times \text{Data}_{\text{CA}} \end{matrix} \right\rangle, \quad (3)$$

где $\text{Data}_{\text{CA}} \subset \text{Data}$; $\text{Task}_{\text{CA}} \subset \text{Task}$; $\text{Data}_{\text{CA}} \times \text{Task}_{\text{CA}} \subset \text{DT}$; $\text{Task}_{\text{CA}} \times \text{Data}_{\text{CA}} \subset \text{TD}$.

Пусть известно множество команд, формируемых УА: $\text{Data}_{\text{КУ}} \subset \text{Data}_{\text{CA}}$. Тогда УА как множество данных, задач и связей между ними (3) можно определить рекурсивно:

1) определяется множество задач 0-го уровня $\text{Task}^0 = \{t_j\}$, $j = \overline{1,M}$ таким образом, что:

$$\begin{gathered} \forall t_j \in \text{Task}^0, \exists d_i \in \text{Data}^0, \\ (\text{Data}^0 \equiv \text{Data}_{\text{КУ}}) \wedge (td_{ji} \in \text{TD}); \end{gathered} \quad (4)$$

2) определяется множество данных 1-го уровня $\text{Data}^1 = \{d_i\}$, $i = \overline{1,N}$ таким образом, что:

$$\forall d_i \in \text{Data}^1, \exists t_j \in \text{Task}^0,\ dt_{ij} \in \text{DT}; \quad (5)$$

3) множество задач k-го уровня $(k \geq 1)$ $\text{Task}^{(k)}(t_j)$ определяется по известному множеству данных k-го уровня $\text{Data}^{(k)}(d_i)$ и известному множеству $\text{TD}(td_{ji})$:

$$\forall t_j \in \text{Task}^k, \exists d_i \in \text{Data}^k,\ td_{ji} \in \text{TD}; \quad (6)$$

4) множество данных k-го уровня $(k \geq 1)$ $\text{Data}^{(k)}(d_i)$ определяется по известному множеству задач $\text{Task}^{(k-1)}(t_j)$ (k-1)-уровня и известному множеству $\text{DT}(dt_{i-1,j})$:

$$\forall d_i \in \text{Data}^k, \exists t_j \in \text{Task}^{k-1},\ dt_{i\text{-}1,j} \in \text{DT}. \quad (7)$$

Вычисления (4) – (7) останавливаются, когда выполняется условие:

$$((\forall t_j \in Task^k) \wedge (\forall d_i \in Data^k)) \exists \\ \exists((dt_{ij} \in DT) \wedge (d_i \in Data_{in})), \quad (8)$$

где $Data_{in} = \{Data_{in}\}$;

$Data_{in} \subset \left\{Data^k\right\}$, $k = 0\ldots(n-1)$.

Формулы (4) – (8) означают, что были последовательно по всем (n-1) уровням определены все объекты данных d_i УА и все задачи-преобразователи t_j этих данных, при этом $i = \overline{1,N}$; $j = \overline{1,M}$; $k = 0\ldots(n-1)$ – уровень УА; $Data_{in} \equiv Data_{sensor_{Task}}$.

Для того, чтобы упорядочить полученные при *обратном проходе* УА вершины Data и Task графа G_{DataCA_i} по $(n-1)$ уровням, необходимо выполнить сортировку этого графа при *прямом проходе* УА:

$$^*Data^{(n-1)} = Data^{(n-1)} - Data_{in}; \quad (9)$$

$$^*Task^{(n-2)} = Task^{(n-2)} - Task^{(n-1)}; \quad (10)$$

$$^*Data^{(k)} = Data^{(k)} - \bigcup_{i=k-1}^{n-1} Data^{(i)},\ k = (n-2)\ldots1; \quad (11)$$

$$^*Task^{(k)} = Task^{(k)} - \bigcup_{i=k-1}^{n-1} Task^{(i)},\ k = (n-2)\ldots1. \quad (12)$$

Правила формирования контрольных точек (КТ). Из-за различий временной организации управляющей программы и программной модели УА возникает проблема установления соответствия при сравнении результатов обеих программ. Исходным решением является назначение КТ в УА.

Контрольная точка – это точка в адресно-временном пространстве программы, представленная в общем случае всеми параметрами текущего состояния программы. КТ идентифицируется уникальным именем и порядковым номером [18].

Для обеспечения синхронизации данных при отработке необходимо связывание КТ с событиями и параметрами УА, а не с РВ непосредственно. Это решает проблему установления соответствия данных при сравнении фактических и эталонных процессов при работе управляющей программы во время её отработки. С КТ связываются технологические операции. Эта связь задается описанием КТ, содержащим перечень операций, которые необходимо выполнить в моменты её реализации. Описание контрольной точки имеет следующий формат:

$$PMP = \langle ID, Uname, oper_type_k, Pr_k, Data_k, Task_k \rangle, \\ k = \overline{1,K},$$

где ID – идентификационный (порядковый) номер контрольной точки; UName – уникальное имя КТ; $oper_type_k$ – тип выполняемой технологической операции; Pr_k – условия записи контрольных точек, $Data_k \subset Data$, $Task_k \subset Task$.

Условия записи контрольных точек задаются множеством предикатов Pr по состоянию данных pr_{Data_m} и задач pr_{Task_m}, обуславливающих выполнение той или иной задачи $Task_m$ в зависимости от набора входных данных Data для этой задачи:

$$Pr_m = \left\{\left\langle pr_{Data_m}, pr_{Task_m}, W_{Data_m}, W_{Task_m}\right\rangle\right\}.$$

Pr_m – сложный предикат, определённый на множестве Task и Data, при этом его область определения $D_{Pr_k} = (-\infty; +\infty)$, а область значений $E_{Pr_k} = \{0,1\}$: 0 – значение $Data_m$ не изменилось, 1 – обновление (изменение) информации о состоянии Data и Task; $Data_m \in Data$, $Task_m \in Task$.

W_{Data_m} – КТ по текущему состоянию требует записи объекта данных $Data_m$.

W_{Task_m} – КТ в результате преобразования требует записи задачи $Task_m$.

m – список индексов (записей, имён), $m = \overline{1,M}$.

Таким образом, **трасса управляющего алгоритма** (ТУА) представляет собой упорядоченное во времени τ множеством контрольных точек, полученное в процессе реализации УА РВ:

$$RTT = \left\langle \left\langle \tau, PMP_i \right\rangle_j, j \in 1\ldots M \right\rangle, i \in 1\ldots N.$$

Для её визуализации разрабатывается метод, основанный на решении задачи распространения ограничений на изображение графа.

4. Представление задачи визуализации трассы управляющего алгоритма в виде задачи удовлетворения ограничений

Повышение эффективности визуального представления ТУА достигается за счёт решения **оптимизационной задачи распространения ограничений на изображение графа**, которая сводится к нахождению экстремального значения целевой функции на основе полученных исходных данных, удовлетворяющих заданным ограничениям.

Исходные данные (inputs):

– длина ScreenWidth и высота ScreenHeigth монитора;

– координаты центра, левого верхнего и левого нижнего углов, правого верхнего и правого нижнего углов;

– множество объектов данных Data;

– множество элементарных задач-преобразователей информации Task;

– матрица DT, характеризующая правила инициирования задач при изменении (обновлении) данных;

– матрица TD, характеризующая получение (порождение) новых данных в результате работы задач-преобразователей информации.

Ограничения:

1) только положительные координаты: $x_i>0$, $y_j>0$;

2) ограничения на размер вершины $Data_i$:

$Size_{vert_{max}} = ScreenHeigth$ – максимальное значение высоты вершины $Data_i$;

$Size_{vert_{min}} = const$ – минимальное значение высоты вершины $Data_i$;

$Size_{hor_{max}} = ScreenWidth$ – максимальное значение длины вершины $Data_i$;

$Size_{hor_{min}} = const$ – минимальное значение длины вершины $Data_i$;

$$Size_{vert_{min}} \le Size_{vert} \le Size_{vert_{max}};$$

$$Size_{hor_{min}} \le Size_{hor} \le Size_{hor_{max}};$$

3) ограничения на размер вершины $Task_j$:

$R_{max} = const$ – максимальное значение радиуса вершины $Task_j$;

$R_{min} = const$ – минимальное значение радиуса вершины $Task_j$;

$$R_{min} \le R \le R_{max};$$

4) ограничения на толщину линий TD и DT, $Data_i$ и $Task_j$:

$line_thick_{max} = const$ – максимальное значение толщины линий TD и DT, $Data_i$ и $Task_j$;

$line_thick_{min} = const$ – минимальное значение толщины линий TD и DT, $Data_i$ и $Task_j$;

$$line_thick_{min} \le line_thick \le line_thick_{max};$$

5) ограничения на длину направленных рёбер:

$line_length_{max} = const$ – максимальное значение длины направленных рёбер;

$line_length_{min} = const$ – минимальное значение длины направленных рёбер;

$$line_length_{min} \le line_length \le line_length_{max};$$

6) ограничение на совместное использование нескольких эстетических критериев (выполнение условий непротиворечивости).

Переменные:

– длина $Size_{hor}$ и высота $Size_{vert}$ вершины $Data_i$;

– радиус R вершины $Task_j$;

– толщина $line_thick$ и длина $line_length$ линий;

– эстетический критерий.

Целевая функция:

$$object_func(inputs, variables).$$

Метод решения задачи распространения ограничений на изображение графа. Способ представления недоопределенного значения влияет как на качество полученных результатов, так и на вид ограничений, связывающих это значение. В зависимости от характера представляемой информации недоопределенные значения могут быть представлены в виде целочисленных и вещественных интервалов, множеств, перечислений и других, более специальных, конструкций [19].

Определение 1. *Задачей удовлетворения ограничений (ЗУО) называется пара (V,C), где V — совокупность переменных, принимающих значения из некоторых универсальных множеств (универсумов), а C – совокупность ограничений, связывающих значения переменных из V.*

Каждое ограничение из *C* имеет вид одной из следующих формул:

$$y = x;$$

$$y = c;$$

$$V = f\{x_1, ..., x_n\},$$

где x, x_i, y – символы переменных из V; c – константный символ; f – функциональный символ арности n.

Более сложные ограничения распадаются на множество более простых после введения дополнительных переменных [20].

Определение 2. *Решением задачи удовлетворения ограничений (V, C) называется такое приписывание каждой переменной из V некоторого определенного значения из её универсума, при котором выполняются все ограничения из C.*

В общем случае все точные решения задачи, если таковые существуют, должны лежать в декартовом произведении таких н-значений.

Определение 3. Для вычисления Н-модели *обобщённая вычислительная модель (н-модель) M* состоит из четырёх множеств:

$$M = (V, C, W, CORR),$$

где V – множество н-объектов v из заданной предметной области; C – множество ограничений на н-объектах из V; W – множество функций присваивания; CORR – множество функций проверки корректности.

С каждым объектом из V связаны недоопределенный тип данных (н-расширение некоторого универсума), начальное значение, функция присваивания и функция проверки корректности.

Каждая вершина $Data_i$ графа G_{DataCA_i} является структурным расширением интервального н-объекта, включая начальные $(x_0; y_0)$ и конечные $(x_n; y_n)$ координаты по осям абсцисс и ординат, а также высоту $Size_{vert}$ и длину $Size_{hor}$ и толщину линий квадрата $line_thick$.

Каждая вершина $Task_j$ графа G_{DataCA_i} является структурным расширением интервального н-объекта, включая начальные $(x_0; y_0)$ и конечные $(x_n; y_n)$ координаты по осям абсцисс и ординат, а также радиус *R* и толщину окружности $line_thick$.

Каждое направленное ребро DT и TD графа G_{DataCA_i} является структурным расширением интервального н-объекта, включая начальные $(x_0; y_0)$ и конечные $(x_n; y_n)$ координаты по осям абсцисс и ординат, а также длину $line_length$ и толщину $line_thick$.

Отношения непосредственного предшествования между вершинами $Data_i$ и $Task_j$, характеризущие частичную упорядоченность этих вершин, задаются в виде неравенств и входят в общую систему *C* – множества ограничений на н-объектах из *V*. В начале вычислений для всех вершин начальные и конечные координаты совпадают с координатами нижнего левого угла экрана монитора, а в результате вычислений происходит уточнение этих координат.

Координаты двух типов вершин $Data_i$ и $Task_j$, их размеры (высота $Size_{vert}$ и длина $Size_{hor}$, толщина линий квадрата $line_thick$ вершины $Data_i$; радиус R и толщина окружности $line_thick$ вершины $Task_j$), а также длина $line_length$ и толщина $line_thick$ направленных рёбер DT и TD определены как множество вещественных переменных. А их минимальные и максимальные значения представлены целыми константами. Совместное использование нескольких эстетических критериев определено во множестве констант логического типа.

Таким образом, исходная постановка оптимизационной задачи при использовании н-моделей заменена на поиск и определение такого множества значений параметров графа, при котором все показатели эффективности изображения графа удовлетворяют соответствующим ограничениям.

Заключение

Разработанная *модель трассы управляющего алгоритма реального времени* основана на совместном использовании модели вычислений, управляемых данными, и формальном описании контрольных точек, что обеспечивает высокую избирательность и глубину проникновения в отрабатываемую программу, учёт её логической структуры и последовательности протекающих процессов и событий.

Метод визуализации трассы управляющего алгоритма (ТУА) основан на предложенной Нариньяни А.С. концепции недоопределенности и потоковых вычислений на моделях с недоопределенными значениями. На основе данного метода сформулирована постановка задачи визуализации ТУА в виде задачи удовлетворения ограничений.

Перспективами настоящей работы является алгоритмизация методов распространения ограничений в задачах визуализации трассы управляющего алгоритма, а также разработка рабочего прототипа программного обеспечения для её визуализации.

Литература

1. Богуслаев, А.В. Информационные технологии поддержки жизненного цикла изделий в авиадвигателестроении [Текст] / А.В. Богуслаев, В.И. Дубровин, И.А. Набока // Радіоелектроніка. Інформатика. Управління. – 2004. – № 1. – С. 136–145.

2. Виноградов, Ю.В. Система экспресс-диагностики технического состояния авиационных ГТД [Текст] / Ю.В. Виноградов, А.П. Тунаков // Изв. вузов. Авиац. техника. – 2002. – № 1. – С. 78–79.

3. Тюгашев, А.А. Технология проектирования надёжных управляющих алгоритмов реального времени для космических аппаратов [Текст] / А.А. Тюгашев // Вестн. СГАУ. – 2004. – № 1. – С. 124–131.

4. Испытания воздушно-реактивных двигателей [Текст]: учеб. пособие / А.Я. Черкез и др. – М.: Машиностроение, 1992. – 304 с.

5. Дубровин, В.И. Интеллектуальные средства управления качеством: автоматизированная система «Диагностика» [Текст] / В.И. Дубровин, С.А. Субботин, А.В. Богуслаев // Вісник двигунобудування. – 2003. – № 1. – С. 156–161.

6. Звонарёв, С. Стендовый комплекс диагностики авиационных двигателей [Текст] / С. Звонарёв, В. Поклад, А. Потапов // Разработки. Авиация. – СТА, 2002. – С. 42–47.

7. Зеленков, Ю.А. Комплексная автоматизация испытаний газотурбинных двигателей. Ч. 1: управление стендом и сбор данных [Текст] / Ю.А. Зеленков, В.Ю. Чувилин В. Е. Журавлев // Вестн. УГАТУ. – 2011. – Т. 15, № 2 (42). – С. 119–125.

8. Измерительные приборы и системы [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://www.nppmera.ru. – 16.05.2012 г.

9. Солохин, Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей [Текст] / Э.Л. Солохин // Учеб. пособие по спец-ти «Авиационные двигатели». – М: Машиностроение, 1975. – 356 с.

10. Прогрессивные технологии моделирования, оптимизации и интеллектуальной автоматизации этапов жизненного цикла авиационных двигателей: моногр. [Текст] / А.В. Богуслаев, Ал.А. Олейник, Ан.А. Олейник, Д.В. Павленко, С.А. Субботин. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2009. – 468 с.

11. Автоматизация процесса испытания авиационных ГТД на базе SCADA-системы LabView [Текст] / Д.А. Ахмедзянов, Р.Р. Ямалиев, А.Е. Кишалов, А.В. Суханов // Вестн. УГАТУ. – 2009. – Т.13, №2 (35). – С. 61–68.

12. Интеллектуальные средства диагностики и прогнозирования надёжности авиадвигателей: Монография [Текст] / В.И. Дубровин, С.А. Субботин, А.В. Богуслаев, В.К. Яценко. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2003. – 279 с.

13. Испытания авиационных двигателей: учеб. пособие [Текст] / В.А Григорьев, С.П. Кузнецов, А.С. Гишваров, А. Н. Белоусов и др. – М: Машиностроение, 2009. – 504 с.

14. Касьянов, В.Н. Графы в программировании: обработка, визуализация и применение [Текст] / В.Н. Касьянов, В.А. Евстигнеев. – СПб.: БХВ-Петербург, 2003. – 1104 с.

15. ISO. ISO Standards [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: http://www.iso.org/iso/iso_catalogue.htm. – 16.05.2012 г.

16. Туркин, И.Б. Модель вычислений, управляемых данными, в программном обеспечении систем реального времени [Текст] / И.Б. Туркин, Е.В. Соколова // Радиоэлектронные и компьютерные системы. – 2010. – № 6 (47). – С. 13–18.

17. OPC Data Access Custom Interface: Industry Standard Specification, Version 3.00, Released [Text] / OPC Foundation. – March 4, 2003. – 190 p.

18. Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов [Текст] / В.В. Кульба, Е.А. Микрин, Б.В. Павлов и др. – М: Наука, 2006. – 579 с.

19. Телерман, В.В. Удовлетворение ограничений в задачах математического программирования [Текст] / В.В. Телерман, Д.М. Ушаков // Вычислительные технологии. – 1998. – Т. 3, № 2. – С. 45–54.

20. Телерман, В.В. Недоопределенные модели: формализация подхода и перспективы развития [Текст] / В.В. Телерман, Д.М. Ушаков // Проблемы преставления и обработки не полностью определенных знаний. – М., 1996. – С. 7–32.

Поступила в редакцию 29.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ВІЗУАЛІЗАЦІЯ ТРАСИ КЕРУЮЧОГО АЛГОРИТМУ В СИСТЕМАХ АВТОМАТИЗАЦІЇ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Ю.А. Кузнецова, І.Б. Туркін

Показано, що на сучасному етапі розвитку авіаційної техніки потрібні нові підходи до розробки програмного забезпечення, що реалізує керуючий алгоритм випробувань авіаційних двигунів, які підвищать наочність програмного забезпечення, забезпечать зниження трудомісткості процесів тестування та налагодження керуючих алгоритмів, а також можливість їх подальшої модифікації та редагування без залучення високооплачуваних кваліфікованих програмістів. Запропоновано формальну модель траси керуючого алгоритму, а також метод її візуалізації, в основі якого лежить концепція недовизначених і потокових обчислень на моделях з недовизначеними значеннями.

Ключові слова: авіаційні двигуни, автоматизація випробувань, керуючий алгоритм реального часу, візуалізація, графові моделі, програмування в обмеженнях.

THE VISUALIZATION OF CONTROLLING ALGORITHM TRACK IN THE SYSTEMS OF AUTOMATION TESTS OF AIRCRAFT ENGINES

Yu.A. Kuznetsova, I.B. Turkin

It is shown that at the present stage of aviation technology development requires the new approaches to the software developing that implements the test controlling algorithm of aircraft engines, which will increase the visibility of the software, provide a laboriousness reduction of test process and controlling algorithms debugging, as well as the possibility of its' sequel modifying and editing without the involvement of highly-paid and skilled programmers. A formal model of the controlling algorithm track, as well as the method of it's visualization, which is based on the concept of underdetermined and flow calculations on models with underdetermined values, are suggested in the paper.

Key words: aircraft engines, automation of tests, real-time controlling algorithm, visualization, graph models, constraint programming.

Кузнецова Юлия Анатольевна – аспирант каф. Инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: JK-Sv@yandex.ru.

Туркин Игорь Борисович – доктор технических наук, профессор, зав. каф. Инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: energy@d4.khai.edu.

УДК 621.7.044

Ю.А. НЕВЕШКИН, А.В. ОНОПЧЕНКО, В.В. ТРЕТЬЯК

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

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ИМПУЛЬСНОЙ ОБЪЕМНОЙ ШТАМПОВКИ

В статье представлен алгоритм и программная реализация моделирования процесса деформирования объемной заготовки методом конечных элементов в программе DEFORM-2D/3D. Представлена математическая модель детали и технологического процесса для детали типа «вал» авиационного двигателя. Представлены особенности технологического процесса. Приведены алгоритм и расчет параметров нагрева заготовки непосредственно перед процессом импульсной обработки. Показаны результаты моделирования процесса обработки. Рассчитано значение потребной энергии деформации. Сформулированы выводы касательно получения данного типа деталей импульсными методами обработки на специализированной установке.

Ключевые слова: *импульсные методы, технологический процесс, моделирование процесса, программная реализация, потребная энергия деформации, метод конечных элементов.*

Введение

В современном машиностроительном, в том числе авиадвигателестроительном производстве постоянно возникает необходимость в изготовлении новых видов продукции, где используются все более совершенные и сложные детали. Появление новой не типовой номенклатуры всегда вызывало трудности у инженеров и технологов заводов не только при запуске производства, но и на этапах разработки. Ввиду сложных параметров изготавливаемой продукции даже самые опытные технологи не могут абсолютно точно проанализировать заранее правильность всего разработанного технологического процесса. Особенно остро данная проблема стоит в области обработки металлов давлением, а именно для импульсной листовой и объемной штамповки [1, 2].

В процессе работы штампы испытывают большие напряжения, вызываемые деформирующими усилиями, развиваемыми импульсными источниками энергии [4]. Соответственно возникают проблемы с сохранением стойкости штампов. Этот фактор предъявляет особо жесткие требования к качеству разработки технологических процессов.

Для определения стойкости штампов и оптимизации процессов штамповки требуется исследование его напряженно-деформированного состояния. В последнее время широкое распространение получили пакеты программ, основанные на объектном подходе [3] к проектированию технологических процессов, а их эффективность можно проверить, используя идеологию метода конечных элементов или разностей.

Применение современных пакетов программ для проектирования технологий различных видов производств в основном ориентировано на уменьшение сроков подготовки производства, отладки технологии, а также минимизации финансовых затрат.

1. Исходные данные для моделирования

Для определения потребной энергии деформирования, а также отслеживания дефектов, производилось компьютерное моделирование процесса штамповки для отобранных деталей. Программным решением для проведения моделирования был выбран программный продукт DEFORM-2D/3D.

Схематично постановку и решение задачи, можно представить графически (рис. 1).

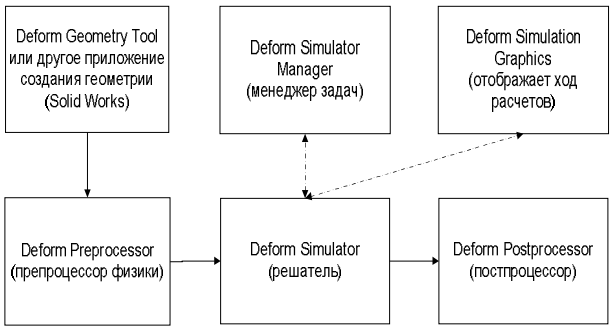


Рис. 1. Схема постановки и решения задачи с использованием пакета DEFORM

Для оценки энергозатрат [5] штамповки детали типа вал было проведено моделирование процесса горячей штамповки в открытых штампах и без облойной канавки. Материал – ВТ-9.

© Ю.А. Невешкин, А.В. Онопченко, В.В. Третьяк

Моделирование процесса штамповки детали «вал» в программном комплексе DEFORM [6].

Исходными данными для моделирования послужили:

– конструкция штампа;

– геометрия исходной заготовки;

– кривые упрочнения материала каждой детали;

– кривые удельной теплопроводности и теплоемкости;

– условия трения (закон Кулона);

– характеристики оборудования (нагружения);

– температура.

2. Моделирование процесса обработки

Рассмотрим моделирование процесса штамповки заготовки детали "вал". Это осесимметричная задача и ее можно рассматривать в двумерной постановке в модуле DEFORM-2D.

По чертежу заготовки (с учетом расширения материала при нагреве) спроектированный штамп был выполнен в среде SolidWorks и импортирован в DEFORM PreProcessor в виде пуансона и нижней матрицы. Геометрия исходной заготовки получена при помощи встроенных примитивов.

Моделирование штамповки вала было разделено следующим образом:

– нагрев заготовки в печи в течение 1 часа и 8 минут (расчет теплообмена и деформирования);

– перенос нагретой заготовки (1011-1045°C) от печи к штампу. Длительность 60 с (расчет теплообмена и деформирования);

– нахождение заготовки на нижнем штампе. Длительность 20 с (расчет теплообмена и деформирования);

– опускание на заготовку пуансона и выдержка 15 с (расчет теплообмена и деформирования). Здесь и выше заготовка была принята по упругопластичной модели, а инструмент был выбран жесткий;

– операция штамповки (расчет теплообмена и деформирования). Смена типа заготовки на «пластический».

Моделирование нагрева производилось следующим образом.

Задав температуру окружающей среды 1045°C и температуру заготовки 20°C, перешли к следующему этапу постановки задачи – разбиение заготовки на конечные элементы, задав предварительно необходимые параметры точности сетки. Определение граничных условий теплопередачи заготовки заключались в указании поверхностей испытывающих теплообмен с окружающей средой. В качестве таких поверхностей были выбраны один торец и наружная цилиндрическая поверхность (считаем, что заготовка лежит в печи и ее нижняя поверхность (торец) не подвержена теплообмену).

После задания материала кривыми упрочнения (сплав ВТ-9), удельной теплопроводности и теплоемкости, а также зависимость модуля упругости от температуры и еще некоторых параметров было произведено моделирование процесса нагрева заготовки в печи. Анализ показал увеличение размеров заготовки в результате нагрева: диаметр увеличился с 327 мм до 330,9 мм, а высота с 120 мм до 121,45 мм.

Моделирование переноса заготовки от печи к штампу производилось следующим образом.

Для моделирования процесса переноса заготовки от печи к штампу, а именно охлаждение на воздухе, были пересмотрены параметры моделирования. За исходный шаг был выбран последний шаг базы данных предыдущей операции. Также были пересмотрены граничные условия, т.к. теперь уже вся поверхность заготовки будет участвовать в теплообмене со средой. Результаты моделирования представлены на рис. 2.

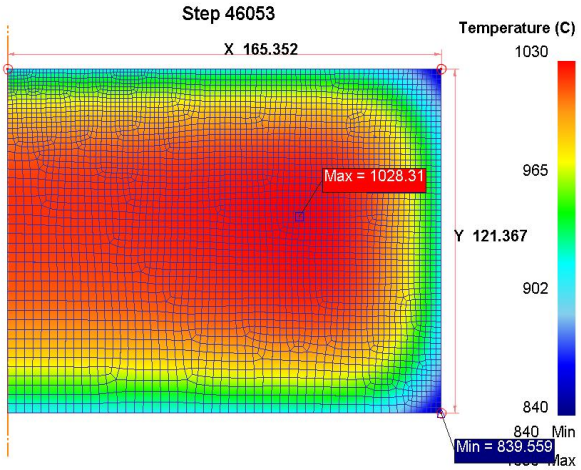


Рис. 2. Распределение температуры в заготовке в результате переноса от печи

При моделировании нахождения заготовки в нижнем штампе (с момента установки ее в штамп и до момента контакта с верхним штампом) понадобилось добавить в задачу геометрию оснастки и задать необходимые параметры точности сетки, данные по материалу, температуре, поверхности взаимодействия с окружающей средой и др. Представление исследуемого объекта с нанесенной сеткой и полем температур после 20 секундной выдержки показан на рис. 3.

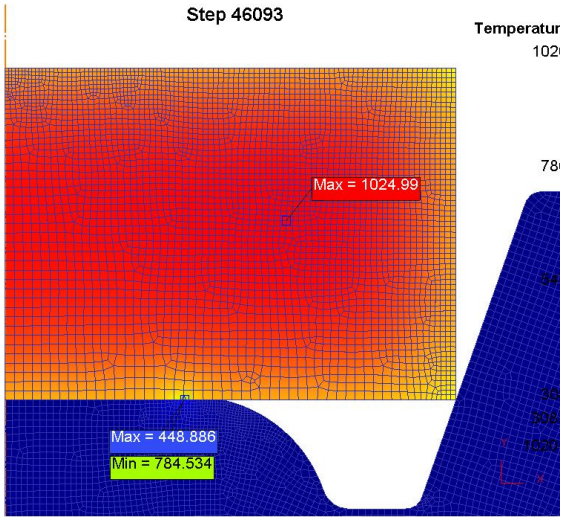


Рис. 3. Результат моделирования 20 секундной выдержки в матрице

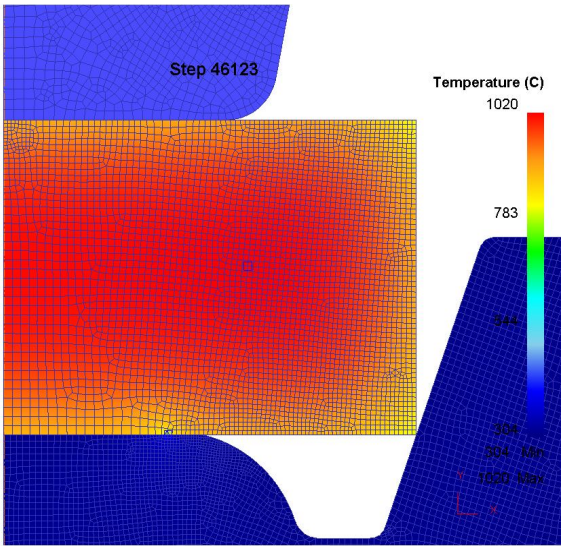
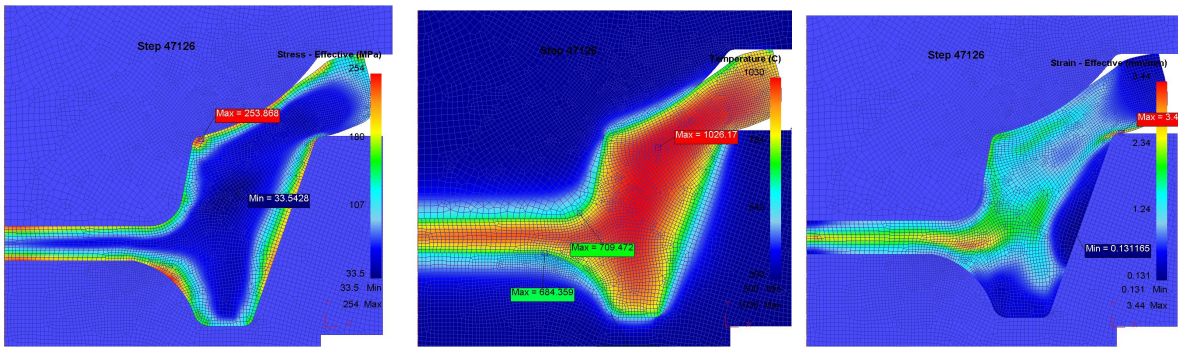


Рис. 4. Распределение температур после 15 секундной выдержки контакта с пуансоном

Аналогичным образом моделировался теплообмен при опущенном пуансоне, 15 секунд (рис. 4).

Для моделирования штамповки были определены граничные условия, заданы параметры движения верхнего штампа и условие останова – расстояние между штампами 19 мм. Результат моделирования представлен на рис. 5.



а б в

Рис. 5. Результаты моделирования: а – распределение эффективных напряжений; б – распределение температур; в – накопленная степень деформации

Выводы

В результате моделирования было обнаружено незаполнение штампа (рис. 6) и используя Лагранжевые линии было замечено образование складки.

Полученное значение потребной энергии деформирования, представленное на рис. 6, показало необходимость корректировки маршрутной и операционной технологии, так как по рассмотренной схеме (а при наличии облойной канавки значение увеличится) выходит за пределы энергетических возможностей данной установки.

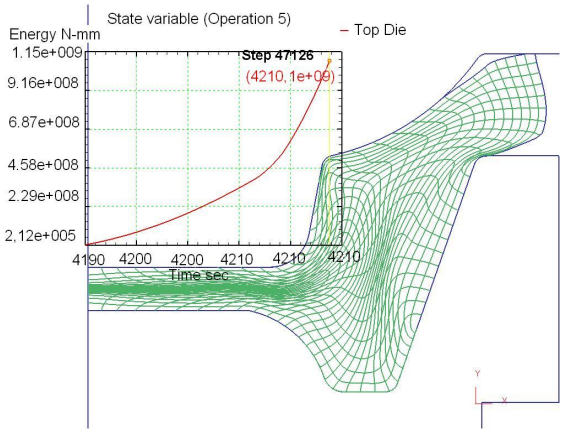


Рис. 6. Значение потребной энергии

Литература

1. Пихтовников, Р.В. Перспектива развития листовой штамповки взрывом [Текст] / Р.В. Пихтовников, В.К. Борисевич // Импульсная обработка металлов давлением. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.

2. Борисевич, В.К. Тенденции и проблемы развития импульсных технологий [Текст] / В.К. Борисевич // Удосконалення процесів і обладнання обробки тиском в металургії і літакобудуванні: темат. сб. науч. работ. – Краматорськ, Донбаська державна машинобудівна академія, 2002. – С. 16–20.

3. Евгенев, Г.Б. Систематология инженерных знаний: учебн. пособие для вузов [Текст] / Г.Б. Евгенев. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 346 с.

4. Невешкин, Ю.А. Процесс взрывной объемной штамповки на современном этапе развития [Текст] / Ю.А. Невешкин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 11 (47). – С. 150-157.

5. Третьяк, В.В. Расчет параметров импульсных процессов в объектном представлении [Текст] / В.В. Третьяк, А.В. Онопченко, Т.В. Лоза // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 7 (84). – С. 92–95.

6. Исследование возможности получения объемных деталей импульсными методами обработки с использованием программного пакета DEFORM [Текст] / Ю.А. Невешкин, А.В. Онопченко, С.А. Стадник, В.В. Третьяк // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: тези доповідей. – Х.: ХАІ, 2012. – С. 111.

Поступила в редакцию 29.05.2012

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

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ІМПУЛЬСНОГО ОБ'ЄМНОГО ШТАМПУВАННЯ

Ю.О. Невешкін, А.В. Онопченко, В.В. Третяк

В статті представлений алгоритм та програмна реалізація моделювання процесу деформування об'ємної заготовки методом кінцевих елементів у програмі DEFORM-2D/3D. Представлена математична модель деталі і технологічного процесу для деталі типу «вал» авіаційного двигуна. Представлені особливості технологічного процесу. Наведено алгоритм і розрахунок параметрів нагріву заготовки безпосередньо перед процесом імпульсної обробки. Показані результати моделювання процесу обробки. Розраховано значення потрібної енергії деформації. Сформульовано висновки щодо отримання даного типу деталей імпульсними методами обробки на спеціалізованій установці.

Ключові слова: імпульсні методи, технологічний процес, моделювання процесу, програмна реалізація, необхідна енергія деформації, метод кінцевих елементів.

MODELING OF PULSE FORMING PROCESSES

Yu.A. Neveshkin, A.V. Onopchenko, V.V. Tretyak

This article presents an algorithm and software implementation of modeling deformation process of bulk workpiece using finite element program DEFORM-2D/3D. A mathematical model of a part and manufacturing process for a part of the "shaft" aircraft engine are presented. The features of the manufacturing process are presented. The algorithm and the calculation of the parameters of billet heating just before the pulse treatment are given. The results of simulation processing are shown. The value of the required deformation energy is calculated. The conclusions regarding the details of obtaining this type of pulse processing techniques at a specialized facility are formulated.

Key words: pulse methods, technological process, modeling of process, software implementation, required deformation energy, finite element method.

Невешкин Юрий Александрович – младший научный сотрудник кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

Онопченко Антон Виталиевич – аспирант кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

Третьяк Владимир Васильевич – кандидат технических наук, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Автор	стр.
Алёхина С.В.	104
Басов Ю.Ф.	47
Бахтияров Д.В.	219
Бережной В.Ю.	190
Библик И.В.	149
Билека Б.Д.	38
Бондарчук П.В.	208
Борисова О.С.	18
Бубенцов В.М.	101
Бугаенко О.М.	52
Вакуленко К.В.	149
Виноградов А.С.	90
Волков Д.И.	223
Воробьев Ю.С.	194
Гакал П.Г.	114
Ганчин Е.В.	178
Гармаш Н.Г.	160
Гвоздева И.М.	241
Герасименко В.П.	61
Голощапов В.Н.	104
Голуб В.П.	129
Гонтаровский В.П.	160
Горбачёв А.А.	25
Григорьев О.Н.	119
Грубой А.П.	114
Гусев Ю.А.	169
Довгань Д.В.	203
Долматов Д.А.	73
Дорошенко Е.Ю.	154
Дьяконенко К.Ю.	194
Евдокименко Ю.И.	119
Енчев С.В.	227
Епифанов С.В.	232
Ершов С.В.	56
Жук И.Ю.	203
Зиньковский А.П.	173
Золотой Ю.Г.	203
Игнатович С.Р.	154
Исаев К.Б.	109
Кабков В.Я.	38
Казак И.Б.	149
Кахраи Камбиз	169
Карачун В.В.	199
Карзов Д.В.	79

Автор	стр.
Кирилаш Е.И.	79
Кисель В.М.	119
Козлов В.Г.	18
Козырец Д.А.	56
Комбаров В.В.	11
Коротеев А.В.	119
Костюк В.Е.	79
Косьянова А.И.	67
Котенко В.А.	119
Котульская О.В.	104
Кошелев Н.Н.	212
Кравченко И.Ф.	31
Круковский П.Г.	109
Кудин М.М.	190
Кузнецова Ю.А.	246
Кукурудза А.В.	73
Кулишов С.Б.	194
Кухтин Ю.П.	184
Лапотко В.М.	184
Лоян А.В.	212
Медведовская Т.Ф.	178
Медведовский А.В.	178
Мелах Л.М.	119
Мельник В.Н.	199
Минячихин А.В.	47
Мирогород В.Ф.	241
Моисеев С.В.	67
Назин В.И.	94
Невешкин Ю.А.	253
Нежведилов А.Ю.	145
Нижник С.Н.	7
Онопченко А.В.	253
Павлюк Я.В.	135
Панасюк А.Д.	119
Панин В.В.	227
Пелых В.Н.	129
Петухов И.И.	47
Планковский С.И.	18
Повгородний В.О.	165
Погребняк А.Д.	129
Придорожный Р.П.	173
Рагулина В.С.	135
Ранченко Г.С.	223
Ржевская И.Е.	178

Автор	стр.
Рублевский Ю.В.	86
Русанов А.В.	67
Русанов Р.А.	67
Рыбалов О.П.	212
Салов Н.Н.	101
Сергиенко Р.В.	38
Симбирский Д.Ф.	169
Скрицкий А.Н.	194
Слынько Г.И.	184
Снежной Г.В.	141
Сорогин Ф.Г.	47
Сорокин В.Ф.	11
Стасюк А.В.	79
Степаненко С.М.	219
Сухоребрый П.Н.	67
Таку С.О.	227
Тарасенко А.И.	43
Тарасенко М.А.	43
Тисарев А.Ю.	208
Ткач Е.С.	101
Ткач М.Р.	203
Третьяк А.В.	114
Третьяк В.В.	253
Трипольский С.С.	169
Туркин И.Б.	246
Фернати П.В.	135
Фролов Г.А.	119
Хадживанд М.	73
Харченко А.А.	101
Харченко В.Г.	219
Цаглов А.И.	212
Чалкин А.С.	90
Черкасов Ю.В.	232
Чугай М.А.	194
Шакиров Д.Ф.	90
Шахов Ю.В.	47
Шеин В.В.	79
Шелковский М.Ю.	61
Шереметьев А.В.	173
Шипуль О.В.	18
Шульженко Н.Г.	160
Щербань Б.А.	232
Юцкевич С.С.	154
Яковенко А.В.	31

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ, МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"

АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА
І ТЕХНОЛОГІЯ
8'2012

Адреса редакції:
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"
Україна, 61070, Харків–70, вул. Чкалова, 17
e-mail: ntrio@khai.edu, alexlesch@mail.ru, aleksandr.leshchenko@gmail.com, alexlesch@ukr.net

Віддруковано ФОП Лисенко І.Б.
61070, Харків – 70, вул. Чкалова, 17, моторний корпус, к. 147
Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи до державного реєстру видавців, виготівників і розповсюджувачів видавничої продукції ДК № 2607 від 11.09.06 р.

Уважаемые руководители предприятий (организаций), специалисты, читатели, авторы журнала "Авиационно-космическая техника и технология"!

Продолжается подписка на **2013** г.
Индекс журнала в Каталоге подписных изданий Украины – **08985**

АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ

8'2012

Ответственный за выпуск С.В. Епифанов

Редактор Е.И. Кучук
Компьютерный набор Т.С. Пискловой
Компьютерная верстка Ю.А. Лещенко

Оригинал-макет изготовлен на кафедре информационных управляющих систем Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт"

Подписано в печать 12.07.2012
Формат 60x84 1/8. Бум. офс. № 2. Офс. печ.
Усл. печ. л. 15,07. Уч.-изд. л. 16,18 Т. 100 экз. Заказ 712. Цена договорная

Адрес редакции:
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт"
Украина, 61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17
e-mail: ntrio@khai.edu, alexlesch@mail.ru, aleksandr.leshchenko@gmail.com, alexlesch@ukr.net

Отпечатано ФЛП Лысенко И.Б.
61070, Харьков – 70, ул. Чкалова, 17, моторный корпус, к. 147
Свидетельство о внесении субъекта издательского дела в государственный реестр издателей, изготовителей и распространителей издательской продукции ДК № 2607 от 11.09.06 г.