Запорожский национальный технический университет, АО «Мотор Сич», Национальный аэрокосмический университет им. Жуковского «ХАИ»

ВЕСТНИК №1 ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ 2018

издается с 2002 г.

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Выходит два раза в год

Приказом Министерства образования и науки Украины № 1328 от 21.12.2015 г. «Об утверждении решений Аттестационной коллегии Министерства относительно деятельности специализированных ученых советов от 15 декабря 2015 года» журнал включен в перечень научных профессиональных изданий Украины, в которых могут публиковаться результаты диссертационных работ на соискание ученых степеней доктора и кандидата технических наук

Запорожье АО «Мотор Сич» 2018 г.

ISSN 1727-0219

Интернет-страница журнала: http://vd.zntu.edu.ua/

Статьи, которые публикуются в журнале, реферируются в базах данных РЖ ВИНИТИ (Россия) и «Джерело» (Украина). Журнал Вестник двигателестроения содержится в международной базе научных изданий INSPEC, Index Copernicus (http://journals.indexcopernicus.com/index.php), CrossRef. Электронная копия журнала размещена на сайте Национальной библиотеки Украины имени В.И. Вернадского НАН Украины в разделе «Наукова періодика України» по адресу: http://nbuv.gov.ua/portal/

Уважаемые авторы публикаций!

Журнал отражает достижения науки и техники предприятий и организаций Украины и зарубежных стран в области двигателестроения, публикует разработки ведущих специалистов и ученых, направленные на совершенствование производства и повышение качества продукции, а также статьи потенциальных соискателей ученых степеней и званий.

Статьи и сообщения будут формироваться по следующим рубрикам:

- Общие вопросы двигателестроения
- Конструкция и прочность
- Сборка и испытания
- Эксплуатация, надежность, ресурс
- Технология производства и ремонта
- Конструкционные материалы
- Стандартизация и метрология
- Экология

Шановні автори публікацій!

Журнал відображає досягнення науки і техніки підприємств та організацій України і зарубіжних країн в галузі двигунобудування, публікує розробки провідних спеціалістів та вчених, спрямовані на вдосконалення і підвищення якості продукції, а також статті потенціальних здобувачів наукових ступенів і звань.

Статті та повідомлення будуть формуватися за наступними рубриками:

- Загальні питання двигунобудування
- Конструкція і міцність
- Складання і випробування
- Експлуатація, надійність та ресурс
- Технологія виробництва і ремонту
- Конструкційні матеріали
- Стандартизація і метрологія
- Екологія

To the attention of authors!

The journal presents the achievements in the field of science and technique of Ukrainian enterprises, scientific institutions and foreign countries working at aircraft engineering. The journal publishes developments of leading specialists, scientists and the articles of potential applicants for scientific degrees aimed at perfection of the production and improvement of the quality.

The journal covers the subjects of:

- Aircraft engineering
- · Structures and strength
- Assembling and trials
- Operation, reliability, service life

- Technology of production and maintenance
- Structural materials
- Standartization and metrology
- Ecology

Материалы номера рекомендованы к публикации Ученым Советом Запорожского национального технического университета (протокол № 10 от 29.05.2018 г.).

Главный редактор: Заместитель главного редактора:

д-р техн. наук, профессор **А. Я. Качан** д-р техн. наук, профессор **А. И. Долматов**

Члены редакционной коллегии:

д-р техн. наук В. А. Богуслаев д-р техн. наук С. Б. Беликов д-р техн. наук Э. И. Цивирко д-р техн. наук Л. И. Ивщенко канд. техн. наук П. Д. Жеманюк д-р техн. наук Г. А. Кривов д-р техн. наук В. А. Титов д-р техн. наук Ю. А. Ножницкий

д-р техн. наук Ю. А. пожницкии д-р техн. наук Б. С. Карпинос д-р техн. наук А. П. Зиньковский д-р техн. наук В. Е. Ольшанецкий

д-р техн. наук Г. А. Горбенко д-р техн. наук С. В. Епифанов д-р техн. наук Н. С. Кулик д-р техн. наук С. А. Дмитриев д-р техн. наук Н. Ф. Дмитриченко д-р техн. наук А. Р. Лепёшкин д-р техн. наук Ю. В. Петраков д-р техн. наук М. В. Киндрачук канд. техн. наук В. Ф. Мозговой канд. техн. наук А. В. Богуслаев

канд. техн. наук А. В. Шереметьев

Редакторско-издательский совет: В. А. Богуслаев, С. Б. Беликов, Н. А. Савчук, А. А. Баранник

Адрес редакции:

69063, г. Запорожье, ул. Жуковского, 64

Тел.: (061) 769-82-69; e-mail: vd@zntu.edu.ua

© 3HTY, 2018

© НАУ им. Жуковского «ХАИ», 2018

© АО «Мотор Сич», 2018

Члены редакционной коллегии



Качан А.Я. Гл. редактор, д-р техн. наук



Долматов А.И. Зам. гл. редактора, д-р техн. наук



Богуслаев В.А. д-р техн. наук



Беликов С.Б. д-р техн. наук



Жеманюк П.Д. канд. техн. наук



Мозговой В.Ф. канд. техн. наук



Кривов Г.А. д-р техн. наук



Цивирко Э.И. д-р техн. наук



Ивщенко Л.И. д-р техн. наук



Зиньковский А.П. д-р техн. наук



Карпинос Б.С. д-р техн. наук



д-р техн. наук



Ножницкий Ю.А. Дмитриченко Н.Ф. д-р техн. наук



Епифанов С.В. д-р техн. наук



Ольшанецкий В.Е. д-р техн. наук



Титов В.А. д-р техн. наук



Петраков Ю.В. д-р техн. наук



Киндрачук М.В. д-р техн. наук





Кулик Н.С. д-р техн. наук



Дмитриев С.А. д-р техн. наук



Лепёшкин А.Р. д-р техн. наук



Горбенко Г.А. д-р техн. наук



Шереметьев А.В. канд. техн. наук

СОДЕРЖАНИЕ

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Мастиновский Ю.В., Анпилогов Д.И. РАСПРОСТРАНЕНИЕ ВОЛН В СЛОИСТЫХ ВЯЗКО-УПРУГИХ КОНСТРУКЦИЯХ7
Андриевский М.В., Митиков Ю.А., Шамровский Д.А. ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫТОЙ СХЕМЫ, РАБОТАЮЩЕГО НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА
Катренко М.А., Панченко А.А. ИССЛЕДОВАНИЕ ГРАНИЦ УСТОЙЧИВОЙ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В КАМЕРУ С ПРОТИВОДАВЛЕНИЕМ
Ільїн С.В., Чейлитко А.О., Матказіна Р.Р. ДОСЛІДЖЕННЯ НАДЛИШКОВОГО ТИСКУ МАСЛА В ОБМОТКАХ ТРАНСФОРМАТОРІВ З ШИРИНОЮ РАДІАЛЬНОГО КАНАЛУ В 1 ММ
Комаров В.В. МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ФОРМИ ОБИЧАЙКИ ТА СИЛОВОЇ СТОЙКИ ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ СИСТЕМИ «СПІВВІСНИЙ ПОВІТРЯНИЙ ГВИНТ — ДОЗВУКОВИЙ ВХІДНИЙ ПРИСТРІЙ» СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИМ ДВИГУНОМ НА ЇЇ АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ
конструкция и прочность
Березовский Е.К. ПОВЫШЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД С ШИРОКОХОРДНЫМИ РАБОЧИМИ ЛОПАТКАМИ
Борисенко В.Д., Устенко С.А., Устенко І.В. ГЕОМЕТРИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ <i>S</i> -ПОДІБНИХ СКЕЛЕТНИХ ЛІНІЙ ПРОФІЛІВ ЛОПАТОК ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРІВ
Степовой М.С. Прибора Т.И. АНАЛИЗ ЭВОЛЮЦИИ КОНСТРУКЦИИ ЗАМКОВОГО СОЕДИНЕНИЯ РАБОЧИХ КОЛЕС ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ГТД
Ноженко Д.С., Прибора Т.И. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ В РОТОРАХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГТД
<i>Кравцов В.В.</i> ВИДЫ КОНТАКТНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС ГЛАВНЫХ ВЕРТОЛЕТНЫХ РЕДУКТОРОВ В ПРОЦЕССЕ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ
ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА И РЕМОНТА
<i>Кресанов Ю.С., Качан А.Я., Клочихин В.В., Уланов С.А.</i> ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТОЧНОСТИ И КАЧЕСТВА ГОРЯЧЕШТАМПОВАННЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД
Гермашев А.И., Беликов С.Б., Логоминов В.А., Козлова Е.Б., Кришталь В.А. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ВЫБОРА РЕЖИМОВ ФРЕЗЕРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЕТАЛЕЙ
Мозговой В.Ф., Дядя С.И., Козлова Е.Б., Логоминов В.А., Зубарев А.Е. ФОРМИРОВАНИЕ ПРОФИЛЯ ОБРАБОТАННОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ КОНЦЕВОМ ПИЛИНЛРИЧЕСКОМ ФРЕЗЕРОВАНИИ В УСЛОВИЯХ АВТОКОЛЕБАНИЙ

Шоринов А.В., Маркович С.Е ВОССТАНОВЛЕНИЕ КОРПУСНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЛЕГКИХ СПЛАВОВ ХОЛОДНЫМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ НАПЫЛЕНИЕМ
Павленко Д.В. ЗАКОНОМЕРНОСТИ УПЛОТНЕНИЯ ТИТАНОВЫХ ПРЕССОВОК
<i>Кравцов В.В.</i> ДВОЙНАЯ ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС ГЛАВНЫХ ВЕРТОЛЕТНЫХ РЕДУКТОРОВ
Вишнепольский Е. В., Павленко Д. В. ФОРМИРОВАНИЕ КАЧЕСТВА ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СПЛАВА НА ОСНОВЕ АЛЮМИНИДОВ ТИТАНА, ПОЛУЧЕННЫХ ПО ТЕХНОЛОГИИ SLM АЛМАЗНЫМ ВЫГЛАЖИВАНИЕМ
<i>Ефанов В.С., Клочихин В.В., Педаш А.А., Шило В.Г.</i> ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КАТОДОВ НА КАЧЕСТВО ПОКРЫТИЙ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ
КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ
<i>Ефанов В.С., Овчиников А.В., Петрик И.А., Мыленко А.А.</i> СНИЖЕНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ МНОГОСЛОЙНЫХ ЖАРОСТОЙКИХ ПОКРЫТИЙ НА ПРОТОЧНЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ ЛОПАТОК ГТД
Мітяєв О.А., Волчок І.П., Лоза К.М., Концур О.О. ВИСОКОЯКІСНІ ПОРШНЕВІ СПЛАВИ ВІТЧИЗНЯНОГО ВИРОБНИЦТВА
Ершов А.В., Зеленина Е.А., Мацюк С.Н. ВЛИЯНИЕ МОЩНОСТИ ПЛАЗМОТРОНА НА КАЧЕСТВО БЕСКАМЕРНЫХ ТИТАНОВЫХ ПОКРЫТИЙ
CONTENTS
AIRCRAFT ENGINEERING
Mastinovsky Yu. V., Anpilogov D.I. WAVE PROPAGATION IN LAYERED VISCOUS-ELASTIC CONSTRUCTIONS
Andriievskyi M.V., Mitikiv Yu.A., Shamrovskyi D.A. CONTROL PECULIARITIES OF ROCKET ENGINE WHICH RUNS ON ECOLOGICALLY-FRIENDLY STORABLE PROPELLANT
Katrenko M.A., Panchenko A.A. STUDY OF THE BOUNDARIES OF SUSTAINABLE FUEL SUPPLY INTO THE COMBUSTION CHAMBER WITH BACK-PRESSURE
Ilin S.V., Cheilytko A.O., Matkazina R.R. INVESTIGATION OF EXHAUST OIL PRESSURE IN TRANSFORMER WINDINGS WITH A 1 MM RADIAL CHANNEL
Komarov V.V. DIGITAL COMPUTER SIMULATION OF THE AIR INTAKE LIP AND INLET GUIDE VANES GEOMETRY IN "COUNTER-ROTATING AIR BLADES — SUBSONIC INTAKE DUCT" SYSTEM OF THE TURBOPROP AIRCRAFT ENGEENE ON ITS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS
STRUCTURES AND STRENGTH
Berezovsky Ye.K. IMPROVEMENT OF WIDE-CHORD ROTOR BLADE FAN PERFORMANCE IN BYPASS TURBOJET ENGINE

GEOMETRIC MODELLING S-SHAPED SKELETAL LINES PROFILE OF AXIAL COMPRESSOR BLADES
Stepovyi M.S. Pribora T.I. ANALYSIS OF EVOLUTION OF THE DESIGN OF CASTLE CONNECTION OF DRIVING WHEELS OF AXIAL COMPRESSORS OF GTE OF DOMESTIC PRODUCTION
Nozhenko D.S., Pribora T.I. MATHEMATICAL MODELING OF BOLT CONNECTIONS IN ROTORS DOMESTIC GTE60
Kravtsov V.V. TYPES OF CONTACT DAMAGES OF GEAR WHEELS OF THE MAIN HELICOPTER GEARBOXES IN OPERATION
TECHNOLOGY OF PRODUCTION AND MAINTENANCE
Kresanov Yu.S., Kachan A.Ya., Klochikhin V.V., Ulanov S.A. ASSURANCE OF ACCURACY AND QUALITY OF MANUFACTURE OF HOT-STAMPED GAS-TURBINE ENGINE PARTS
Germashev A.I., Byelikov S.B., Logominov V.A., Kozlova Ye. B., Krishtal V.A. AUTOMATION OF THE PROCESS OF SELECTING THE MILLING MODES OF THIN-WALL ELEMENTS OF PARTS
Mozgovoy V.F., Dyadya S.I., Kozlova Ye.B., Logominov V.A., Zubarev A.E. FORMING OF PROFILE OF A TREAT SURFACE AT END-CAPPING CYLINDRICAL MILLING IN THE CONDITIONS OF SELF-EXCITED OSCILLATIONS
Shorinov O.V., Markovych S.E. RESTORATION PROCESS OF CASE-SHAPED PART OF LIGHT ALLOYS USING COLD GAS-DYNAMIC SPRAYING
Pavlenko D.V. THE MAIN TRENDS OF TITANIUM COMPACTS SEALING
Kravtsov V.V. DOUBLE CHEMICAL-THERMAL TREATMENT OF GEAR WHEELS OF HELICOPTER MAIN GEARBOXES
Vyshnepolskyi Y. V., Pavlenko D.V. FORMING THE QUALITY OF SURFACE PARTS FROM ALLOYS BASED ON TITANIUM ALUMINOIDS OBTAINED BY SLM TECHNOLOGY BY DIAMOND LINKING
Yefanov V.S., Klochikhin V.V., Pedash A.A., Shylo V.G. THE EFFECT OF CATHODE MANUFACTURING TECHNOLOGY ON THE QUALITY OF TURBINE BLADE COATINGS
STRUCTURAL MATERIALS
Yefanov V.S., Ovchinnikov A.V., Petrik I. A., Mylenko A.A. REDUCTION OF MULTI-LAYER HEAT-RESISTANT COATING ROUGHNESS ON GTE BLADE FLOW SECTIONS
Mityaev O.A., Volchok I.P., Loza K.M., Kontsur O.A. HIGH-QUALITY PISTON ALLOYS OF DOMESTIC PRODUCTION
Ershov A.V., Zelenina E.A., Matsyuk S.N. INFLUENCE OF PLASMOTRON POWER ON QUALITY OF TUBELESS TITANIUM COATINGS 152

УДК 539.3 : 543.1

Мастиновский Ю. В. канд. техн. наук, профессор, заведующий кафедрой прикладной

математики Запорожского национального технического университета,

Запорожье, Украина, e-mail: ymastinovsky@gmail.com;

Анпилогов Д. И. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры прикладной математики Запорожского национального технического университета, Запорожье,

Украина, e-mail: anpilogov@ua.fm

РАСПРОСТРАНЕНИЕ ВОЛН В СЛОИСТЫХ ВЯЗКО-УПРУГИХ КОНСТРУКЦИЯХ

Цель работы. Разработка упрощённой математической модели и методики расчёта для инженерной практики, которые позволяют на стадии создания и доводки давать предварительную оценку прочности и устойчивости слоистых конструкций при действии на них нагрузок ударного типа. Анализ возможности применения стержневых теорий для исследования переходных процессов в элементах вязко-упругих конструкций.

Методы исследования. Для описания движения составляющих слоистых конструкций используются уточнённые (неклассические) стержневые модели. В этих моделях учтены некоторые дополнительные факторы, влияющие на распространение волн напряжений. Принимается, что в области контакта стержней действует сила, пропорциональная относительному перемещению элементов конструкции, и сила трения, пропорциональная относительной скорости перемещения частиц срединных линий стержней. Задача о торцевом ударе по составному (двухслойному) стержню решается аналитически с использованием методов разделения переменных и разложений в ряды Фурье.

Полученные результаты. С помощью замены переменных и метода разделения искомых функций сформулированы две краевые задачи для волнового и телеграфного уравнений, приводимых к безразмерному виду. Задан закон изменения по времени импульсного воздействия, моделирующий действие импульса продольной силы на границе конструкции. Получены расчётные формулы для вычисления значений обобщённых перемещений в каждом из составляющих конструкции, и изменений объёмной плотности потенциальной энергии упругой деформации в двухслойном стержне. Приводятся графики и проводится анализ изменения энергии деформации в двухслойном стержне, составленном из различных материалов при заданном воздействии на границе.

Научная новизна. На основе использования уточнённой стержневой модели двухслойной вязкоупругой конструкции разработана методика и получены формулы для расчёта продольных движений её составляющих и изменения энергии деформации вдоль конструкции, вызванных нестационарной торцевой нагрузкой.

Практическая ценность. Вязко-упругие слоистые конструкции широко применяются в современной технике. Исследование качественных закономерностей движения составляющих конструкции используется при оценке прочности контакта и устойчивости при действии различных нагрузок. Разработанная методика расчёта и полученные формулы для нахождения перемещений каждого слоя и изменения энергии деформации всей конструкции, основанные на использовании уточнённой модели движения двухслойного вязко-упругого стержня, представляют интерес для инженерной практики.

Ключевые слова: слоистая конструкция; стержневая модель; вязко-упругое взаимодействие; энер-гия деформации; волны напряжений.

ВВЕДЕНИЕ

Интерес к вопросам вязко-упругого деформирования слоистых тел объясняется широким применением в современной технике и строительстве сооружений различных составных конструкций из металлов, полимеров, пластиков и резиноподобных материалов, обладающих этими свойствами. Металлы и их сплавы, не обнаруживающие свойства вязкости при воздействии на них внешних сил умеренной интенсивности, при действии нестационарных нагрузок большой интенсивности (например, падение взрывной удар-

ной волны на поверхность металла) проявляют заметные временные эффекты [1]–[3].

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

В работе [1] приведен краткий анализ различных моделей, описывающих продольные колебания составных конструкций. Проведён анализ дисперсионных и диссипативных свойств волн в составном стержне, движения которого описываются уточнёнными уравнениями Миндлина-Германа. Показано, что такая модель может быть ис-

© Мастиновский Ю. В., Анпилогов, 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-1

пользована для исследования динамических процессов в слоистых вязко-упругих элементах конструкций.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Создание математической модели и методики расчёта для исследования качественных и количественных характеристик движения многослойных вязко-упругих конструкций является актуальной задачей для оценки их прочности при действии различных нагрузок.

З ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИА-ЛА И АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТА-ТОВ

3.1 Модель двухслойной конструкции. Постановка задачи. Ограничимся рассмотрением одномерной модели, представляющей собой два параллельно соединённых стержня, которые при взаимодействии проявляют линейно-вязко-упругие свойства. Рассмотрим распространение волн в таком композитном стержне при действии на его левый конец (x = 0) в начальный момент времени (t = 0) продольного импульса кинематического или силового происхождения. Правый конец составного стержня (x = L) будем считать своболным.

Используя одно из простейших видоизменений закона Гука, учитывающее вязкие свойства среды, данное Максвеллом [2]—[4], движение двухслойного стержня зададим системой уравнений:

$$E_i S_i u_i'' = \rho_i S_i \ddot{u}_i + (-1)^i F$$
, $i = 1, 2$. (1)

Здесь $u_i(x,t)$ — продольные перемещения стержней, штрихи означают частные производные по координате, а точки — частные производные по времени; E_i , S_i , ρ_i — модули Юнга, площади поперечных сечений и плотности материалов соответственно:

$$F = R_1(u_2 - u_1) + R_2(\dot{u}_2 - \dot{u}_1). \tag{2}$$

В процессе действия на рассматриваемую конструкцию торцевой нагрузки между её элементами возникает контактное давление F(x,t), которое учитывает два физических механизма взаимодействия стержней (2). Слагаемое $R_1(u_2-u_1)$ согласно закону Гука пропорционально относительному смещению стержней, а слагаемое $R_2(\dot{u}_2-\dot{u}_1)$ пропорционально относительной скорости их движения и определяет силу сопротивления, ответственную за диссипацию энергии. Коэффициенты R_1 и R_2 характеризуют силы упругого и вязкого взаимодействия стержней.

Систему уравнений (1) дополняем начальными и граничными условиями, соответствующими рассматриваемой задаче. Начальные условия описывают отсутствие смещений u_i всех точек стержней из положений равновесия и равенство нулю их начальных скоростей \dot{u}_i :

$$u_i = \dot{u}_i = 0$$
, $0 \le x \le L$, $t = 0$. (3)

Граничные условия налагаются на относительные деформации u_i' в граничных сечениях x=0 и x=L в произвольный момент времени t>0. Эти деформации пропорциональны соответствующим напряжениям, причём напряжение обусловлено действием внешней силы на левом конце стержня и равно нулю на правом (свободном) конце. Поэтому граничные условия при t>0 принимаются в виде:

$$\begin{cases} u_i' = \frac{F_0}{E_i(S_1 + S_2)} \cdot f(t), & x = 0; \\ u_i' = 0, & x = L. \end{cases}$$
 (4)

Здесь F_0 — коэффициент, определяющий амплитуду заданной деформации в сечении x=0, f(t) — заданный закон изменения нагрузки при $t \ge 0$. Условия (4) предполагают, что напряжения в нагружаемом сечении (x=0) в обоих стержнях одинаковы, а деформации могут быть различны за счёт различия модулей упругости.

3.2 Преобразование системы определяющих уравнений. С целью разделения искомых функций введём новые переменные v_i по формулам:

$$u_i = v_1 - (-1)^i v_2$$
, T. e.

$$v_i = v_i(x, t) = \frac{1}{2} (u_1 - (-1)^i u_2), i = 1, 2.$$
 (5)

Тогда система (1) принимает вид:

$$E_i S_i (v_1'' - (-1)^i v_2'') =$$

$$= \rho_i S_i \Big(\ddot{v}_1 - (-1)^i \ddot{v}_2 \Big) - (-1)^i \cdot 2 \Big(R_1 v_2 + R_2 \dot{v}_2 \Big). \tag{6}$$

Введём новые независимые переменные, полагая:

$$x(\xi, \tau) = \alpha \xi$$
, $t(\xi, \tau) = \beta \tau$.

Тогда поля продольных перемещений:

$$w_i(\xi,\tau) = v_i(x(\xi,\tau),t(\xi,\tau)). \tag{7}$$

Здесь ξ , τ — безразмерные координата и время, α и β — неизвестные параметры, подлежа-

щие определению. Дифференцируя (7), находим:

$$v'_i = \frac{1}{\alpha} w'_i, \ v''_i = \frac{1}{\alpha^2} w''_i, \ \dot{v}_i = \frac{1}{\beta} \dot{w}_i, \ \ddot{v}_i = \frac{1}{\beta^2} \ddot{w}_i.$$
 (8)

Здесь штрихи и точки при неизвестных функциях w_i означают частные производные по ξ и τ соответственно. Система уравнений (6) принимает вид:

$$\frac{E_i S_i}{\alpha^2} (w_1'' - (-1)^i w_2'') =$$

$$= \frac{\rho_i S_i}{\beta^2} \left(\ddot{w}_1 - (-1)^i \ddot{w}_2 \right) - (-1)^i \cdot 2 \left(R_1 w_2 + \frac{R_2}{\beta} \dot{w}_2 \right).$$
 (9)

Вычитая теперь из первого уравнения (i=1) системы (9) второе (i=2) и полагая $\alpha^2=\kappa\beta^2$, где $\kappa=\frac{E_1S_1-E_2S_2}{\rho_1S_1-\rho_2S_2}>0$, получаем два уравнения:

$$w_1'' - \ddot{w}_1 = 0, (10)$$

$$w_2'' = A \left(\frac{\rho_1 S_1 - \rho_2 S_2}{4\beta^2 R_1} \ddot{w}_2 + w_2 + \frac{\Delta}{\beta} \dot{w}_2 \right). \tag{11}$$

Здесь $A = \frac{4\kappa\beta^2R_1}{E_1S_1 + E_2S_2}$, $\Delta = \frac{R_2}{R_1}$ — коэффициент диссипации [1]. Если положить A = 1, то получаем $\beta = \left(\frac{E_1S_1 + E_2S_2}{4\kappa R_1}\right)^{1/2}$, и уравнение (11) принимает вил

$$w_2'' = r\ddot{w}_2 + w_2 + \delta \dot{w}_2, \qquad (12)$$

где $r = \kappa n$, $n = \frac{\rho_1 S_1 + \rho_2 S_2}{E_1 S_1 + E_2 S_2}$, $\delta = \frac{\Delta}{\beta}$. Уравнение (12) известно под названием телеграфного [5].

К уравнениям (10) и (12) следует присоединить начальные и граничные условия (3) и (4), которые с учётом преобразований (5) и (7) принимают вил:

при
$$\tau = 0$$
: $w_i = \dot{w}_i = 0$, $0 \le \xi \le b$; (13) при $\tau > 0$:

$$w_{i}' = \frac{\alpha F_{0}}{2(S_{1} + S_{2})} \left(\frac{1}{E_{1}} + \frac{1}{E_{2}} \right) f(\beta \tau), \ \xi = 0;$$

$$w_{i}' = 0, \qquad \xi = b.$$
(14)

Здесь $b = \frac{L}{a}$.

3.3 Пример расчёта двухслойной конструкции.

Пусть на границе конструкции (x=0) задана сила, изменяющаяся по закону $F(t)=F_0f(t)$. С целью изучения распространения нестационарных волн импульсный характер силового воздействия моделируем заданием функции f(t) в виле:

$$f(t) = \frac{t}{T} e^{-\frac{t}{T}},$$

где T — заданная константа ($\max_{t\geq 0} f(t) = f(T) = e^{-1}$).

При росте аргумента эта функция экспоненциально убывает, асимптотически стремясь к нулю. Легко видеть, что уже при t>3T её значения достаточно малы ($f(3T)/f(T)\approx 0,4$). Оценим, насколько величина T должна быть малой, чтобы нагрузка носила импульсный характер (характер однократного удара). Требуется, чтобы при t=3T продольные волны, распространяясь по составному стержню со скоростями $c_i=(E_i/\rho_i)^{1/2}$, i=1,2, преодолевали расстояние, малое сравнительно с длиной стержня: $\max\{c_i\} \cdot 3T \le L$, отсюда

$$T << \frac{L}{3\max\{c_i\}}.$$

Функция $f(\beta \tau)$ в условиях (14) принимает вид:

$$f(\beta \tau) = \frac{\beta}{T} \varphi(\tau),$$

где

$$\varphi(\tau) = \tau e^{-\frac{\beta \tau}{T}}$$

Таким образом, получаем две задачи:

$$I \begin{cases} U'' - \ddot{U} = 0, \\ \tau = 0; & U = \dot{U} = 0, \ \xi \in [0, b]; \\ \tau > 0; & U' = (1 + z)\phi(\tau), \ \xi = 0; \\ U' = 0, & \xi = b, \end{cases}$$

$$II \begin{cases} V'' = r\ddot{V} + \delta\dot{V} + V, \\ \tau = 0: & V = \dot{V} = 0, \ \xi \in [0, b]; \\ \tau > 0: & V' = (1 + z)\phi(\tau), \ \xi = 0; \\ V' = 0, & \xi = b. \end{cases}$$

Здесь $U(\xi, \tau)$ и $V(\xi, \tau)$ — безразмерные перемещения. Связь безразмерных и размерных величин осуществляется по формулам:

$$x = \alpha \xi, \qquad t = \beta \tau, \qquad L = \alpha b,$$

$$u_1 = M(U + V), \qquad u_2 = M(U - V),$$
(15)

где

$$M = \frac{\alpha F_0}{2E_1(S_1 + S_2)} \cdot \frac{\beta}{T}, \qquad z = \frac{E_1}{E_2}.$$

Решение задачи для U (краевой задачи I для волнового уравнения) ищем в виде [4], [6]—[7]

$$U(\xi,\tau) = U_1(\xi,\tau) + U_2(\xi,\tau).$$

Подберём функцию U_2 так, чтобы граничные условия для функции U_1 стали однородными. Пусть

$$U = U_1 - \frac{1+z}{2b} (b - \xi)^2 \varphi(\tau), \tag{16}$$

тогда для $\,U_1\,$ получаем задачу:

$$\begin{cases} U_{1}'' = \dot{U}_{1} + \Phi, \\ \tau = 0: & U_{1} = 0, \dot{U}_{1} = \frac{1+z}{2b} (b-\xi)^{2}, \ \xi \in [0,b]; \\ \tau > 0: & U_{1}' = 0, \\ & U_{1}' = 0, \end{cases} \qquad \xi = 0;$$

$$(17)$$

Здесь

$$\Phi(\xi,\tau) = \ddot{U}_2 - U_2'' = \frac{1+z}{2b} \Big[2\varphi(\tau) - (b-\xi)^2 \varphi''(\tau) \Big].$$

Решение задачи (17) ищем в виде ряда Фурье по косинусам:

$$U_1(\xi,\tau) = \sum_{n=0}^{\infty} a_n(\tau) \cos \frac{\pi n \xi}{b} . \tag{18}$$

Подставляя разложение (18) в (17), получаем обыкновенные дифференциальные уравнения и дополнительные соотношения для определения коэффициентов $a_n(\tau)$. После преобразований находим:

$$\begin{cases} a_0(\tau) = \frac{1+z}{b} \left[\left(\frac{b^2 \tau}{6} - \tau_0^2 \tau - 2\tau_0^3 \right) e^{-\frac{\tau}{\tau_0}} - \tau_0^2 \tau + 2\tau_0^3 \right], \\ a_n(\tau) = A_n \cos \frac{\pi n \tau}{b} + B_n \sin \frac{\pi n \tau}{b} + (p_n \tau + \eta_n) e^{-\frac{\tau}{\tau_0}}, \end{cases}$$
(19)

где

$$A_n = \frac{\mu}{q_n^2}, B_n = \frac{\mu(q_n - 2b^2)}{2\pi nb\tau_0 \cdot q_n^2}, \tau_0 = \frac{T}{\beta}, \mu = 4b^3\tau_0^3(1+z),$$

$$q_n = b^2 + \pi^2 n^2 \tau_0^2$$
, $p_n = \frac{\mu}{2\pi^2 n^2 \tau_0^3 q_n}$, $\eta_n = -\frac{\mu}{q_n^2}$.

Подставляя найденные по формулам (19) коэффициенты Фурье $a_n(\tau)$ в ряд (18), находим решение задачи I для функции $U(\xi,\tau)$ по фор-

мулам (16), где
$$\varphi(\tau) = \tau e^{-\frac{\tau}{\tau_0}}$$
.

Решение задачи для V (краевой задачи II для телеграфного уравнения) будем искать в виде

$$V(\xi,\tau) = W(\xi,\tau)e^{-\gamma\tau}.$$
 (20)

С целью исключения производной \dot{W} положим $\gamma = \frac{\delta}{2r}$. Тогда краевая задача для функции W принимает вид:

$$\begin{cases} W'' = r\ddot{W} + \left(1 - \frac{\delta^2}{4r}\right)W, \\ \tau = 0: & W = \dot{W} = 0, & \xi \in [0, b]; \\ \tau > 0: & W' = \psi(\tau), & \xi = 0; \\ W' = 0, & \xi = b. \end{cases}$$
 (21)

Здесь

$$\psi(\tau) = (1-z)e^{\gamma\tau} \cdot \varphi(\tau) = (1-z)\tau e^{-\frac{\tau}{\tau_1}},$$
$$\tau_1 = \frac{\tau_0}{1-\gamma\tau_0} = \frac{\tau_0}{1-\frac{\delta}{2\tau}}\tau_0.$$

Уравнение (21) известно как уравнение Клейна-Гордона [5]. Как и в случае решения задачи для U, полагаем

$$W(\xi, \tau) = W_1(\xi, \tau) + W_2(\xi, \tau) =$$

$$= W_1(\xi, \tau) - \frac{1}{2h} (b - \xi)^2 \psi(\tau), \qquad (22)$$

что приводит к краевой задаче с однородными граничными условиями:

$$\begin{cases} W_1'' = r\ddot{W_1} + \left(1 - \frac{\delta^2}{4r}\right)W_1 + \Theta, \\ \tau = 0: & W_1 = 0, \ \dot{W_1} = \frac{z - 1}{2b}(b - \xi)^2, \ \xi \in [0, b]; \\ \tau > 0: & W_1' = 0, \qquad \qquad \xi = 0; \\ W_1' = 0, \qquad \qquad \xi = b. \end{cases}$$
(19)

Здесь

$$\Theta(\xi, \tau) = \frac{1}{2h} \left[2\psi(\tau) - (b - \xi)^2 \left\{ \left(1 - \frac{\delta^2}{4r}\right) \psi(\tau) + r \psi''(\tau) \right\} \right].$$

Решение задачи (23) ищем в виде ряда:

$$W_1(\xi, \tau) = \sum_{n=0}^{\infty} c_n(\tau) \cos \frac{\pi n \xi}{b}.$$
 (24)

Используя уже полученные разложения и приравнивая коэффициенты Фурье при косинусах, получаем задачу Коши для определения $c_n(\tau)$. После преобразований находим:

$$c_0(\tau) = \frac{1}{\omega_0} \left[\frac{(z-1)b}{6} + \frac{g_0}{\tau_1} - f_0 \right] \sin \omega_0 \tau - g_0 \cos \omega_0 \tau +$$

$$+(f_0\tau + g_0)e^{-\frac{\tau}{\tau_1}},$$
 (25)

гле

$$\omega_0^2 = \frac{1}{r} \left(1 - \frac{\delta^2}{4r} \right), \quad g_0 = \frac{2(z-1)\tau_1}{brk_0} \,, \quad k_0 = 1 + \left(\omega_0 \tau_1 \right)^2 \,,$$

$$f_0 = \frac{(1-z)h_0\tau_1^2}{k_0}$$
, $h_0 = \frac{bk_0}{6\tau_1^2} - \frac{1}{br}$;

$$c_n(\tau) = S_n \cos \omega_n \tau + D_n \sin \omega_n \tau + (f_n \tau + g_n) e^{-\frac{\tau}{\tau_1}}, \quad (26)$$

где

$$S_n = -g_n$$
, $g_n = \frac{2\tau_1 \mu_n}{k_n} \left(\frac{k_0}{k_n} + 1 \right)$, $\mu_n = (1 - z) \frac{2b}{n^2 \pi^2}$,

$$k_n = 1 + (\omega_n \tau_1)^2$$
, $f_n = \mu_n \frac{k_0}{k_n}$, $\omega_n^2 = \omega_0^2 + \frac{n^2 \pi^2}{h^2 r}$,

$$D_n = \frac{1}{\omega_n} \left(\frac{g_n}{\tau_1} - f_n - \mu_n \right).$$

Решение задачи для V находим по формуле (20) с использованием формулы (22) и разложения (24).

3.4 Вычисление энергии деформации. Результаты расчётов перемещений $U(\xi,\tau)$ и $V(\xi,\tau)$, $\xi \in [0,b]$, позволяют получить картины профилей волн для фиксированного значения времени $\tau = \tau_*$ или изменения $U(\xi_*,\tau)$ и $V(\xi_*,\tau)$ во вре-

мени $\tau > 0$ в заданной точке $\xi = \xi_*$.

Представляет интерес исследование взаимного влияния перемещений U и V на распространение волн вдоль составного стержня. Наглядно это явление можно наблюдать как «размытие» (дисперсию) профиля импульса начального возбуждения при прохождении его вдоль рассматриваемой конструкции. Для этого удобно рассмотреть изменение максимума энергии деформации. Получим расчётные формулы для вычисления энергии. Объёмная плотность потенциальной энергии упругой деформации в элементах конструкции для случая одноосного напряжённо-деформированного состояния в каждом стержне $P_i = \frac{1}{2}\sigma_i \varepsilon_i$, i = 1, 2. Относительные деформации $\varepsilon_i = u_i'$, механические напряжения $\sigma_i = \varepsilon_i E_i$. Тогда $P_i = \frac{1}{2} E_i (u_i')^2$. Общая (по обоим стержням) упругая энергия в элементы длины dx составного стержня $dE = (P_1S_1 + P_2S_2)dx$. Общий объём элемента $dV_0 = (S_1 + S_2)dx$. Тогда объёмная плотность р потенциальной энергии деформации, после преобразований, будет равна:

$$P = \frac{dE}{dV_0} = \frac{E_2 M^2}{2\alpha^2 (1 + z_1)} \left[z z_1 (U' + V')^2 + (U' - V')^2 \right], \quad (27)$$

гле

$$z = \frac{E_1}{E_2}$$
, $z_1 = \frac{S_1}{S_2}$.

С помощью соотношений (7) и (15) формула (27) сводится к следующему безразмерному виду:

$$\widetilde{P}\big(\xi,\tau\big) = z z_1 \big(U' + V'\big)^2 + \big(U' - V'\big)^2 \; .$$

При расчётах задавались следующие значения исходных параметров:

a)
$$i=1$$
, сталь, $E_1=2\cdot 10^{11}\, \Pi a$, $\rho_1=7800\, \mathrm{Kг/M}^3$, $R_1=5\cdot 10^7\, \Pi a$, $c_1=5000\, \mathrm{M/c}$; $i=2$, медь, $E_2=1,1\cdot 10^{11}\, \Pi a$, $\rho_2=8900\, \mathrm{Kr/M}^3$, $c_2=3500\, \mathrm{M/c}$; 6) $S_1=2\, \mathrm{cm}^2=2\cdot 10^{-4}\, \mathrm{m}^2$, $S_2=1\, \mathrm{cm}^2=10^{-4}\, \mathrm{m}^2$,

в) находим
$$z=1.82$$
, $z_1=2$, $\kappa=4.328\cdot 10^7\,\mathrm{M}^2/\mathrm{c}^2$, $\alpha=0.51\,\mathrm{M}$, $\beta=7.7\cdot 10^{-5}\,\mathrm{c}$, $b=1.96$, $r=2.08$.

Установим время действия импульса нагрузки. Имеем: $au_0 = \frac{T}{\beta} << \frac{L}{3\beta \max\{c_1,c_2\}} = \frac{L}{3\beta c_1} \approx 0.87$, поэтому полагаем $au_0 = 0.087$. Далее, задавая $\delta = 0.1$ согласно [1], находим au_1 .

На рис. 1 представлены картины изменения объёмной плотности упругой энергии $\widetilde{P}(\xi,\tau)$ в двухслойном стержне, локальные мгновенные значения которой откладываются по высоте. Изменения плотности энергии вдоль конструкции, расположенной на горизонтальной оси $(0 \le \xi \le 250)$, представлены по времени с шагом $\Delta \tau = 4\tau_0$ (τ_0 — длительность действия импульса внешней нагрузки, $0 \le \tau \le 16$). За период времени $8\Delta \tau < \tau < 10\Delta \tau$ возникает «провал» энергии по всей длине двухслойного стержня. После отражения

волны от свободного конца $\xi=b$ (при $\tau>11\Delta\tau$) максимум плотности энергии снова возникает возле середины конструкции, но с меньшей амплитудой. Величина изменения амплитуды энергии, очевидно, зависит от параметра δ , связанного с коэффициентом диссипации Δ . Для сравнения были сделаны расчёты при значениях $\delta=0.7$ и $\delta=0.15$. На рис. 2 видно, что при $\delta=0.7$ максимальные значения плотности энергии уменьшаются.

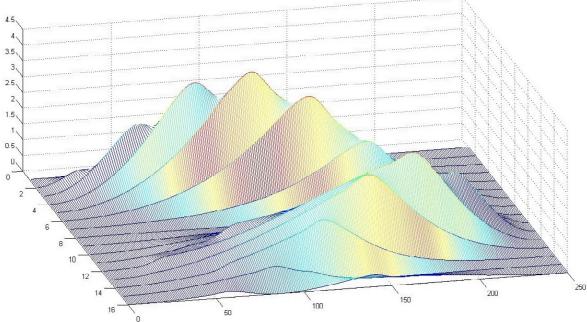


Рисунок 1. Пространственно-временное распределение объёмной плотности упругой энергии

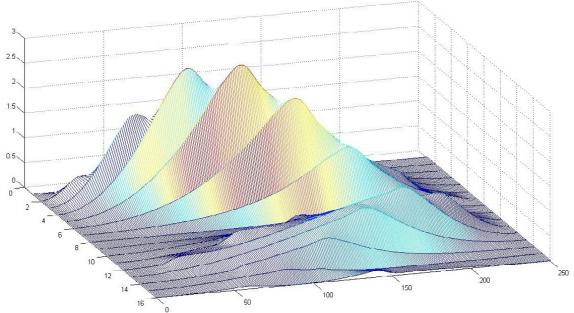


Рисунок 2. Изменение распределения упругой энергии при увеличении потерь

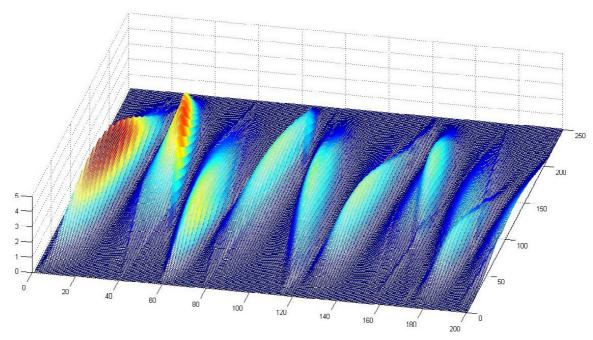


Рисунок 3. К определению групповой скорости упругих волн

Рис. 3 соответствует более длительному времени наблюдения за процессом распространения волн, причём шкала времени содержит 200 делений с шагом $\Delta \tau = 1,2\tau_0$ и расположена горизонтально. Стержневая конструкция рассматривается со стороны действия нагрузки ($\xi = 0$) и содержит 250 делений. Картины почти установившегося процесса образования «складок» энергетической плотности дают представление о скоростях распространения энергии деформации, т.е. о групповой скорости. Две наклонные складки, образованные проходом падающих и отражённых волн вдоль конструкции, занимают время, приблизительно равное 40 делениям шкалы, т. е. $\Delta T \approx 40 \Delta \tau = 48 \tau_0$. Тогда групповая скорость $v_g \approx \frac{2b}{\Lambda T}$. Для оценки v_g можно восстановить физическую размерность и сравнить полученный результат с c_1 и c_2 .

выводы

Предложенная математическая модель и методика расчёта могут быть использованы для предварительной оценки прочности при разработке новых конструкций из сложных композитов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

[1]. Уточнённые модели в задачах о распространении упругих волн в слоистых элементах

- конструкций / Н. И. Архипова, В. И. Ерофеев, В. М. Сандалов // Вестник научно-технического развития. 2014. № 12 (88). С. 3—16.
- [2]. Сагомонян А. Я. Волны напряжения в сплошных средах. Учебное пособие / А. Я. Сагомонян // М.: Изд-во Моск. ун-та. 1985. 410 с.
- [3]. Гольдсмит В. Удар. Теория и физические свойства соударяемых тел / Вернер Гольдсмит // М.: Ид-во лит. по строит. 1965. 448 с.
- [4]. Партон В. З. Методы математической теории упругости: Учебное пособие / В. З. Партон, П. И. Перлин // М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. 1981. 688 с.
- [5]. Полянин, А. Д. Eqworld. Мир математических уравнений [Электр. ресурс] / А. Д. Полянин // Электр. данные. Режим доступа: http://eqworld.ipmnet.ru/indexr.htm
- [6]. Смирнов М. М. Дифференциальные уравнения в частных производных второго порядка / М. М. Смирнов // Изд. 2-е, испр. и доп. Минск: Изд-во БГУ. 1974. 232 с.
- [7]. Слепян Л. И. Нестационарные упругие волны / Л. И. Слепян // Л. : Судостроение. 1972. 376 с.

Статья поступила в редакцию 13.04.2018

Мастиновський Ю.В. канд. техн. наук, професор, завідувач кафедри прикладної математики Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, e-mail: ymastinovsky@gmail.com;

Анпілогов Д.І.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри прикладної математики Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, e-mail: anpilogov@ua.fm

РОЗПОВСЮДЖЕННЯ ХВИЛЬ В ШАРУВАТИХ В'ЯЗКО-ПРУЖНИХ КОНСТРУКЦІЯХ

Мета роботи. Розробка спрощеної математичної моделі і методики розрахунку для інженерної практики, які дозволяють на стадії створення і доводки надавати попередню оцінку міцності і стійкості шаруватих конструкцій при дії на них навантажень ударного типу. Аналіз можливості застосування стержневих теорій для дослідження перехідних процесів в елементах в'язко-пружних конструкцій.

Методи дослідження. Для описання руху складових шаруватих конструкцій використовуються уточнені (некласичні) стержневі моделі. В цих моделях враховано деякі додаткові фактори, які впливають на розповсюдження хвиль напружень. Приймається, що в області контакту стержнів діє сила, пропорційна відносному переміщенню елементів конструкції, і сила тертя, пропорційна відносній швидкості переміщення частинок серединних ліній стержнів. Задача про торцевий удар по складеному (двошаровому) стержню розв'язується аналітично з використанням методів розділення змінних і розкладання в ряди Φ vp' ϵ .

Отримані результати. За допомогою заміни змінних і методу розділення шуканих функцій сформульовано дві крайові задачі для хвильового і телеграфного рівнянь, які зведено до безрозмірного вигляду. Задано закон зміни за часом імпульсного впливу, який моделює дію імпульсу поздовжньої сили на границі конструкції. Отримано розрахункові формули для обчислення значень узагальнених переміщень в кожній зі складових конструкції, і змін об'ємної густини потенціальної енергії пружної деформації в двошаровому стержні. Наводяться графіки і проводиться аналіз зміни енергії деформації в двошаровому стержні, складеному з різних матеріалів при заданому впливі на границі.

Наукова новизна. На основі використання уточненої стержневої моделі двошарової в 'язко-пружної конструкції розроблена методика і отримано формули для розрахунку поздовжніх рухів її складових і зміни енергії деформації вздовж конструкції, викликаних нестаціонарним торцевим навантаженням.

Практична цінність. В'язко-пружні шаруваті конструкції широко застосовуються в сучасній техніці. Дослідження якісних закономірностей руху складових конструкції використовується при оцінці міцності контакту і стійкості при дії різних навантажень. Розроблена методика розрахунку і отримані формули для знаходження переміщень кожного шару і зміни енергії деформації всієї конструкції, засновані на використанні уточненої моделі руху двошарового в'язко-пружного стержня, становлять інтерес для інженерної практики.

Ключові слова: шарувата конструкція; стержнева модель; в'язко-пружна взаємодія; енергія деформації; хвилі напружень.

Mastinovsky Yu.V.

Cand.Sci.(Tech.), Professor, Head of Applied Mathematics Department of Zaporozhye National Technical University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: ymastinovsky@gmail.com;

Anpilogov D.I.

Cand. Sci. (Tech.), Associate Professor of the Applied Department of Zaporozhye National Technical University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: anpilogov@ua.fm

WAVE PROPAGATION IN LAYERED VISCOUS-ELASTIC CONSTRUCTIONS

Purpose. Development of a simplified mathematical model and calculation methodology for engineering practice, which allow preliminary assessment of the strength and stability of layered structures at the stage of creation and debugging when impact loads are applied to them. Analysis of the possibility of using the core theories to study transient processes in elements of viscoelastic structures.

Methodology. For describing the motion of constituent layered structures we used refined (nonclassical) rod models. These models take into account some additional factors that affect the propagation of stress waves. We assumed that the force in the contact area of the rods is proportional to the relative displacement of the structural elements and the frictional force proportional to the relative velocity of the particles movement of the median lines of the rods. The problem of front impact on a composite (two-layer) rod is solved analytically by means of the separation of methods of variables and expansions into Fourier series.

Findings. By means of change of variables and the method of separation of the unknown functions, two boundary value problems for the wave and telegraph equations reducible to the dimensionless form are formulated. Authors designed the law of change in the time of impulse action, which simulates the action of a longitudinal force pulse at the boundary of the structure. Calculation formulas are used for calculating the values of generalized displacements in each of the components of the construction and changes in the bulk density of the potential energy of elastic deformation in a two-layer rod. Graphs are given and an analysis of the change in the energy of deformation in a two-layer rod made up of different materials is performed for a specified impact at the boundary.

Scientific novelty. Based on the use of a refined rod model of a two-layer viscoelastic design, authors have developed a procedure and derived formulas for calculating the longitudinal motions of its components and changing the strain energy along the structure caused by a nonstationary end load.

Practical value. Viscoelastic layered structures are widely used in modern technology. Investigation of the qualitative regularities of the motion of component structures is used in assessing the strength of contact and stability under the action of various loads. Developed calculation technique and obtained formulas for finding the displacements of each layer and the change in the deformation energy of the entire structure, based on the use of a refined model of the motion of a two-layer viscoelastic rod, are of interest for engineering practice.

Keywords: layered construction; rod model; viscoelastic interaction; deformation energy; stress waves.

REFERENCES

- [1]. Arhipova N. I. (2014) Utochnjonnye modeli v zadachah o rasprostranenii uprugih voln v sloistyh jelementah konstrukcij. *Vestnik nauchnotehnicheskogo razvitija*, 12 (88), 3–16.
- [2]. Sagomonjan A. Ja. (1985) Volny naprjazhenija v sploshnyh sredah. Uchebnoe posobie. Moscow: Izd-vo Mosk. un-ta, 410.
- [3]. Gol'dsmit V. (1965) Udar. Teorija i fizicheskie svoj-stva soudarjaemyh tel. Moscow: Izd-vo lit. po stroit, 448.
- [4]. Parton V.Z. (1981) Metody matematicheskoj teorii uprugosti: Uchebnoe posobie. Moscow: Nauka. Gl. red. fiz.-mat. lit. 688.
- [5]. Poljanin A.D. Eqworld. Mir matematicheskih uravnenij [Jelektr. resurs]. Jelektr. dannye. Rezhim dostupa: http://eqworld.ipmnet.ru/indexr.htm
- [6]. Smirnov M.M. (1974) Differencial'nye uravnenija v chastnyh proizvodnyh vtorogo porjadka Izd. 2-e, ispr. i dop. Minsk: Izd-vo BGU, 232.
- [7]. Slepjan L.I. (1972) Nestacionarnye uprugie volny. L.: Sudostroenie, 376.

УДК 621.45.053

Андриевский М. В. аспирант кафедры двигателестроения, Днепропетровский

национальный университет имени О. Гончара, Днепр, Украина; нач. отдела двигателестроения украинского филиала компании Skyrora Ltd,

Эдинбург, Великобритания, e-mail: andrievsky.ukraine@gmail.com;

Митиков Ю. А. кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой

двигателестроения, Днепровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, Украина, *e-mail: mitikov2017@gmail.com;*

Шамровский Д. А. канд. техн. наук, частный предприниматель, Днепр, Украина, *e-mail:*

Dmitryshamr@gmail.com

ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫТОЙ СХЕМЫ, РАБОТАЮЩЕГО НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

Актуальность. XXI век уже охарактеризовался новым витком развития космических технологий. Все больше частных компаний выходят на рынок пусковых услуг, предлагая ракеты-носители (PH) разных классов. Наиболее активно в последнее время развивается ниша ракет-носителей легкого класса, которые для сохранения конкурентоспособности должны быть максимально простыми и безопасными как в эксплуатации, так и для окружающей среды. В силу этих обстоятельств, все более популярными становятся экологически чистые высококипящие компоненты топлива, такие как перекись водорода — керосин, что делает разработку схем таких двигателей актуальной.

Цель. Целью данной работы является разработка и математическое моделирование схемы регулирования ракетного двигателя, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива. Данная схема должна обеспечить регулирование двигателя по давлению газов в камере сгорания в широком диапазоне при неизменном соотношении компонентов топлива.

Метод. Математическое моделирование регулирования проводится путем решения системы алгебраических нелинейных уравнений, описывающих работу двигателя.

Результаты. Разработана закрытая схема ракетного двигателя, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива, основной особенностью которой является наличие частичного расхода окислителя на газогенератор. Выполнено математическое моделирование регулирования такого двигателя по режиму и соотношению компонентов топлива.

Научная новизна состоит в том, что управление режимом двигателя осуществляется совместной работой двух дросселей, установленных по линии питания газогенератора и камеры окислителя. Такая схема позволяет регулировать двигатель в очень широком диапазоне давления газов в камере сгорания при сохранении неизменным заданного соотношения компонентов топлива, что значительно упрощает работу системы управления расходом топлива и позволяет снизить диапазон располагаемых приведенных потерь на дросселях. При этом, управление соотношением расходов компонентов топлива осуществляется дросселем, установленным по линии питания камеры горючим, который работает независимо от системы управления режимом двигателя.

Практическая значимость определяется проведенным математическим моделированием схемы регулирования ракетного двигателя при совместной работе двух дросселей. Показано как совместное влияние двух дросселей на режим работы двигателя, так и отдельное влияние каждого из дросселей. Результат работы позволяет перейти к практической реализации схемы и экспериментальной отработки.

Ключевые слова: регулирование ракетного двигателя; перекись водорода; приведенные потери; соотношение компонентов топлива.

ВВЕДЕНИЕ

XXI век уже охарактеризовался активной коммерциализацией космоса. Все больше стран выходят на рынок пусковых услуг. Более того, даже частные компании, такие как Space X, Blue Origin и Rocket Labs предоставляют услуги по выведению груза на околоземную орбиту.

Так же, в настоящее время появилась тенденция на разработку и создание ракет-носителей легкого класса. В связи с тем, что такие ракетыносители должны быть максимально простыми

в эксплуатации, все более популярными становятся экологически чистые высококипящие компоненты топлива. Одним из наиболее доступных экологически чистых высококипящих компонентов топлива является пара перекись водорода — керосин. Особенно эта пара компонентов топлива актуальна для верхних ступеней ракет-носителей, так как допускает многократное включение двигателя. Известно, что Европейское космическое агентство даже объявило тендер на разработку высотного ракетного двигателя, работающего на

© Андриевский М. В., Митиков Ю. А., Шамровский Д. А., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-2

экологически чистых высококипящих компонентах топлива [1]. В связи с этим появляется значительное количество научных исследований, направленных на разработку простых и, в то же время, эффективных двигателей, работающих на паре компонентов перекись водорода — керосин [2].

Наиболее сложными вопросами при разработке ракетных двигателей являются вопросы их регулирования и запуска. Данная статья рассматривает схему регулирования двигателя, работающего на компонентах перекись водорода — керосин по схеме с дожиганием генераторного газа. Особенностью схемы является то, что только часть перекиси водорода от суммарного расхода по двигателю подается в газогенератор. При этом остальная часть перекиси водорода подается напрямую в камеру сгорания.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целью данной работы является разработка закрытой схемы ракетного двигателя, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива, которая бы позволяла регулировать двигатель в широком диапазоне давления газов в камере сгорания при поддержании заданного значения соотношения компонентов топлива. Должно быть выполнено метаматематическое моделирование регулирования такой схемы и показаны ее преимущества по сравнению существующими схемами.

2 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ

Хотя перекись водорода довольно широко используется в промышленности с конца XIX века, в ракетной технике она получила распространение в 30-х годах XX века в Германии. Перекись водорода использовалась в различных двигательных установках как в качестве вспомогательного компонента для привода турбины, например, на двигателе немецкой ракеты V-2, так и в качестве основного компонента топлива на различных британских двигательных установках серии «Альфа», «Бета» и «Гамма». Однако, все британские ракетные двигатели были выполнены по простой открытой схеме и не отличались высокими удельными характеристиками. Регулирование всех этих двигателей, как правило, осуществлялось путем изменения массового расхода компонентов топлива на турбину при помощи дросселя [7].

Более современным поколением ракетных двигателей, использующих в качестве окислителя перекись водорода, стали российские двигательные установки РД-502 и РД-510, которые разрабатывались как один из вариантов разгонного блока для лунной миссии СССР. Эти двигатели были выполнены по схеме с дожиганием продуктов разложения перекиси водорода и имели возможность регулирования в широком диапазоне. Система регулирования двигателя РД-502

обеспечивалась установленным дросселем на байпасной линии, идущей в обход парогенератора сразу в газовод. Такая система позволяла регулировать его в широком диапазоне, однако, приводила к значительному отклонению коэффициента соотношения компонентов топлива от номинального значения [8].

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Особенностью двигателей, работающих на компонентах топлива перекись водорода — керосин, является то, что перед подачей перекиси водорода в камеру двигателя она должна быть разложена на катализаторе. Это обусловлено необходимостью обеспечить надежное зажигание компонентов топлива в камере сгорания без применения дополнительных устройств или пускового горючего. Кроме того, это позволяет добиться устойчивого процесса горения [3, 4].

Схема с дожиганием генераторного газа в камере сгорания является более экономичной, чем открытая схема, поэтому стремление применить такую схему для ракетного двигателя коммерческого применения представляется вполне обоснованным и целесообразным.

Отличительной чертой рассматриваемой пары компонентов топлива является высокое значение стехиометрического соотношения компонентов топлива $km_0 = 8$ [5], поэтому окислителя в топливе очень много. Особенностью продуктов разложения перекиси водорода является наличие в их составе большого количества газообразной воды, что позволяет подавать такой газ на турбину с достаточно высокой температурой без опасения возгорания. Как следствие, при проектировании двигателя, работающего по схеме с дожиганием генераторного газа, целесообразно подавать на турбину только часть окислителя от общего расхода по двигателю. Это обусловлено рядом причин:

- в случае подачи полного расхода на турбину, перепад давления на ней будет стремиться к единице, что приведет к существенному увеличению габаритов турбины и соплового аппарата, а так же к снижению КПД турбины [6];
- в случае подачи полного расхода на турбину, габариты газогенератора значительно увеличиваются;
- отбор части расхода окислителя на камеру обеспечивает существенный запас энергетики для настройки двигателя:
- такая схема позволяет обеспечить широкий диапазон регулирования двигателя.

Рассмотрим три случая регулирования ракетного двигателя, работающего по закрытому циклу на компонентах топлива перекись водорода — керосин. В первом случае рассмотрим регулирование при помощи дросселя, установленного по линии питания газогенератора, во втором случае

рассмотрим случай регулирования при помощи дросселя, установленного по линии питания камеры перекисью водорода, и в третьем случае рассмотрим совместное регулирование двумя дросселями.

На рис. 1 представлена схема регулирования двигателя. Дроссель 1 предназначен для управления системой одновременного опорожнения баков, дроссели поз. 2 и 3 предназначены для управления режимом работы двигателя.

Из схемы видно, что при раскрытии дросселя 2 расход на газогенератор будет увеличиваться, что приведет к форсированию двигателя. Перекрытие дросселя 3 также будет приводить к форсированию двигателя.

Рассмотрим случай, когда регулирование режима двигателя осуществляется только дросселем 2, установленным по линии питания газогенератора перекисью водорода. Очевидно, что увеличение приведенных потерь на нем приведет к дросселированию двигателя, а уменьшение приведенных потерь — к форсированию.

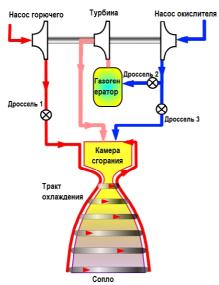


Рисунок 1. Схема регулирования двигателя

Из рис. 2 видно, что для регулирования режима двигателя в диапазоне от -30 до +25 % от номинальной величины, диапазон приведенных потерь на дросселе 2 должен составлять 70 бар. По мере увеличения приведенных потерь на дросселе 2, происходит уменьшение соотношения компонентов в камере сгорания. При этом, отклонение km от номинальной величины достигает 10 %.

Рассмотрим случай, когда регулирование осуществляется только дросселем 3.

Из рис. 3 следует, что для осуществления регулирования режима двигателя при помощи одного дросселя 3 в диапазоне от - 30 до +12 %, приведенные потери на нем должны лежать в диапазоне от 2 до 85 бар. При этом увеличение приведенных потерь на дросселе также приводит к

изменению коэффициента соотношения компонентов топлива в сторону его уменьшения.

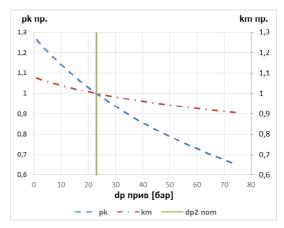


Рисунок 2. Изменение основных параметров двигателя в зависимости от приведенных потерь на дросселе 2: km пр. — относительное соотношение окислителя и горючего в камере сгорания; pk пр. — относительное давление в камере сгорания; dp2 nom — номинальные приведенные потери на дросселе 2

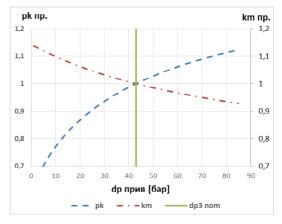


Рисунок 3. Изменение основных параметров двигателя в зависимости от приведенных потерь на дросселе 3: km пр. — относительное соотношение окислителя и горючего в камере сгорания; pk пр. — относительное давление в камере сгорания; dp3 nom — номинальные приведенные потери на дросселе 3

Очевидно, что изменение коэффициента соотношения компонентов топлива при осуществлении регулирования режима двигателя приводит к усложнению работы системы управления расходом топлива (СУРТ). Это обстоятельство приводит к необходимости поиска способа регулирования, при котором коэффициент соотношения компонентов топлива оставался бы постоянным.

Поскольку увеличение приведенных потерь на дросселях 2 и 3 приводит к изменению величины соотношения компонентов топлива в одном направлении, а к изменению давления в камере сгорания в противоположных направлениях, то можно рассчитать регулирование таким образом, чтобы при изменении режима работы

двигателя соотношение компонентов топлива в камере сгорания оставалось неизменным.

На рис. 4 представлены результаты расчета совместного регулирования двигателя дросселями 2 и 3 при поддержании номинальной величины соотношения компонентов топлива.

На рис. 2, 3 и 4 km пр. — относительное соотношение окислителя и горючего в камере сгорания, определяемое как отношение величины текущего соотношения компонентов топлива к его номинальному значению km_i/km_{ном}; pk пр. — относительное давление в камере сгорания, определяемое как отношение величины текущего давления в камере к номинальному значению.

Из рис. 4 видно, что совместное регулирование дросселями 2 и 3 имеет ряд преимуществ по сравнению с регулированием одним дросселем:

- необходимый диапазон изменения приведенных потерь на дросселях значительно снижается по сравнению со случаями регулирования одним из дросселей;
- можно поддерживать заданную величину коэффициента соотношения окислителя в камере сгорания двигателя.

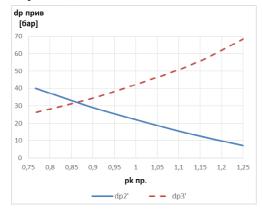


Рисунок 4. Изменение давления в камере двигателя в зависимости от изменения приведенных потерь на дросселях 2 и 3: dp2' и dp3' — приведенные потери на дросселях 2 и 3 соответственно при их совместной работе

В таблице 1 представлены параметры в камере двигателя в зависимости от приведенных потерь на дросселях 2 и 3.

Таблица 1. Совместное регулирование дросселями 2 и 3

dp прив. 2	7	12	17	22	27	32	40
dp прив. 3	68,5	57	49	42	36,5	32	26
рк пр.	1,25	1,16	1,08	1,00	0,93	0,86	0,77
km пр.				1			

Из таблицы 1 видно, что уменьшение приведенных потерь на дросселе 2 и их увеличение на дросселе 3 происходит форсирование двигателя при сохранении постоянного коэффициента соотношения компонентов топлива.

Необходимо отметить, что при таком регулировании по давлению газов в камере сгорания, коэффициент соотношения компонентов топлива в камере будет поддерживаться постоянным, заданным за счет изменения приведенных потерь давления на дросселе 1, который предназначен для системы управления расходом топлива.

4 ОБСУЖДЕНИЕ

На рис. 2, где рассматривается регулирование двигателя только при помощи дросселя 2, установленного по линии питания газогенератора, видно, что увеличение приведенных потерь на дросселе приводит к дросселированию двигателя и к отклонению коэффициента соотношения компонентов топлива в сторону его уменьшения. Эта схема является примером прямого регулирования, когда мощность двигателя регулируется путем изменения величины массового расхода на турбину. Как правило, такая схема характерна для двигателей, работающих по открытой схеме.

На рис. 3, где рассматривается регулирование при помощи только дросселя 3, установленного по линии питания камеры высококонцентрированной перекисью водорода, видно, что увеличение приведенных потерь на дросселе 3 приводит к форсированию двигателя, а уменьшение приведенных потерь — к дросселированию. Такая схема очень близка к схеме регулирования двигателя РД-502, РД-510 и РД-161П. Недостатком такой схемы регулирования является отклонение коэффициента соотношения компонентов топлива от номинальной величины при регулировании режима двигателя.

На рис. 4, где рассматривается совместное регулирование двумя дросселями 2 и 3, представлено такие зависимости изменения приведенных потерь давления на дросселях, при реализации которых коэффициент соотношения компонентов топлива остается постоянным.

выводы

В статье рассмотрены особенности проектирования и регулирования двигателя, работающего на компонентах топлива перекись водорода — керосин, с дожиганием окислительного генераторного газа при не полном расходе окислителя через газогенератор. Была разработана математическая модель для расчета регулирования такого двигателя.

Предложенная схема регулирования обладает рядом преимуществ:

- 1. По сравнению с регулированием одним дросселем, такая схема позволяет существенно сузить необходимый диапазон изменения приведенных потерь давления на дросселях для обеспечения заданного диапазона регулирования.
- 2. Совместное регулирование дросселями 2 и 3 позволяет поддерживать постоянное значение

коэффициента соотношения компонентов топлива, заданное положением дросселя СУРТ.

3. Предложенная схема позволяет свести к минимуму взаимное влияние системы регулирования режима двигателя и системы управления расходом топлива.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. De Selding, Peter B. SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban [Electronic resource] / Peter B. de Selding // Spacenews. Access mode: http://spacenews.com/sstl-developing-non-toxic-thruster-ahead-of-possible-european-hydrazine-ban/. 8.01.2016.
- [2]. William, E. Peroxide propulsion at the turn of the century / E. William // NASA techdocs. 2013. 62 p. ISBN 978-1289165130.
- [3]. Huzel D. K. Design of Liquid Propellant Rocket Engines / D. K. Huzel, D. H. Huang. — Huston: National Aerospace And Space Administration, 1967. — 461 p.

- [4]. Broughton L.W. Development of the Beta I Rocket Motor / L.W. Broughton, W. Kretschmer. Famborough: Royal Aircraft Establishment, 1951. 50 p.
- [5]. Васильев А. П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: В 2 кн. Учеб. для авиац. спец. вузов / А. П. Васильев, В. М. Кудрявцев, А. В. Кузнецов и др.; Под ред. В. М. Кудрявцева. М.: Высш. шк., 1993. 368 с.
- [6]. Овсянников Б. В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей / Б. В. Овсянников, Б. И. Боровский. — М.: Машиностроение, 1951. — 376 с.
- [7]. Hill C. N. History of British Rocketry / C. N. Hill London : Imperial College Press, 2012. 379 p.
- [8]. Архангельский В. И., Судаков В. С. Из истории разработки ЖРД на перекиси водорода в «НПО Энергомаш» / В. И. Архангельский, В. С. Судаков М.: НПО Энергомаш, 2007. 6 с.

Статья поступила в редакцию 19.04.2018

Андрієвський М. В.

аспірант кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет імені О. Гончара, Дніпро, Україна; нач. відділу двигунобудування української філії компанії Skyrora Ltd, Едінбург, Великобританія, e-mail: andrievsky.ukraine@gmail.com

Митіков Ю. О.

кандидат технічних наук, доцент, завідувач кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет ім. О. Гончара, Дніпро, Україна, e-mail: mitikov2017@gmail.com

Шамровський Д. О.

канд. техн. наук, приватний підприємець, Дніпро, Україна, e-mail: Dmitryshamr@gmail.com

ОСОБЛИВОСТІ РЕГУЛЮВАННЯ РАКЕТНОГО ДВИГУНА ЗАМКНУТОЇ СХЕМИ, ЩО ПРАЦЮЄ НА ЕКОЛОГІЧНО ЧИСТИХ ВИСОКОКИПЛЯЧИХ КОМПОНЕНТАХ ПАЛИВА

Актуальність. XXI століття вже охарактеризувалося новим витком розвитку космічних технологій. Все більше приватних компаній виходить на ринок пускових послуг, пропонуючи ракети-носії різних класів. Найбільш активно останнім часом розвивається ніша ракет-носіїв легкого класу, які для збереження конкурентоспроможності повинні бути максимально простими і безпечними як в експлуатації, так і для навколишнього середовища. В силу цих обставин, все більш популярними стають екологічно чисті висококиплячі компоненти палива, такі як перекис водню — гас, що робить дослідження схем таких двигунів актуальним.

Мета. Метою даної роботи є розробка і математичне моделювання схеми регулювання ракетного двигуна, що працює на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива. Дана схема повинна забезпечити регулювання двигуна в широкому діапазоні при незмінному співвідношенні компонентів палива в камері згоряння.

Метод. Математичне моделювання регулювання проводиться шляхом вирішення системи алгебраїчних та диференціальних рівнянь, що описують роботу двигуна.

Результати. Розроблено закриту схему ракетного двигуна, що працює на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива з частковою витратою окислювача на газогенератор. Виконано математичне моделювання регулювання режиму такого двигуна та системи управління витратою палива (СУРТ).

Наукова новизна полягає в тому, що управління режимом двигуна здійснюється спільною роботою двох дроселів, встановлених по лінії живлення газогенератора і камери окислювача. Така схема дозволяє регулювати двигун в дуже широкому діапазоні тиску газів в камері згоряння при збереженні заданого коефіцієнту співвідношення компонентів палива, що значно спрощує роботу системи управління витратою палива і дозволяє знизити діапазон наявних зведених втрат на дроселях. При цьому, управління витратою палива здійснюється дроселем, встановленим по лінії живлення камери пальним, який працює незалежно від системи управління режимом двигуна.

Практична значущість визначається проведеним математичним моделюванням схеми регулювання двигуна під час сумісної роботи двох дроселів. Показаний як сумісний вплив обох дроселів на режим

роботи двигуна, так і окремий вплив кожного з них. Результати роботи дозволяють перейти до практичної реалізації схеми та експериментального відпрацювання.

Ключові слова: регулювання ракетного двигуна; перекис водню; наведені втрати; співвідношення компонентів палива.

Andriievskyi M. V. Postgraduate student of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar

Dnipro National University, Chief of the Propulsion Systems Department,

Skyrora Ltd, Edinburg, UK, e-mail: andrievsky.ukraine@gmail.com

Mitikov Yu. A. PhD, Head of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro

National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: mitikov 2017@gmail.com

Shamrovskyi D. A. Candidate of Technical Science, Self Employer, Dnipro, Ukraine, e-mail:

Dmitryshamr@gmail.com

CONTROL PECULIARITIES OF ROCKET ENGINE WHICH RUNS ON ECOLOGICALLY-FRIENDLY STORABLE PROPELLANT

Context. XXI century is characterized by very fast commercialization of the aerospace industry. More and more companies enter the launch market. For instance, Space X Company has launched 18 launch vehicles in 2017. Because of the large demand of the space market, tendency for development of small launch vehicles has appeared. Due to the struggle between operational simplicity of launch vehicle and low impact on the environment, an interest to ecologically-friendly storable propellant is growing up. Definitely that hydrogen peroxide with kerosene is the most available ecologically-friendly storable propellant which makes researches devoted to the development of such engines very important.

Objective of this article is development and mathematical simulation of control system of the rocket engine which runs on ecologically-friendly storable propellant. This system should provide engine control within a wide range of gas pressure in the combustion chamber at constant propellant mixture ratio.

Method. Mathematical simulation is conducted by solution of the system of algebraic and differential equations describing the engine operation.

Results. Mathematical simulation of different ways of control has been done and results have been compared. According to this data, suggested engine control system has the following advantages in accordance with the existing ways of control. Firstly, for providing required control range in comparison with the engine control by means of one control valve, it allows to reduce the range of hydraulic losses significantly. Secondly, joint control by means of control valves number 2 and 3 allows to avoid propellant mixture ratio deviation from nominal value. Thirdly, this control method simplifies operation of fuel control system by excluding the control system influence on propellant mixture. Moreover, this system provides extra power to compensate all hydraulic deviations and tune up the engine.

Keywords: rocket engine control; high-test peroxide; relative losses; propellant mixture ratio.

REFERENCES

- [1]. De Selding, Peter B. (2016). SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban. Available at: http:// spacenews.com/sstl-developing-non-toxic-thrusterahead-of-possible-european-hydrazine-ban/
- [2]. William E. (2013) *Peroxide propulsion at the turn of the century*. NASA techdocs,. 62, ISBN 978-1289165130.
- [3]. Huzel D. K., Huang D. H. (1967) Design of Liquid Propellant Rocket Engines. Huston, National Aerospace and Space Administration, 461.
- [4]. Broughton L.W., Kretschmer W. (1951) Development of the Beta I Rocket Motor. Farnborough, Royal Aircraft Establishment, 50.
- [5]. Vasylev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov A.V. and others. (1993) Osnovy teoryi y rashcheta

- zhidkostnyh raketnyh dvigateley [Basics of liquidpropellant engines' theory and calculation]. Moscow, Graduate School Publ., 368.
- [6]. Ovsyannikov B. V., Borovskij B. V. (1951) Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnyh raketnyh dvigatelej [Theory and Calculation of Liquid Rocket Engine's Feeding Systems]. Moscow, Mechanical Engineering, 376.
- [7]. Hill C. N. (2012) History of British Rocketry. London, Imperial College Press, 379.
- [8]. Arhangelskij V. I., Sudakov V. S. (2007)Ë Iz istorii razrabotki ZhRD na perekisi vodoroda v NPO Energomash [History of Liquid Rocket Development in NPO Energomash]. Moskow, NPO Energomash, 6.

УДК 629.7.063.6

Катренко М. А.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры двигателестроения физикотехнического факультета Днепровского национального университета им. О. Гончара, Днепр, Украина, *e-mail: bruw@i.ua;*

Панченко А. А.

канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник кафедры двигателестроения физико-технического факультета Днепровского национального университета им. О. Гончара, Днепр, Украина, e-mail: glinsk71@ukr.net

ИССЛЕДОВАНИЕ ГРАНИЦ УСТОЙЧИВОЙ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В КАМЕРУ С ПРОТИВОДАВЛЕНИЕМ

Цель работы. Экспериментально исследовать факторы и параметры интегрированной в камеру сгорания системы подачи компонентов топлива с пористыми распылителями, влияющих на границы устойчивой подачи компонентов на режимах дросселирования ракетного двигателя в камеру сгорания с противодавлением.

Методы исследования. При проведении исследований использовались методы физического моделирования, основанные на фундаментальных законах гидромеханики, теории подобия и планирования физического эксперимента, с использованием общепринятых методов обработки результатов измерений.

Полученные результаты. Исследованы срывные характеристики насосных агрегатов с пористыми распылительными кольцами, установленные на периферийном диаметре рабочего колеса насоса, подающих жидкость в камеру с противодавлением. Определены границы устойчивых режимов подачи жидкости в зависимости от характеристик пористых колец, массового расхода жидкости и частоты вращения ротора.

Научная новизна. Определены зависимости границ срывных режимов подачи жидкости системой питания с использованием пористых распылителей, установленных на периферии рабочих колес насосов в камеру с противодавлением от пористости распылительных устройств и частоты вращения ротора насоса.

Практическая ценность. Полученные результаты позволяют создавать насосные агрегаты для ракетных двигателей с глубоким дросселированием по расходу, а также обеспечивается возможность плавного уменьшения тяги ракетного двигателя путем уменьшения расхода, что в свою очередь позволяет более рационально использовать топливо на борту летательного аппарата.

Ключевые слова: двигатель; жидкость; агрегаты системы питания; насос; пористое кольцо; пористость; срыв.

ВВЕДЕНИЕ

Осуществление плавного дросселирования ракетного двигателя с возможностью изменения его глубины является важной научной и практической проблемой. Исследование факторов и параметров, влияющих на границы устойчивой подачи топлива в камеру с противодавлением при дросселировании ракетного двигателя представляет малоисследованную, важную научно-практическую задачу. Интеграция системы подачи компонентов топлива в камеру сгорания может обеспечить не только уменьшение массы двигателя за счет отказа от форсуночной головки, но дает возможность рационально использовать топливо для увеличения дальности использования аппарата, а также будет иметь меньшую стоимость. Кроме этого, интегрированная в камеру сгорания система подачи компонентов топлива может быть использована как для жидких, так и гибридных компонентах топливах, что расширяет область применения двигателя с ней.

© Катренко М. А., Панченко А. А., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-3

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАПИЙ

Идея применения интегрированной в камеру сгорания комбинированной системы подачи компонентов топлива с использованием центробежных насосов осуществлена фирмой Мессершмитт-Бельков-Блом [1]-[2]. Дальнейшие продолжение научных изысканий в области интеграции системы подачи и камеры сгорания получили в [3]. В [4]-[5] разработаны схемы гибридных ракетных двигателей, в которых использовалось горючее в твердом, а окислитель в жидком агрегатных состояниях. Из результатов работы [6] получено, что изменение параметров насоса с пористым кольцом дало возможность обеспечить устойчивый режим работы двигателя. Данные опубликованных работ в области создания интегрированных в камеру сгорания ракетного двигателя системы подачи компонентов топлива показывают их перспективность.

2 ЦЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ

Целью проведенного исследования являлось экспериментальное исследование факторов и параметров интегрированной в камеру сгорания системы подачи компонентов топлива с пористыми распылителями, влияющих на границы неустойчивой подачи компонентов на режимах дросселирования ракетного двигателя.

Для достижения этой цели, необходимо решить следующие задачи: создать пористые распылители, с малыми значениями пористости; провести экспериментальные исследования, направленные на определения границ устойчивой подачи жидкости в камеру с противодалением; проанализировать влияние расхода жидкости и частоты вращения ротора на границы устойчивости системы подачи.

3 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВА-НИЯ

Проведенные экспериментальные исследования являются продолжением работ, результаты которых изложены в [6]. Непосредственным объектом экспериментальных исследований являлись рабочие колеса насосов турбонасосного агрегата с пористыми кольцами. Модельная камера сгорания состояла из корпуса с прозрачной крышкой, в который подсоединялся трубопровод подачи воды, трубопровод подачи воздуха, а также разъемы средств измерения. В корпусе камеры замещался полый вал, на который устанавливалось рабочее колесо насоса закрытого типа, состоящее из несущего и покрывного дисков, пористого кольца.

На периферийном диаметре рабочего колеса, после пористого кольца, устанавливалось распылительное устройство, которое закреплялось на дисках. Пористое кольцо было выполнено из 52 слоев сетки с ячейкой 0,0005×0,0005 из проволоки диаметром 0,00025 м. Внутренний диаметр распылительных устройств составлял 0,022 м, а наружный - 0,06 м, ширина пористого кольца $b_2 = 0.004$ м. Распылительные устройства имели следующие особенности: 1) устройство А выполнялось из металлической ленты из нержавеющей стали и имело 122 перфорированных отверстия диаметром 0,0003 м; 2) устройство Б выполнялось из такой же ленты и имело два диаметрально расположенных отверстия диаметром 0,003 м; 3) устройство В было выполнено из металловолокна, изготовленного из медной проволоки диаметром 0,00003 м. Подвод жидкости к колесу осуществлялся через полый вал, в котором были выполнены радиальные отверстия. Рабочее тело – дегазированная вода.

В проведенных исследованиях определялся перепад статического давления как разность между общим перепадом — между давлением в камере сгорания и давлением на входе в рабочее колесо и перепадом на рабочем колесе не имею-

щего пористого кольца. Массовый расход определялся тахометрическим методом, с использованием расходомера ТДР7-1-1. Фильтрационные характеристики были получены для частот вращения ротора от 3077 до 6154 об/мин. На рис. 1—3 представлены зависимости перепада статического давления в рабочих колесах с пористыми кольцами от массового расхода жидкости.

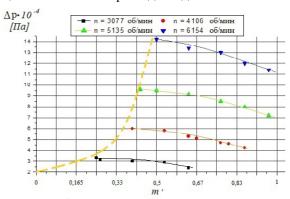


Рисунок 1. Зависимость перепада статического давления $\Delta \overline{P}_{CT}$ от относительного массового расхода жидкости $\dot{\mathbf{m}}'$ колеса с распылителем А

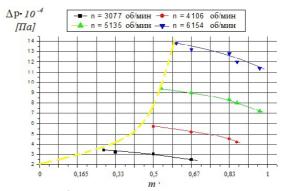


Рисунок 2. Зависимость перепада статического давления $\Delta \overline{P}_{CT}$ от относительного массового расхода жидкости $\dot{\mathbf{m}}'$ колеса с распылителем Б

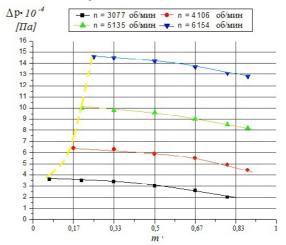


Рисунок 3. Зависимость перепада статического давления $\Delta \overline{P}_{CT}$ от относительного массового расхода жидкости $\dot{\mathbf{m}}'$ колеса с распылителем В

4 АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Из опыта экспериментальных исследований, изложенных в [6], следовало, что устойчивость подачи топлива в камеру с противодавлением возможна, если создать на выходе из рабочего колеса участок, где потери статического давления будут больше чем прирост давления создаваемый за счет центробежных сил этим участком. Кроме этого, устойчивая подача компонента возможна, если создать на небольшом радиальном участке местное увеличение скорости жидкости, способствующее появлению потерь статического давления. Замечено, что организация течения жидкости с местным ускорением в системе подачи компонентов, влияет на границу устойчивой работы камеры сгорания. Для рабочего колеса закрытого типа, содержащего на периферийном диаметре пористое кольцо, уравнение неразрывности может быть представлено в виде:

$$\dot{m} = \rho \cdot S \cdot |C| = \rho \cdot S_{II} \cdot Cr = \text{const},$$

где |C| — фильтрационная скорость, являющаяся вектором, направленным в сторону движения жидкости, по нормали к поверхности, величина которого равна объемному расходу на единицу полной площади на выходе из колеса S с учетом пор и пористой среды. Действительная скорость движения жидкости Cr, определяющая массовый расход \dot{m} , будет определяться из соотношения:

$$Cr = \frac{S \cdot |C|}{S_{II}} = \frac{|C|}{n}$$
.

Следовательно, увеличение проекции абсолютной, действительной скорости на радиальное направление возможно за счет уменьшения просветности. Параметр n — просветность [7—9] распылительных устройств составлял соответственно величину для распылителя A — n_A = 0,0114, для распылителя B — n_B = 0,18. Согласно [7]—[9], значение просветности пористого тела равно его пористости n = m и его использование диктовалось необходимостью определения эквивалентной пористости распылительных устройств, выполненных из стального кольца с отверстиями.

Полученные экспериментальные данные позволили получить зависимости параметра устойчивости В от относительного массового расхода m', которые представлены на рис. 4.

Из полученных графических зависимостей следует, что при В d" 1 нарушается подача жидкости в камеру сгорания. Эта граница на рис. 4 показана постоянной В = 1. Область срыва подачи в камеру с противодавлением имеет диапазон по относительному массовому расходу при \dot{m}

превышающий 10% от номинального при постоянной частоте вращения, при значениях пористости m < 0.5.

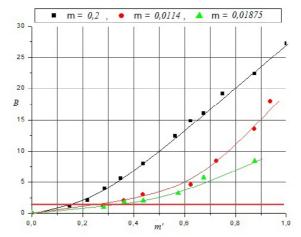


Рисунок 4. Зависимость параметра устойчивости B, от относительного расхода \dot{m}'

На рис. 5 представлена зависимость минимального относительного расхода $\Delta \, m^{\prime}_{\,\, {
m MIN}}$ от пористости m.

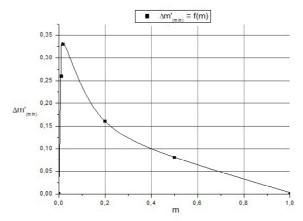


Рисунок 5. Зависимость минимального относительного расхода Δ m'_{MIN} от пористости m

При m=0 проточная часть рабочего колеса полностью закрыта и массовый расход через камеру $\dot{m}=0$. При m=1 проточная часть рабочего колеса не загромождена порами, и с таким рабочим колесом осуществить подачу жидкости в камеру с противодавлением не представляется возможным из-за прорыва газа на вход в насос, что вызывает кавитационный режим его работы и массовый расход через камеру $\dot{m}=0$. В области 0 < m < 0,5 наблюдается рост области срыва подачи жидкости в камеру сгорания, которая составляет по относительному расходу от 0,8 до 0,33. В области 0,5 < m < 1 плавное уменьшение зоны срыва, до граничного значения пористости m=1.

выводы

На основании проведенного исследования можно сделать следующие выводы:

- 1) пористые элементы, выполняющие роль распылительных устройств, с застойными полостями менее эффективны, чем полностью проницаемые тела;
- 2) глубина дросселирования камеры при пористости распылительного устройства m, не превышающего 0.02 по массовому расходу, составляет 3.85 3.67 раз;
- 3) пористые распылители с пористостью m = 0.2 и более, выполненные из анизотропных материалов позволяют создавать дросселируемые двигатели с глубиной дросселирования до 13.6 раз;
- 4) с уменьшением пористости распылительного устройства с 0,2 до 0,0187, зона срыва увеличилась в 1,55 раз.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND. Deutsches patentamt. Auslegeschrift. 1164753, Internat. Kl.: F 02 k, Deutsche Kl.: 46g-1/05. Nummer: 1164753. Aktenzeichen: St158931a/46g. Anmeldetag: 12. Dezember 1959. Auslegetag: 5. Мдгz 1964. Raketentriebwerk für flussige Treibstoffe Anmelder: Bulkow-Entwicklungen Kommanditgesellschaft, Ottobrunn bei Munchen. Als Erfinder benannt: Di pl.-Ing. Karl Stuckel, Ottobrunn bei Munchen.
- [2]. Михайлов В. В. Дросселируемые жидкостные ракетные двигатели / В. В. Михайлов, В. Г. Базаров. М.: Машиностроение, 1985. 106 с.

- [3]. Патент № US2536599A (США) кл. 60-35.6 Управляемая паром вращающаяся камера сгорания. / Ester C Goddart. дата заявки 02.01.1948. опубл. 02.01.1951.
- [4]. Патент на корисну модель, Україна: 118587, МПК В63Н 11/00. Гідрореактивний двигун / Катренко М.О. власник Катренко М.О. № u201702829; дата заявки 27.03.2017; дата публік. 10.08.2017, Бюл. №15. 2017.: ил.
- [5]. Патент на корисну модель, Україна: 118640, МПК В63Н 11/00. Гідрореактивний двигун / Катренко М.О. власник Катренко М.О. № а201702588; дата заявки 20.03.2017; дата публ. 28.08.2017, Бюл. №16. 2017.: ил.
- [6]. Теоретико-экспериментальные исследования комбинированных систем подачи топлива в камеру сгорания ракетных и ракетно-прямоточных двигателей / С. А. Белогуров, М. А. Катренко, А. А. Панченко, Л. В. Пронь // Вестник двигателестроения. № 1. 2013. С. 29—34. ISSN 1727-0219.
- [7]. Аравин, В. И. Теория движения жидкостей и газов в недеформируемой пористой среде: учеб. пособ. для втузов. / В. И. Аравин, С.Н. Нумеров. М.: Гостехиздат. 1953. 616 с.
- [8]. Коллинз, Р. Течения жидкостей через пористые материалы. : пер. с англ. / под ред. Г. И. Баренблатта. М. : Мир, 1964. 352 с.
- [9]. Шейдеггер, А. Э. Физика течения жидкостей через пористые среды. М.: Гос. изд. нефтяной и горно-топливной лит., 1960. 250 с.

Статья поступила в редакцию 26.02.2018

Катренко М.О. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету, Дніпро, Україна, *e-mail: bruw@j.ua*;

Панченко А.А.

канд. техн. наук, провідний науковий співробітник кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету, Дніпро, Україна, *e-mail: glinsk71@ukr.net;*

ДОСЛІДЖЕННЯ МЕЖ СТІЙКОГО ПОСТАЧАННЯ ПАЛИВА В КАМЕРУ 3 ПРОТИТИСКОМ

Мета роботи. Експериментально дослідити фактори та параметри інтегрованої в камеру згоряння системи подачі компонентів палива з пористими розпилювачами, що впливають на межі стійкого постачання компонентів на режимах дроселювання ракетного двигуна в камеру згоряння з протитиском.

Методи дослідження. При проведенні досліджень використовувалися методи фізичного моделювання, які основані на фундаментальних законах гідромеханіки, теорії подібності та планування фізичного експерименту, з використанням загальноприйнятих методів обробки результатів вимірювань.

Отримані результати. Досліджено зривні характеристики насосних агрегатів з пористими кільцями, що розпилюють, та встановлені на периферійному діаметрі робочого колеса насоса, що подають рідину в камеру з протитиском. Визначено межі стійких режимів постачання рідини в залежності від характеристик пористих кілець, масової витрати рідини і частоти обертання ротора.

Наукова новизна. Визначено залежності між граничними режимами постачання рідини системою

живлення з використанням пористих розпилювачів, встановлених на периферії робочих коліс насосів в камеру з протитиском від пористості і частоти обертання ротора насоса.

Практична цінність. Отримані результати дозволяють створювати насосні агрегати для ракетних двигунів з глибоким дроселюванням по витраті, а також забезпечується можливість плавного зменшення тяги ракетного двигуна шляхом зменшення витрати, що в свою чергу дозволяє більш раціонально використовувати паливо на борту літального апарату.

Ключові слова: двигун; рідина; агрегати системи постачання; насос; пористе кільце; пористість; зрив.

Katrenko M.A. Ph.D, Associate Professor, Associate Professor of the Engine Building

Department of the Faculty of Physics and Technology of Oles Honchar

Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail bruw@i.ua;

Panchenko A.A. Ph.D, Leading Researcher of the Engine Building Department of the Faculty of Physics and Technology of Oles Honchar Dnipro National University,

Dnipro, Ukraine, e-mail glinsk71@ukr.net;

STUDY OF THE BOUNDARIES OF SUSTAINABLE FUEL SUPPLY INTO THE BACK-PRESSURE COMBUSTION CHAMBER

Purpose. Experimental study of factors and parameters for the supply of fuel components incorporated into the combustion chamber with porous sprayers, affecting the boundaries of the components steady supply into the combustion chamber with back-pressure during the rocket engine throttling.

Methodology. During the research, physical modeling methods based on the fundamental laws of hydromechanics, the theory of similarity and physical experiment planning, using conventional methods for processing measurement results were used.

Findings. There are studied breakdown characteristics of pumping units with porous spray rings mounted on the peripheral diameter of the pump impeller supplying fuel into the back-pressure chamber. The boundaries of stable modes of fuel supply are determined depending on the porous rings characteristics, mass flow rate and rotor speed.

Scientific novelty. There are determined dependencies of the boundaries of breakdown modes of the fuel supply system with porous sprayers installed at the periphery of the pump impeller supplying fuel in the backpressure chamber from the porosity of the spraying devices and the pump rotor speed.

Practical value. The results obtained make it possible to create pumping units for rocket engines with a deep throttle flow rate, and allows for a smooth reduction in rocket thrust by reducing the flow rate over a wide range of rotor speeds of the turbo-pump assembly, which in turn allows more rational use of fuel on board the aircraft.

Keywords: engine; fuel; fuel supply units; pump; porous ring; porosity; breakdown.

REFERENCES

- [1]. BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND (1964).
 Deutsches patentamt. Auslegeschrift. 1164753,
 Internat. Kl.: F 02 k, Deutsche Kl.: 46g-1/05.
 Nummer: 1164753. Aktenzeichen: St158931a/
 46g. Anmeldetag: 12. Dezember 1959. Auslegetag:
 5. Мдгz. Raketentriebwerk fbr flbssige Treibstoffe
 A n m e l d e r: В ц l k o w E n t w i c k l u n g e n
 Kommanditgesellschaft, Ottobrunn bei Мъпсhen.
 Als Erfinder benannt: Dipl.-Ing. Karl Stuckel,
 Ottobrunn bei Мъпсhen.
- [2]. Mihajlov V. V., Bazarov V.G. (1985). Drosseliruemye zhidkostnye raketnye dvigateli. M.: Mashinostroenie, 106.
- [3]. Ester C. Goddart (1948). Patent № US2536599A (SShA) kl. 60-35.6 Upravljaemaja parom vrashhajushhajasja kamera sgoranija. opubl.
- [4]. Katrenko M. O. Patent na korisnu model', Ukraïna:

- 118587, MPK V63N 11/00. Gidroreaktivnij dvigun. № u201702829.
- [5]. Katrenko M. O. (2017). Patent na korisnu model', Ukraïna: 118640, MPK V63N 11/00. Gidroreaktivnij dvigun. № a201702588.
- [6]. Belogurov S. A., Katrenko M. A., Panchenko, A. A., (2013). Teoretiko jeksperimental'nye issledovanija kombinirovannyh sistem podachi topliva v kameru sgoranija raketnyh i raketnoprjamotochnyh dvigatelej. Vestnik dvigatelestroenija, 1, 29–34.
- [7]. Aravin V. I., Numerov S.N. (1953). Teorija dvizhenija zhidkostej i gazov v nedeformiruemoj poristoj srede ucheb. M.: Gostehizdat, 616.
- [8]. Kollinz R., Barenblatta G. I. (1964). Techenija zhidkostej cherez poristye materialy. M.: Mir, 352.
- [9]. Shejdegger A. Je. (1960). Fizika techenija zhidkostej cherez poristye sredy. Moscow: Gos. izd. neftjanoj i gorno-toplivnoj lit., 250.

УДК 621.314.212

Ільїн С. В. канд. техн. наук, доцент кафедри теплоенергетики та гідроенергетики

Запорізької державної інженерної академії, Запоріжжя, Україна, e-mail:

svizp1@gmail.com;

Чейлитко А. О. канд. техн. наук, доцент, докторант кафедри теплоенергетики та

гідроенергетики Запорізької державної інженерної академії, Запоріжжя,

Україна, e-mail: cheilytko@i.ua;

Матказіна Р. Р. доцент кафедри теплоенергетики та гідроенергетики Запорізької

державної інженерної академії, Запоріжжя, Україна, e-mail:

rimmaamina77@gmail.com

ДОСЛІДЖЕННЯ НАДЛИШКОВОГО ТИСКУ МАСЛА В ОБМОТКАХ ТРАНСФОРМАТОРІВ З ШИРИНОЮ РАДІАЛЬНОГО КАНАЛУ В 1 ММ

Мета роботи. Підвищення ефективності охолодження обмоток силового трансформатора з шириною перетину радіального каналу меньш ніж 3 мм, при природньому русі охолоджуючої рідини, шляхом вдосконалення геометричних параметрів системи охолодження за умови зниження матеріалоємності електричної машини є актуальним напрямом наукових досліджень.

Методи дослідження. Для вирішення поставлених завдань виконано аналіз та обрано теоретичні методи, прилади, методики експериментальних досліджень. Найбільш повно використано наступні методи: математичне моделювання гідродинамічних процесів у дисковій обмотці масляного силового трансформатора, яке базується на розв'язанні диференційного рівняння теплопровідності та рівняння Нав'є-Стокса зі змінними умовами однозначності методом кінцевих елементів, з використанням спеціальних пакетів програмного забезпечення; методи статистичної обробки експериментальних даних з використанням спеціальних пакетів програмного забезпечення.

Отримані результати. Надлишковий тиск масла в каналах обмотки збільшується при зростанні порядкового номеру котушки. Виявлено, що зі зростанням швидкості масла на вході в горизонтальний канал значення надлишкового тиску в ньому зростають в квадратичному ступені. Встановлено, що в маслі горизонтального каналу виникає підйомна сила, про що свідчить зростання надлишкового тиску біля верхньої границі каналу.

Вперше отримано аналітичну залежність надлишкового тиску масла в радіальному каналі дискової обмотки силового трансформатора від швидкості течії масла на вході в цей канал.

Наукова новизна. Дістали подальший розвиток наукові уявлення про характер руху охолоджуючого трансформаторного масла в каналах дискових обмоток за відсутності направляючих перегородок. Було отримано залежності надлишкового тиску в горизонтальних каналах шириною перетину 1 мм від швидкості течії масла на вході в цей канал, що дозволяє розрахувати швидкість, завдяки якій можливо організувати наскрізну циркуляцію масла в каналі за умови недопущення надмірного зростання надлишкового тиску в каналі, що може запобігти аварійній ситуації.

Практична цінність. Запропоновано нову математичну модель пов'язаних між собою теплообмінних та гідродинамічних процесів, що мають місце в дискових обмотках силового трансформатора, яка, на відміну від існуючих, враховує ширину горизонтального каналу менше 3 мм, що дозволяє спрогнозувати характер розповсюдження теплоти в обмотці та визначити можливі місця перегріву котушок та передчасного руйнування ізоляційних матеріалів.

Ключові слова: масляний трансформатор; теплообмін; енергетичне обладнання; система охолодження.

ВСТУП

В сучасних економічних умовах одним з ключових питань в галузі трансформаторобудування стає зменшення матеріалоємності електричних машин. Це, в свою чергу, призводить до зменшення габаритних розмірів трансформаторів, наприклад, за рахунок зменшення ширини радіальних каналів в системі його теплового захисту. Проте, необхідно враховувати, що це призведе до

погіршення умов відводу теплоти від активної частини трансформатора до навколишнього середовища.

Зменшення кількості теплоти, що відводиться від обмоток, може стати причиною значного перегріву трансформатора, викликати передчасне старіння ізоляції та призвести до аварійної ситуації.

Метою роботи ε дослідження характеру руху трансформаторного масла в трансформаторній обмотці з шириною радіального каналу в 1 мм.

ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Трансформатори є найважливішим обладнанням в системі трансмісії та розподілу, які ефективно обслуговують різноманітні потреби: внутрішній та зовнішній розподіл, середня напруга, висока напруга, додаткова висока напруга та застосування надвисокої напруги. Проблемам охолодження силових трансформаторів присвячена велика кількість публікацій [1, 2]. За допомогою математичного аналізу та експериментальних вимірювань проведено діагностику розподілу масляних трансформаторів з точки зору механіч-ної міцності обмотки. Аналіз зростання температури при різних навантаженнях є дуже важливим, оскільки дозволяє визначати вантажну ємність і перевантаження трансформатора при різних робочих умовах і дотримуватися змінної температури навколишнього середовища [3].

В переважній кількості наукових робіт з трансформаторобудування приведені дослідження процесів відводу теплоти від трансформаторних обмоток з шириною радіального каналу не менше 3 мм.

Проведено моделювання підвищення коефіцієнтів передачі для підйому газових бульбашок у рідині та проведено експерименти для вивчення цього явища, яке забезпечує новий спосіб охолодження масляних трансформаторів [4].

Ефірні рідини пропонують потенціал для більш безпечних та більш екологічно чистих силових трансформаторів. Це може заощадити значні цивільні витрати в установках, зменшивши вимоги до пожежної безпеки та спростивши стримування. Ці переваги були використані при розподілі напруги протягом майже чотирьох десятиліть у багатьох областях застосування[5].

За звичайних умов експлуатації встановлюються рівняння, що описують теплові явища в трансформаторі. Розроблено алгоритми прогнозування температур у критичних точках в нестаціонарних станах, що відбуваються на діаграмах навантаження/часу[6]. Запропоновано визначити провідності матеріалів теплового захисту залежно від температури та постійних ємностей еквівалентних теплових ланцюгів трансформатора.

На сьогоднішній день виконано дослідження методики створення систем теплового захисту енергетичного обладнання [7]. Створення теплової ізоляції (на базі набору перфорованих металевих пластин), що володіє простотою виготовлення, має оптимальні теплофізичні характеристики й високу міцність, що дозволяє використовувати конструктивні елементи як з одного матеріалу, так і комбінації різних.

Проведено грунтовні дослідження основних правил проектування обмоток силових трансформаторів [8] та основних режимів роботи енергетичного обладнання [9].

Детально розглянуто теплообмінні та гідродинамічні процеси, які мають місце в радіаторах систем охолодження силових трансформаторів при відведенні теплоти від масла до навколишнього середовища[10]. Описано експериментальну установку, яку створено для проведення досліджень. Проведено порівняння результатів, отриманих експериментальним шляхом з результатами математичного моделювання.

Наведено результати застосування оригінальної нелінійної нестаціонарної теплової моделі масляних силових трансформаторів [11]. Основною перевагою створеної моделі є точне врахування впливу тепловіддачі нелінійної конвекції на перехідний тепловий процес [12]. Метою проведення дослідження є визначення точності застосування отриманих параметрів у трансформаторі в нормальному режимі роботи. З цією метою виконано точний розрахунок розподілу втрат потужності необхідний і запропонований у роботі [13].

У більшості випадків для створення конкурентоспроможного трансформаторного устаткування застосовуються ефективні методи охолодження обмоток [14, 15].

Одним з таких методів є природна циркуляція охолоджуючої рідини в горизонтальних і вертикальних каналах обмоток за умови ширини горизонтальних каналів не більше, ніж 3 мм. Реалізація такого виду охолодження дозволяє знизити матеріалоємність трансформатора за рахунок зменшення його габаритних розмірів, виключити з системи охолодження насоси за рахунок зміни примусової циркуляції на природну, зменшити масу і розміри трансформатора, що, в свою чергу, призведе до зменшення витрат.

Проте, окрім видимих зисків у заміні виду циркуляції охолоджуючого середовища в обмотках трансформатора, є ряд проблем, які мають бути вирішеними [16]. Серед них: застій масла в горизонтальних каналах обмоток, місцевий перегрів котушок, утворення зон, в яких кількість масла, що протікає, недостатня для ефективного відводу теплоти від котушок. У зв'язку з цим, необхідно точно прогнозувати характер температурного поля таких обмоток для розробки заходів по забезпеченню надійного охолодження обмоток трансформатора. Існуючі методи розрахунку теплового стану обмоток використовується лише у випадках, коли ширина перетину горизонтальних каналів становить більше 3 мм. Тому теоретичне та експериментальне дослідження гідродинаміки в охолоджуючих каналах обмоток з розміром горизонтальних каналів менше 3 мм та природною циркуляцією охолоджуючого середовища є актуальним завданням.

Математична модель обмотки силового трансформатора

Для дослідження теплових процесів в обмотках трансформатора обрано циліндричну систему координат (довільна крапка має координати $P(x, r, \varphi)$). Система координат обрана таким чином, що координатна вісь ОХ направлена вертикально вверх. Таким чином розкладання вектора прискорення вільного падіння у вибраній координатній системі буде мати вигляд:

$$g_{ox} = -g; g_r = 0; g_{\varphi} = 0,$$
 (1)

де g — чисельне значення вектора прискорення вільного падіння, g = 9,81 H/кг.

При дослідженні температурного поля трансформаторного масла вважається, що середовище є суцільним. Стан суцільного середовища характеризується макроскопічними параметрами: швидкістю, температурою та тиском. Для визначення цих параметрів, розглянемо основні рівняння, які описують теплообмін в рідині.

Рівняння енергії рідини, яка рухається в циліндричній системі координат має вигляд:

$$\frac{\partial t}{\partial \tau} + W_x \frac{\partial t}{\partial x} + W_r \frac{\partial t}{\partial r} + \frac{W_\phi}{r} \frac{\partial t}{\partial \phi} =$$

$$= \frac{1}{\rho C_n} \left(\frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial t}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda \frac{\partial t}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{r^2 \cdot \partial \phi} \left(\lambda \frac{\partial t}{\partial \phi} \right) + \frac{\lambda \partial t}{r \partial r} \right), (2)$$

де q_v — середня щільність теплових втрат в об'ємі провідника, Вт/м³, W— швидкість течії рідини, м/с, λ — коефіцієнт теплопровідності рідини, Вт/(мК), ρ — щільність рідини, кг/м³, C_p — теплоємність рідини, Дж/(кгК).

Проте, в рівняння (2) входять значення проекцій швидкості течії масла на координатні осі. Для їх визначення необхідно приєднати до (2) рівняння руху (Нав'є-Стокса) в циліндричних координатах:

$$\begin{split} & \rho \Bigg(\frac{\partial W_x}{\partial \tau} + W_x \frac{\partial W_x}{\partial x} + W_r \frac{\partial W_r}{\partial r} + \frac{W_\phi}{r} \frac{\partial W_x}{\partial \phi} \Bigg) = \rho g_x - \\ & - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \bigg(2\mu \frac{\partial W_x}{\partial x} \bigg) + \frac{\partial}{\partial r} \bigg(\mu \bigg(\frac{\partial W_x}{\partial r} + \frac{\partial W_r}{\partial x} \bigg) \bigg) + \\ & + \frac{\mu}{r} \bigg(\frac{\partial W_x}{\partial r} + \frac{\partial W_r}{\partial x} \bigg) + \frac{\partial}{r\partial \phi} \bigg(\mu \bigg(\frac{1}{r} \frac{\partial W_x}{\partial \phi} + \frac{\partial W_\phi}{\partial x} \bigg) \bigg), \\ & \rho \bigg(\frac{\partial W_r}{\partial \tau} + W_x \frac{\partial W_r}{\partial x} + W_r \frac{\partial W_r}{\partial r} + \frac{W_\phi}{r} \frac{\partial W_r}{\partial \phi} - \frac{W_\phi^2}{r} \bigg) = \rho g_r - \\ & - \frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial x} \bigg(\mu \bigg(\frac{\partial W_x}{\partial x} + \frac{\partial W_x}{\partial r} \bigg) \bigg) + \frac{\partial}{\partial r} \bigg(2\mu \frac{\partial W_r}{\partial r} \bigg) + \\ & + \frac{2\mu}{r} \bigg(\frac{\partial W_r}{\partial r} - \frac{W_r}{r} - \frac{\partial W_\phi}{r\partial \phi} \bigg) + \frac{\partial}{r\partial \phi} \bigg(\mu \bigg(\frac{1}{r} \frac{\partial W_r}{\partial \phi} + \frac{\partial W_\phi}{\partial r} - \frac{W_\phi}{r} \bigg) \bigg), \end{split}$$

$$\begin{split} & \rho \bigg(\frac{\partial W_{\phi}}{\partial \tau} + W_{x} \frac{\partial W_{\phi}}{\partial x} + W_{r} \frac{\partial W_{\phi}}{\partial r} + \frac{W_{\phi}}{r} \frac{\partial W_{\phi}}{\partial \phi} + \frac{W_{\phi}W_{r}}{r} \bigg) = \rho g_{\phi} - \\ & - \frac{\partial p}{r \partial \phi} + \frac{\partial}{\partial x} \mu \bigg(\frac{\partial W_{\phi}}{\partial x} + \frac{\partial W_{x}}{r \partial \phi} \bigg) + \frac{\partial}{\partial r} \mu \bigg(\frac{\partial W_{\phi}}{\partial x} + \frac{\partial W_{x}}{r \partial \phi} \bigg) + \\ & + \frac{2\mu}{r} \bigg(\frac{\partial W_{\phi}}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial W_{r}}{\partial \phi} - \frac{W_{\phi}}{r} \bigg) + \frac{\partial}{r \partial \phi} \bigg(2\mu \bigg(\frac{1}{r} \frac{\partial W_{\phi}}{\partial \phi} + \frac{W_{r}}{r} \bigg) \bigg) + \\ & + \frac{\partial}{\partial r} \mu \bigg(\frac{\partial W_{\phi}}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial W_{r}}{\partial \phi} - \frac{W_{\phi}}{r} \bigg). \end{split}$$
(3)

Для розрахунку невідомої в (3) величини тиску p, використаємо рівняння нерозривності:

$$\frac{dW_x}{\partial x} + \frac{dW_r}{\partial r} + \frac{dW_{\varphi}}{r \cdot \partial \varphi} + \frac{W_r}{r} = 0.$$
 (4)

Таким чином, процес конвективного теплообміну в циліндричних координатах описується рівняннями (2)—(4). За умови стаціонарного теплообміну похідні часу стають рівними нулю.

В якості об'єкта дослідження прийняті теплові моделі горизонтального каналу котушкових обмоток з радіальною шириною 50 мм. Площа поверхні кожної котушки дорівнює 500 мм².

Початкові умови при вирішенні цієї моделі:

- початкова температура масла 60 °C;
- температура навколишнього середовища 30 °C;
- щільність теплового потоку 3500 Bт/м².

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Очевидним є те, що підвищення швидкості течії масла на вході в радіальний канал системи теплового захисту силового трансформатору призведе до значного зростання інтенсивності тепловіддачі від розігрітої міді котушок до охолоджуючого середовища. Проте, для комплексної оцінки позитивності такого зовнішнього впливу необхідно провести аналіз залежності надлишкового тиску трансформаторного масла в горизонтальному каналі енергетичного обладнання від швидкості середовища на його вході. Для цього на правій вертикальній границі каналу були встановлені штучні значення швидкостей масла. Дослідження проведені для наступних величин швидкостей: 0,1 м/с, 0,5 м/с, 1 м/с, 3 м/с, 4 м/с, 5 м/с, 6 m/c, 8 m/c, 9 m/c 10 m/c.

Отримані в результаті розрахунків поля швидкостей та надлишкового тиску в горизонтальному каналі при швидкості 0,1 м/с на вході в нього відображені на рисунку 1.

На рисунку 1 видно, що в правій частині каналу системи теплового захисту енергетичного обладнання спостерігається не лише рух масла в канал, а й витікання з нього в верхній і нижній частині каналу. Це свідчить про те, що рідині легше здолати швидкість, що прикладена на вході в канал (0,1 м/с) і виштовхнути масло назад, ніж проштовхнути все масло вздовж нього.

Велика щільність ліній току в правій частині каналу (рис. 1*a*) свідчить про інтенсивний рух рідини на цій ділянці моделі, проте, з просуванням вліво по каналу, інтенсивність ліній току значно зменшується, і, приблизно за п'яту частину довжини каналу, зовсім зникає.

Розподіл тиску (рис. 1δ) повністю повторює контури поля швидкостей та в зоні, де відсутні лінії току, чисельні значення надлишкового тиску коливаються близько 0 Па.

Вибір сторони каналу, до якої прикладена швидкість, впливу на кінцевий результат не має. Також суттєво не впливає на результати напрямок прикладеного навантаження, тобто вплив на модель позитивної за знаком швидкості, що застосована до лівої границі, ідентичний впливу негативної швидкості на правій границі каналу.

Взагалі, ідентичний характер полів швидкостей та надлишкового тиску спостерігається при всіх умовах, що розглядаються. Очевидним ϵ те, шо ділянка, на якій спостерігається інтенсивний рух рідини в радіальному каналі залежить від швидкості масла на вході. Проте, при швидкості масла на вході в канал, що дорівнює 1 м/с, починає спостерігатися відрив рідини від стінок правої частини каналу. Особливо чітко це явище можна дослідити при швидкості 10 м/с на вході в канал. Характер розподілу надлишкового тиску при швидкості масла на вході в горизонтальний канал, що дорівнює 1 м/с та 10 м/с, ідентичний до характеру при 0,1 м/с. Суттєвою відмінністю є лише зміщення точки з найменшим тиском в праву частину каналу, що викликано відривом течії від стінок і утворенням зони розрідження. Очевидним є те, що навіть за умови наявності швидкості масла на вході в радіальний канал, що дорівнює 10 м/с, організувати наскрізну циркуляцію масла уздовж усього каналу неможливо. Про це свідчить наявність зон каналу, в яких надлишковий тиск коливається близько 0 Па, та в яких практично відсутні лінії току. Як показали розрахунки, прийняті значення швидкостей дозволяють отримати результати, що в повній мірі відображують характер залежності надлишкового тиску масла від швидкості його течії на вході в горизонтальний канал (рисунок 2).

В якості надлишкового тиску, який відображено на діаграмі, прийнято максимальний надлишковий тиск в каналі (позначка «МХ» на рис. 1δ).

Надлишковий тиск охолоджуючого середовища в системі теплового захисту енергетичного обладнання є тим параметром, який може викликати передчасний вихід трансформатора з ладу та привести до аварійної ситуації. Таким чином, виникає необхідність оцінювати значення максимального надлишкового тиску в радіальних каналах трансформатора. Для цього знайдено апроксимаційне рівняння:

$$y = 410,75x^2 - 599,41x + 311,79,$$
 (5)

де x — швидкість масла на вході в радіальний канал, м/с,

y — максимальне значення надлишкового тиску, Па.

висновки

Значення надлишкового тиску масла в радіальному каналі системи теплового захисту енер-

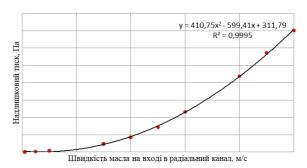


Рисунок 2. Залежність надлишкового тиску масла від швидкості його течії на вході в горизонтальний канал

гетичного обладнання знаходиться в квадратичній залежності від швидкості масла на вході в канал. Отже збільшення швидкості масла призведе до значно більшого зростання надлишкового тиску охолоджуючої рідини.

В радіальному каналі шириною в 1 мм виявлено циркуляцію рідини в зонах, які розташовані біля входу в цей канал. Такої циркуляції достатньо для того, щоб відводити достатню

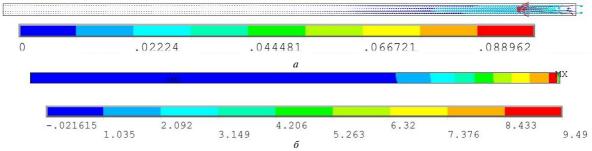


Рисунок 1. Розподіл швидкостей масла в радіальному каналі трансформатора (a) та розподіл надлишкового тиску масла (δ) в радіальному каналі трансформатора при швидкості на вході в радіальний канал 0,1 м/с

кількість тепла від котушок та запобігти перегріву активної частини трансформатора. Проте організувати наскрізну циркуляцію охолоджуючого середовища в умовах, що розглядаються, практично неможливо.

Наявність штучної швидкості масла на вході в радіальний канал не може організувати наскрізну циркуляцію в ньому. Крім того, що організувати наявність цієї швидкості технічно неможливо без внесення змін в конструкцію трансформатора, так це ще й призведе до суттєвого зростання надлишкового тиску в радіальних каналах, що може призвести до порушення роботи електричної машини та спричинити аварійну ситуацію.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

- [1]. Mehta D. A review on criticale valuation of natural estervisavis mineral oil insulating liquid for use in transformers: Part 1 / D. Mehta, P. Kundu, A. S. Jhala. // IEEE Transactionson Dielectricsand Electrical Insulation. − 2016. − № 23 (2). − P. 873−880.
- [2]. Mehta D. A review on criticale valuation of natural estervisavis mineral oil insulating liquid for use in transformers: Part2 / D. Mehta, P. Kundu, A. S. Jhala // IEEE Transactionson Dielectricsand Electrical Insulation. − 2016. − № 23 (3). − P. 1705−1712.
- [3]. Janura R. Thermal processes in materials of oil transformers / R. Janura, M. Gutten, D. Korenciak. // Diagnostic of Electrical Machines and Insulating Systems in Electrical Engineering (DEMISEE). − 2016. − № 1. − P. 14–19.
- [4]. Bashirov M. G. Increase of efficiency of cooling of the power oil transformers / M. G. Bashirov, M. R. Minlibayev, A. S. Hismatullin. // Oiland Gas Business. 2014. № 2. P. 358–367.
- [5]. Lashbrook M. Review of the electrical and thermal behaviour of ester-based dielectric liquids for extrahigh voltage applications / M. Lashbrook, A. Gyore, R. Martin. // Electrical Insulation Conference (INSUCON). − 2017. − №13. − P. 367–380.
- [6]. Kalić D. On the determination of characteristic temperatures in power oil transformers during transient states / D. Kalić, Z. Radaković, Z. Lazarević. // Archivfür Elektrotechnik. – 1993. –

- № 76. C. 457–468.
- [7]. Cheilytko A. A. Creation of effective metallic thermal insulation constructions / A. A. Cheilytko, S. V. Ilin, M. A. Nosov. // Науковий вісник НГУ. 2017. № 6. Р. 103—108.
- [8]. Del Vecchio R.Transformer Design Principles With Applications 3e / R. Del Vecchio, B. Poulin, P. Feghali. – Boca Raton: CRC Press, 2017. – 612 p. – (Engineering & Technology).
- [9]. Franklin A. C. The J and P transformer book: a practical technology of the power transformer / A. C. Franklin, D. P. Franklin. London: Butterworths, 2016. 815 c.
- [10]. Їльїн С. В. Дослідження теплових та гідродинамічних процесів в радіаторній системі охолодження масляного трансформатора / С. В. Ільїн // Технологический аудит и резервы производства. 2013. № 1. С. 15—18.
- [11]. Radakovic Z. Numerical determination of characteristic temperatures in directly loaded power oil transformer / Z. Radakovic // International Transactions on Electrical Energy Systems. − 2003. − № 13. − P. 47–54.
- [12]. Zhang J., Li X., Vance M. Experiments and modeling of heat transfer in oil transformer winding with zigzag cooling ducts //Applied Thermal Engineering. 2008. T. 28. №. 1. C. 36-48.
- [13]. Dai J., Wang Z. D., Jarman P. Moisture and aging effect on the creepage discharge characteristics at the oil/transformer-board interface under divergent field //Electrical Insulation and Dielectric Phenomena, 2008. CEIDP 2008. Annual Report Conference on. IEEE, 2008. C. 662—665.
- [14]. Eschenroeder A. Q., Faeder E. J. A Monte Carlo Analysis of Health Risks from PCB Contaminated Mineral Oil Transformer Fires // Risk Analysis. − 1988. − T. 8. − №. 2. − C. 291–297.
- [15]. Marulanda A. R. et al. Study of the vegetal oil as a substitute for mineral oils in distribution transformer //Transmission and Distribution Conference and Exposition: Latin America, 2008 IEEE/PES. IEEE, 2008. C. 1-6.
- [16]. Zhang Y. et al. An artificial neural network approach to transformer fault diagnosis // IEEE Transactions on Power Delivery. 1996. T. 11. №. 4. C. 1836-1841.

Статья поступила в редакцию 28.03.2018

Ильин С. В.

канд. техн. наук, доцент кафедры теплоэнергетики и гидроэнергетики Запорожской государственной инженерной академии, Запорожье, Украина, e-mail: svizp1@gmail.com;

Чейлытко А. А.

канд. техн. наук, доцент, докторант кафедры теплоэнергетики и гидроэнергетики Запорожской государственной инженерной академии, Запорожье, Украина, *e-mail: cheilytko@i.ua;*

Матказина Р. Р.

доцент кафедры теплоэнергетики и гидроэнергетики Запорожской государственной инженерной академии, Запорожье, Украина, e-mail: rimmaamina77@gmail.com

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗБЫТОЧНОГО ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ОБМОТКАХ ТРАНСФОРМАТОРОВ С ШИРИНОЙ РАДИАЛЬНОГО КАНАЛА В 1 ММ

Цель работы. Повышение эффективности охлаждения обмоток силового трансформатора с шириной сечения радиального канала меньше, чем 3 мм, при естественном движении охлаждающей жидкости, путем совершенствования геометрических параметров системы охлаждения при снижении материалоемкости электрической машины является актуальным направлением научных исследований.

Методы исследования. Для решения поставленных задач проведен анализ и избраны теоретические методы, приборы, методики экспериментальных исследований. Наиболее полно использованы следующие методы: математическое моделирование гидродинамических процессов в дисковой обмотке масляного силового трансформатора, основанное на решении дифференциального уравнения теплопроводности и уравнения Навье-Стокса с меняющимися условиями однозначности методом конечных элементов с использованием специальных пакетов программного обеспечения; методы статистической обработки экспериментальных данных с использованием специальных пакетов программного обеспечения.

Полученные результаты. Избыточное давление масла в каналах обмотки увеличивается при росте порядкового номера катушки. Выявлено, что с ростом скорости масла на входе в горизонтальный канал значения избыточного давления в нем растут в квадратичной степени. Установлено, что в масле горизонтального канала возникает подъемная сила, о чем свидетельствует рост избыточного давления у верхней границы канала.

Впервые получена аналитическая зависимость избыточного давления масла в радиальном канале дисковой обмотки силового трансформатора скорости течения масла на входе в этот канал.

Научная новизна. Получили дальнейшее развитие научные представления о характере движения охлаждающего трансформаторного масла в каналах дисковых обмоток при отсутствии направляющих перегородок. Были получены зависимости избыточного давления в горизонтальных каналах шириной сечения 1 мм от скорости течения масла на входе в этот канал, позволяющий рассчитать скорость, благодаря которой возможно организовать сквозную циркуляцию масла в канале при условии недопущения чрезмерного роста избыточного давления в канале, может предотвратить аварийную ситуации.

Практическая ценность. Предложена новая математическая модель связанных между собой теплообменных и гидродинамических процессов, имеющих место в дисковых обмотках силового трансформатора, которая, в отличие от существующих, учитывает ширину горизонтального канала менее 3 мм, что позволяет спрогнозировать характер распространения теплоты в обмотке и определить возможные места перегрева катушек и преждевременного разрушения изоляционных материалов.

Ключевые слова: масляный трансформатор; теплообмен; энергетическое оборудование; система охлаждения.

Ilin S. V. Cand. Sc. (Tech.), Associate Professor of the Department of Heat and

Power Engineering and Hydropower, Zaporizhzhia State Engineering

Academy, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: svizp1@gmail.com;

Cheilytko A. O.Cand. Sc. (Tech.), Associate Professor, Doctoral of the Department of Heat and Power Engineering and Hydropower, Zaporizhzhia State

Engineering Academy, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: cheilytko@i.ua;

Matkazina R. R. Associate professor of the Department of Heat and Power Engineering and

Hydropower, Zaporizhzhia State Engineering Academy, Zaporizhzhia,

Ukraine, e-mail: rimmaamina77@gmail.com

INVESTIGATION OF EXHAUST OIL PRESSURE IN TRANSFORMER WINDINGS WITH A 1 MM RADIAL CHANNEL

Purpose. Increasing the cooling efficiency of the windings of a power transformer with a radial channel cross-sectional width of less than 3 mm, with the natural movement of the cooling liquid, by improving the geometric parameters of the cooling system, while reducing the material consumption of an electrical machine, is an actual line of scientific research.

Methodology. To solve the tasks set, analysis and theoretical methods, instruments, experimental research methods have been selected. The following methods are most fully used: mathematical modeling of hydrodynamic processes in the disk winding of an oil power transformer based on solving the differential heat equation and

the Navier-Stokes equation with the changing uniqueness conditions by the finite element method using special software packages; methods of statistical processing of experimental data using special software packages.

Findings. The excess oil pressure in the winding channels increases with the growth of the coil number. It was found that with increasing oil velocity at the inlet to the horizontal channel, the value of the excess pressure in it grows in a quadratic degree. It is established that in the oil of the horizontal channel there is a lifting force, as evidenced by the increase in excess pressure at the upper boundary of the channel.

For the first time, an analytical dependence of the excess oil pressure in the radial channel of the winding of the power transformer of the oil flow velocity at the inlet to this channel was obtained.

Scientific novelty. The scientific ideas of the cooling transformer oil movement in the channels of the disk windings in the absence of directing partitions have been further developed. Dependences of the excess pressure in horizontal channels with a cross-sectional width of 1 mm on the flow velocity of the oil at the inlet to this channel were obtained, which makes it possible to calculate the rate through which it is possible to organize through circulation of oil in the channel, provided that excessive growth of excess pressure in the channel, that may prevent an emergency situation.

Practical value. A new mathematical model of the interconnected heat transfer and hydrodynamic processes taking place in the disk windings of the power transformer is proposed, which, unlike existing ones, takes into account the width of the horizontal channel less than 3 mm, which allows predicting the nature of heat propagation in the winding and determining possible places for overheating of the coils and premature failure of insulation materials.

Keywords: oil transformer; heat exchange; power equipment; cooling system.

REFERENCES

- [1]. Mehta D., Kundu P., Jhala A. S. (2016). A review on criticale valuation of natural estervisavis mineral oil insulating liquid for use in transformers. Part IEEE Transactionson Dielectrics Electrical Insulation. 23 (2), 873–880.
- [2]. Mehta D. A, P. Kundu A. S. (2016). Jhala.review on criticale valuation of natural estervisavis mineral oil insulating liquid for use in transformers. IEEE Transactionson Dielectricsand Electrical Insulation. 23 (3), 1705–1712.
- [3]. Janura R., M. Gutten D. Korenciak. (2016). Thermal processes in materials of oil transformers. Diagnostic of Electrical Machines and Insulating Systems in Electrical Engineering (DEMISEE), 1, 14-19.
- [4]. Bashirov M. G., M. R. Minlibayev, A. S. (2014). Hismatullin.Increase of efficiency of cooling of the power oil transformers. Oiland Gas Business, 2, 358–367.
- [5]. Lashbrook M., A. Gyore R. (2017). Martin.Review of the electrical and thermal behaviour of ester-based dielectric liquids for extrahigh voltage applications. Electrical Insulation Conference (INSUCON), 13, 367–380.
- [6]. Kalić D., Z. Radaković, Z. Lazarević. (1993). On the determination of characteristic temperatures in power oil transformers during transient states. Archivfür Elektrotechnik, 76, 457–468.
- [7]. Cheilytko A. A., Ilin S. V., Nosov M. A. (2017). Creation of effective metallic thermal insulation constructions. Naukovij visnik NGU, 6, 103-108.
- [8]. Del Vecchio R. Poulin B., Feghali P. Boca Raton (2017). Transformer Design Principles With Applications CRC Press, 612.

- [9]. Franklin A. C., Franklin D. P. (2016). The J and P transformer book: a practical technology of the power transformer. London: Butterworths, 815.
- [10]. İl'in S. V. (2013). Doslidzhennja teplovih ta gidrodinamichnih procesiv v radiatornij sistemi oholodzhennja masljanogo transformatora. Tehnologicheskij audit i rezervy proizvodstva., 1, 15–18.
- [11]. Radakovic Z. (2003). Numerical determination of characteristic temperatures in directly loaded power oil transformer. Radakovic: International Transactions on Electrical Energy Systems., 13, 47–54.
- [12]. Zhang J., Li X., Vance, M. (2008). Experiments and modeling of heat transfer in oil transformer winding with zigzag cooling ducts. Applied Thermal Engineering, 28(1), 36–48.
- [13]. Dai J., Wang Z. D., Jarman P. (2008). Moisture and aging effect on the creepage discharge characteristics at the oil/transformer-board interface under divergent field Electrical Insulation and Dielectric Phenomena,. CEIDP. Annual Report Conference on.: IEEE, 662–665.
- [14]. Eschenroeder A. Q., Faeder E. J. A. (1988). Monte Carlo Analysis of Health Risks from PCB Contaminated Mineral Oil Transformer Fires: Risk Analysis, 8(2), 291–297.
- [15]. Marulanda, A. R. et al. (2008). Study of the vegetal oil as a substitute for mineral oils in distribution transformer Transmission and Distribution Conference and Exposition: Latin America, 1–6.
- [16]. Zhang Y. et al. (1996). An artificial neural network approach to transformer fault diagnosis. IEEE Transactions on Power Delivery, 11(4), 1836–1841.

УДК 692.735.083.002.5:62-69.001.57(043.2)

Комаров В. В.

здобувач, аспірант кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: victorkomarov17@gmail.com

МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ФОРМИ ОБИЧАЙКИ ТА СИЛОВОЇ СТОЙКИ ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ СИСТЕМИ «СПІВВІСНИЙ ПОВІТРЯНИЙ ГВИНТ — ДОЗВУКОВИЙ ВХІДНИЙ ПРИСТРІЙ» СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИМ ДВИГУНОМ НА ЇЇ АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Метою роботи є розробка методики визначення параметрів «співвісний повітряний гвинт — дозвуковий вхідний пристрій» силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном та рекомендацій щодо удосконалення характеристик дозвукового вхідного пристрою ТГвВД, шляхом раціонального профілювання та оптимізації геометричних параметрів елементів проточної частини вхідного пристрою в системі «співвісний повітряний гвинт — дозвуковий вхідний пристрій» із застосуванням сучасних програмних засобів моделювання.

Методи дослідження. Отримані результати базуються на розрахункових методах теорії авіаційних двигунів, теорії робочих процесів його елементів; теорії примежового шару; теорії газової динаміки. Також, у процесі досліджень використовувались методи математичного моделювання, метод кінцевих елементів для розв'язання задач газодинаміки потоку.

Отримані результати. В роботі наводяться результати математичного моделювання 3-мірної течії робочого тіла в дозвуковому вхідному пристрої кільцевого типу силової установки з гвинтовентиляторним двигуном в спеціалізованому обчислювальному комплексі ANSYS CFX. Досліджено вплив форми обичайки та силової стойки вхідного пристрою системи «співвісний повітряний гвинт - дозвуковий вхідний пристрій» на його аеродинамічну ефективність. Результати дослідження представлено у вигляді візуалізації параметрів течії газу, а також значення коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою.

Наукова новизна. Вперше розроблено математичну модель системи «співвісний повітряний гвинт — дозвуковий вхідний пристрій» та методики систематизованого аналізу варіантів профілювання елементів дозвукового вхідного пристрою кільцевого типу силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном з метою удосконалення його аеродинамічних характеристик.

Практичну цінність роботи становлять методи й моделі, що запропоновані в роботі та доведені до інженерних методик, що дозволяють вирішувати інженерні та наукові задачі щодо розрахунку параметрів течії та ефективності системи «співвісний повітряний гвинт — дозвуковий вхідний пристрій».

Ключові слова: співвісний повітряний гвинт; вхідний пристрій; обичайка; силова стойка; аеродинамічні характеристики; коефіцієнт відновлення повного тиску; ANSYS CFX.

ВСТУП

Посилення вимог до літального апарату (ЛА) та його систем обумовлено конкуренцією на ринку авіаційних перевезень.

Одним з ефективних способів удосконалення аеродинамічної якості ЛА ϵ застосування силової установки (СУ) зі співвісними дворядними гвинтовентиляторами протилежного обертання. При такій компоновці СУ потік у вхідний пристрій (ВП), що розташований за робочими гвинтами, має складний характер.

Отже, математичне моделювання ВП, для отримання його аеродинамічних характеристик, дозволяє оцінювати вплив на них геометричних параметрів та режимів польоту ЛА.

Це дозволяє скоротити витрати часу та інтелектуальних ресурсів на виконання ескізного проектування ВП ЛА, що є дуже актуальним завданням.

ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ ДЛЯ ОБЧИСЛЮВАЛЬНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

Відомо [1], що зміна геометричних параметів ВП впливає на аеродинамічну ефективность СУ.

Втрати повного тиску ВП можуть виникати, як в результаті утворення вихрових зон силовими стойками в проточній частині, що призводить до значної нерівномірності потоку робочого тіла на вході в двигун, так і через зменшення площі робочої зони на вході каналу, що викликане опором обичайки ВП.

Аналізу причин, що викликали дане зниження, а також знаходження шляхів їх усунення і присвячена дана робота.

Геометрична модель проточної частини ВП СУ наведена на рис. 1.

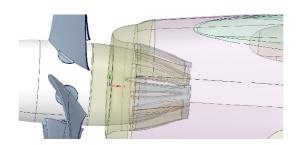


Рисунок 1. Геометрична модель проточної частини ВП СУ

Для визначення впливу форми обичайки ВП на його аеродинамічні характеристики проведено математичне моделювання з використанням таких вариантів (рис. 2):

- базовий ВП;
- ВП з обичайкою на основі профіля NACA 2412 [2];
- ВП з обичайкою на основі профіля NACA 63-415 [3].

Для визначення впливу форми елементів проточної частини каналу на аеродинамічні характеристики ВП запропоновано неступне (рис. 3):

- дослідити аеродинамічні характеристики ВП зі зменшеною на 10% від базової довжиною хорди силової стойки;
- дослідити аеродинамічні характеристики ВП зі спрофілованою та зменшеною на 10% від базової довжиною хорди силової стойки.

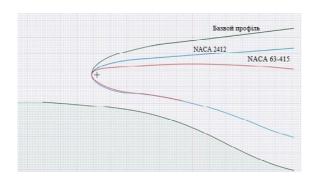


Рисунок 2. Варіанти обводів обичайок ВП

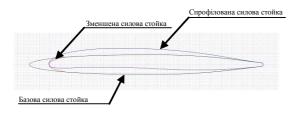


Рисунок 3. Обводи базового та модифікованого ВП

Поставлена задача вирішувалася за допомогою математичного моделювання 3-мірної течії газу в дозвуковому ВП кільцевого типу СУ з гвинтовентиляторним двигуном в спеціалізованому обчислювальному комплексі ANSYS CFX [4].

Побудову геометричної моделі співвісного повітряного гвинта (ПГ), в якій ϵ основні частини ПГ, такі як лопать, обтічник вала і механізм повороту лопатей (рис. 4) та створення математичної моделі дослідження детально описано в роботі [5].

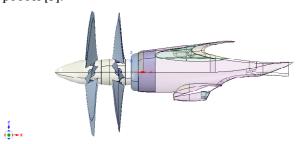


Рис. 4. Геометрична модель СУ

Профілювання форми силової стойки відбувалося за допомогою алгоритму профілювання по середній лінії, що підтримується програмним комплексом AxSTREAM [6]. Даний режим профілювання дозволяє використовувати вже існуючі форми профіля та модифікувати їх за наступними критеріями:

- підгонка під ефективний кут виходу потоку (AdjustedGaug);
 - підгонка під кут встановлення (AdjustedStg);
 - підгонка під середню лінію (AdjustedCamb).

У роботі використано саме режим підгонки під ефективний кут виходу потоку, що дозволило профілю, що застосовується до перетину, масштабуватися по хорді та встановлювати передню кромку силової стойки таким чином, щоб забезпечити заданий ефективний кут виходу потоку.

Отже, використання сучасних обчислювальних інструментів, що вказані вище, дозволяє максимально докладно враховувати геометрію досліджуваного об'єкту.

В результаті математичного моделювання отримано наступні характеристики ВП: повний тиск на вході в двигун p_{ex}^* , коефіцієнт збереження повного тиску σ_{ex} , що порівнюються з результатами льотних випробувань [1].

АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ РОЗРАХУНКІВ

Результати моделювання впливу форми обичайки ВП та форми силової стойки на його аеродинамічні характеристики представлені у вигляді візуалізації параметрів течії (повного тиску та швидкості), а також значення коефіцієнта відновлення повного тиску δ вх ВП.

На рис. 5 показана візуалізація розподілу повного тиску на вході у двигун. На зображенні чітко

виражено наявність відривної зони поблизу кореневої частини силових стойок. Дане явище може бути викликано через попередню закрутку потоку робочого тіла на вході до $B\Pi$, що, в свою чергу, обумовлено обертовою роботою лопатей двигуна.

На отриманій картині розподілу повного тиску чітко видно основні ділянки течії газового потоку в каналі, а саме закромочні сліди силових стойок, торцеві поверхні і область ядра потоку. В області втулкової торцевої поверхні спостерігається розвинена відривна течія, що викликана наростанням і наступним відривом примежового шару ще на внутрішній стінці каналу. На периферії в області поблизу торцевої поверхні примежовий шар розвинений слабо. Це відбувається в результаті підтискання потоку у верхній меридіональній поверхні внаслідок дії коріолісових сил через складну траєкторію руху потоку в каналі, що має поворотні ділянки в меридіональній проекції.

На рис. 6 показана візуалізація розподілу швидкості потоку вздовж проточної частини ВП. На всіх варіантах розрахунку поблизу носка обичайки відбувається гальмування потоку, його розподіл та збільшення швидкості при переході до осесиметричної (внутрішньої) частини.

У втулковій області видно слід канального вихору, який практично «зливається» з зоною відриву на картині течії. Оскільки через стиснення на периферії примежовий шар дуже тонкий, поблизу верхньої торцевої поверхні не спостерігається розвиненої вторинної течії.

Внаслідок цього ядро потоку зміщується в верхню половину каналу. У свою чергу таке сильне зниження ефективної площі пропускного перетину призводить до значного перерозподілу витрат повітряних мас по висоті. Внаслідок цього стиснення в області периферії стає більш інтенсивним.

Виникнення настільки розвиненого відривного потоку в області втулки пояснюється поворотом потоку повітря при переході з похилого кільцевого каналу дифузора в осьовий канал кільцевої решітки. Оскільки при течії потоку в дифузорі товщина примежового шару збільшується по довжині каналу, то різка зміна кута нахилу меридіонального перетину призводить до відриву на втулці.

Поблизу закромочних слідів на спинці лопаток поблизу втулки спостерігається розвинена область вторинних течій. Вихровий потік близько верхньої торцевої поверхні менш інтенсивний через стиснення примежового шару градієнтом тиску, що діють у напряму від втулки до периферії.

Характеристики потоку вимірювалися в трьох площинах. Розташування даних площин та їх відстань від обичайки вхідного пристрою наведено на рис. 7 та табл. 1. Використовуючи результати розрахунку параметрів течії в системі «співвісний повітряний гвинт — дозвуковий вхідний пристрій», на вході в двигун отримано

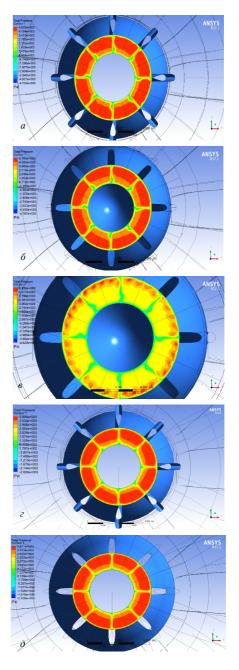


Рисунок 5. Розподіл повного тиску на вході до двигуна: a — базовий ВП; δ — NACA 2412; ϵ — NACA 63-415; ϵ — зменшена силова стойка; ∂ —спрофільована силова стойка значення повного тиску в перетинах p^* , швидкості потоку x, коефіцієнт збереження повного тиску σ_{ex} та коефіцієнт відновлення повного тиску δ_{ex} (див. табл. 1).

ВИСНОВОК

З аналізу даних таблиці 1 можна зробити висновок, що форма обичайки майже не впливає на розрахункове значення коефіцієнта збереження повного тиску ВП, адже отримані значення σ_{ex} форм обичайок NACA 2412 та NACA 63-415 відрізняються від значення коефіцієнта збережен-

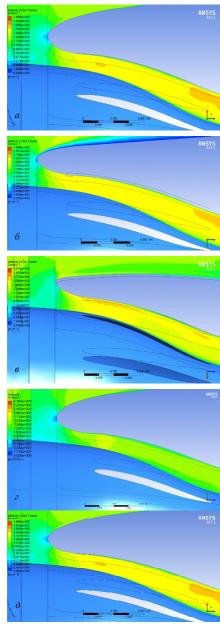


Рисунок 6. Розподіл швидкості потоку вздовж тракту ВП: a — базовий ВП; δ — NACA 2412; ϵ — NACA 63-415; ϵ — зменшена силова стойка; ∂ — спрофільована силова стойка

ня повного тиску базового ВП на 0,06% (погіршення) та 0,26% (поліпшення). Проте сама форма проточної частини ВП більшою мірою впливає на розрахункове значення коефіцієнта збереження повного тиску σ_{ex} ВП СУ, адже отримані значення модифікованої форми проточної частини ВП відрізняються від значення коефіцієнта збереження повного тиску базового ВП на 2,89%.

Таким чином, можна зробити висновок про можливість застосування розробленого методу аеродинамічного розрахунку течії в дозвуковому вхідному пристрої кільцевого типу силової установки з гвинтовентиляторним двигуном для отримання аеродинамічних характеристик ВП.

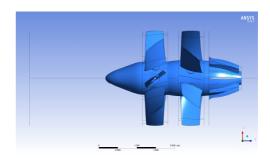


Рисунок 7. Розташування площин виміру значень щодо носика обичайки вхідного пристрою

Наведені вище результати розрахунків свідчать про те, що метод дозволяє розрахувати параметри течії в каналі з необхідною точністю.

Отримані в процесі моделювання результати будуть корисними для студентів авіаційних вузів та для співробітників підприємств аерокосмічного профілю, що займаються проектуванням і доведенням ГТД.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

- [1]. Иньков В. Д. Оценка характеристик входного устройства маршевой двигательной установки с модернизированным винтовентилятором СВ-27 / Иньков В. Д. Технический отчет 70.702.032.Д1-12. К., 2012.
- [2]. Er. Shivam Saxena, Mr. Rahul Kumar. Design of NACA 2412 and its Analysis at Different Angle of Attacks, Reynolds Numbers, and a wind tunnel test // International Journal of Engineering Research and General Science Volume 3, Issue 2, March-April, 2015.
- [3]. Christian Bak, Peter Fuglsang, Jeppe Johansen, Ioannis Antoniou. Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a Modified NACA 63-415 // Airfoil Riso National Laboratory, Roskilde, Denmark, December 2000.
- [4]. Release 17.1 documentation for ANSYS [Электронный ресурс], ANSYS Inc., 2016.
- [5]. Комаров В. В. Моделювання в програмному комплексі ANSYS CFX впливу форми проточної частини вхідного пристрою системи «співвісний повітряний гвинт дозвуковий вхідний пристрій кільцевого типу» силової установки з гвинтовентиляторним двигуном на нерівномірність потоку на вході в компресор / В. В. Комаров, М. М. Мітрахович // Вісник двигунобудування. 2017. № 2. С. 122—126 Библиогр.: с. 122.
- [6]. AxSTREAM Концептуальное проектирование осевых турбин. Руководство пользователя, часть 5. Профилирование лопаток и решеток профилей в системе AxSTREAM версия 2.3.х [Электронный ресурс], SoftInWay, Inc., 2008.

Статья поступила в редакцию 15.06.2018

Таблиця 1. Результати математичного моделювання базового та модифікованого вхідного пристрою системи «співвісний повітряний гвинт — дозвуковий вхідний пристрій»

	Номер перерізу	0	В	BX
Відстань відносно носика обичайки, мм		5 000,00	0,00	-858,93
Значення усередненого повного тиску за масовою витратою в перерізі p^* , Па	базовий ВП	61 462,40	59 815,60	58 946,50
	NACA 2412	61 377,90	59 728,90	58 830,00
	NACA 63-415	61 423,30	60 030,90	59 062,40
	зменш. стойка	61 428,70	59 842,30	60 469,10
	спроф. стойка	61 397,30	59 831,90	60 583,80
Коефіцієнт збереження повного тиску $\sigma_{\it ex}$	базовий ВП	1,0000	0,9732	0,9591
	NACA 2412	1,0000	0,9731	0,9585
	NACA 63-415	1,0000	0,9773	0,9616
	зменш. стойка	1,0000	0,9742	0,9844
	спроф. стойка	1,0000	0,9745	0,9868
Коефіцієнт відновлення повного тиску $\delta_{\it ex}$	базовий ВП	0,0000	0,0268	0,0409
	NACA 2412	0,0000	0,0269	0,0415
	NACA 63-415	0,0000	0,0227	0,0384
	зменш. стойка	0,0000	0,0258	0,0156
	спроф. стойка	0,0000	0,0255	0,0132
Осереднене значення швидкості потоку v в перерізі, м/с	базовий ВП	129,278	68,867	148,371
	NACA 2412	129,840	71,080	148,775
	NACA 63-415	129,606	65,320	148,184
	зменш. стойка	129,369	75,965	154,869
	спроф. стойка	129,840	76,882	156,775

Комаров В. В. соискатель, аспирант кафедри авиационных двигателей Национального авиационного университета, Киев, Украина, *e-mail: victorkomarov17@gmail.com*

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ОБЕЧАЙКИ И СИЛОВОЙ СТОЙКИ ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА СИСТЕМЫ «СООСНЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ — ДОЗВУКОВОЕ ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО» СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Целью работы является разработка методики определения параметров системы «соосный воздушный винт — дозвуковое входное устройство» силовой установки с турбовинтовентиляторным двигателем и рекомендаций по улучшению характеристик дозвукового входного устройства ТВВД, путем рационального профилирования и оптимизации геометрических параметров элементов проточной части входного устройства в системе «соосный воздушный винт — дозвуковое входное устройство» с применением современных программных средств моделирования.

Методы исследования. Полученные результаты основаны на расчетных методах теории авиационных двигателей, теории рабочих процессов его элементов; теории пограничного слоя; теории газовой динамики. Также, в процессе исследований использовались методы математического моделирования, метод конечных элементов для решения задач газодинамики потока.

Полученные результаты. В работе приводятся результаты математического моделирования 3-мерного течения рабочего тела в дозвуковом входном устройстве кольцевого типа силовой установки с винтовентиляторным двигателем в специализированном вычислительном комплексе ANSYS CFX. Исследовано влияние формы обечайки и силовой стойки входного устройства системы «соосный воздушный винт — дозвуковое входное устройство» на его аэродинамическую эффективность. Результаты исследования представлены в виде визуализации параметров течения газа, а также значения коэффициента восстановления полного давления входного устройства.

Научная новизна. Впервые разработана математическая модель системы «соосный воздушный винт — дозвуковое входное устройство» и методики систематизированного анализа вариантов профилирования элементов дозвукового входного устройства кольцевого типа силовой установки с турбовинтовентиляторным двигателем с целью усовершенствования его аэродинамических характеристик.

Практическую ценность работы составляют методы и модели, предложенные в работе и доведенные до инженерных методик, позволяющих решать инженерные и научные задачи по расчету параметров течения и эффективности системы «соосный воздушный винт — дозвуковое входное устройство».

Ключевые слова: соосный воздушный винт; входное устройство; обечайка; силовая стойка; аэродинамические характеристики; коэффициент восстановления полного давления; ANSYS CFX.

Komarov V.V.

Postgraduate Student, Aircraft Engine Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: victorkomarov17@gmail.com

DIGITAL COMPUTER SIMULATION OF THE AIR INTAKE LIP AND INLET GUIDE VANES GEOMETRY IN «COUNTER-ROTATING AIR BLADES – SUBSONIC INTAKE DUCT» SYSTEM OF THE TURBOPROP AIRCRAFT ENGINE ON ITS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

The purpose of the paper is to develop methodology for determining the parameters of the «counter-rotating air blades — subsonic intake duct» systems of a turboprop aircraft engine and develop recommendations on turboprop aircraft engine subsonic intake duct's characteristics improvement by rational profiling and optimization of its flowpass elements geometric parameters in the «counter-rotating air blades — subsonic intake duct» system using a modern simulating software.

Research methods. The obtained results are based on the calculation methods of the theory of aircraft engines, the theory of the working processes of its elements; boundary layer theory; dynamics gas theory. In addition, during the research were used methods of mathematical modeling, the finite element method for solving gas flow dynamics problems.

The **results** of CFD modeling in the ANSYS CFX programme of the working fluid flow in the air intake duct in «counter-rotating air blades — subsonic intake duct» system of the turboprop aircraft engine is accomplished and presented in the paper. Proved that the geometry of the air intake lip and inlet guide vanes has some influence on its aerodynamic efficiency. Study results are presented in the form of the gas flow parameters visualization and the air intake total pressure recovery ratio values as well.

Scientific novelty. At the first time the mathematical model of a «counter-rotating air blades — subsonic intake duct» system and methods of systematized analysis of the options for profiling elements of the subsonic ring-type input intake duct of a turboprop aircraft engine is developed for the purpose of improving its aerodynamic characteristics.

Practical value of this paper consists of the proposed methods and techniques that allow solving engineering and scientific problems in calculating the flow parameters and efficiency of the «counter-rotating air blades — subsonic intake duct» systems.

Key words: counter-rotating air blades; air blade; air intake duct; aircraft engine; air intake lip; aerodynamic characteristics; total pressure recovery ratio; ANSYS CFX.

REFERENCES

- [1]. Inkov V. D. (2012). Ocenka harakteristik vhodnogo ustrojstva marshevoj dvigatelnoy ustanovki s modernizirovannym vintoventiljatorom SV-27. Technical report 70.702.032.D1-12.
- [2]. Er. Shivam Saxena, Mr. Rahul Kumar (2015) Design of NACA 2412 and its Analysis at Different Angle of Attacks, Reynolds Numbers, and a wind tunnel test // International Journal of Engineering Research and General Science
- [3]. Christian Bak, Peter Fuglsang, Jeppe Johansen, Ioannis Antoniou. Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a Modified NACA 63-415 // Airfoil Riso National Laboratory, Roskilde, Denmark, December 2000.

- [4]. Release 17.1 documentation for ANSYS [Electronic resource], ANSYS Inc., 2016.
- [5]. Komarov V. V. (2017). Digital computer simulation of the air intake flow duct geometry influence in "counter-rotating air blades ringtype subsonic intake duct" system of the turboprop aircraft engeene on flow's inequality at the compressor inlet via ANSYS CFX computational fluid dynamics software // Herald of Aeroenginebuilding, 2, 122–126.
- [6]. AxSTREAM Conceptual design of an axial turbines. User guide, part 5. Profile profiling of blades and gratings of profiles in the system AxSTREAM rev. 2.3.x [Electronic resource], SoftInWay, Inc., 2008.

УДК 621.438

Березовский Е. К.

аспирант кафедры технологии авиационных двигателей Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail:opt.ugt@motorsich.com

ПОВЫШЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД С ШИРОКОХОРДНЫМИ РАБОЧИМИ ЛОПАТКАМИ

Цель работы. Оценка степени влияния широкохордных рабочих лопаток на эксплуатационные характеристики вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД).

Методы исследования. Сравнительные экспериментальные стендовые испытания ТРДД с различными типами вентиляторов.

Полученные результаты. Получены экспериментальные зависимости приведенного расхода воздуха через двигатель и степени повышения полного давления в наружном контуре от приведенной частоты вращения ротора вентилятора при испытаниях турбореактивного двухконтурного двигателя с серийным и модифицированным вентилятором.

Показано, что в диапазоне изменения частот вращения ротора вентилятора до ~ 5200 об/мин модифицированный вентилятор обеспечивает требования технических условий на его проектирование по расходу воздуха через двигатель и по степени повышения полного давления в наружном контуре и тем самым обеспечивает существенное повышение этих параметров над аналогичными параметрами серийного вентилятора при одинаковых частотах его вращения.

Установлено, что при частотах вращения ротора вентилятора 4000 и 5200 об/мин замена в двигателе серийного вентилятора на модифицированный с широкохордными рабочими лопатками приводит к повышению расхода воздуха через двигатель на 9,511,4% и повышению степени полного давления на 1,65,3% при сопле $F_{c2}=1,1F_{c2\text{ном}}$. При использовании в двигателе сопла $F_{c2}=1,05F_{c2\text{ном}}$ при указанной приведенной частоте вращения прирост расхода воздуха составляет 810,5%, а степени повышения полного давления до 2,47,3%.

КПД модифицированного вентилятора более чем на 7% превышает КПД вентилятора с рабочими лопатками с антивибрационными полками.

Научная новизна. Установлена степень влияния широкохордных рабочих лопаток на эксплуатационные характеристики вентилятора ТРДД отечественного производства.

Практическая ценность. На основе полученных результатов возможно создание в авиадвигателестроении Украины ТРДД нового поколения с высокими эксплуатационными характеристиками.

Ключевые слова: вентилятор; широкохордные рабочие лопатки; эксплуатационные характеристики; турбореактивный двухконтурный двигатель; расход воздуха; полное давление; коэффициент полезного действия.

ВВЕЛЕНИЕ

Турбореактивные двухконтурные двигатели содержат вентиляторы, которые являются частью компрессора по внутреннему тракту и основной частью компрессора по сжатию воздуха для наружного контура. Вентиляторы ТРДД выполняются одноступенчатыми. Развитие конструкции титановых рабочих лопаток вентилятора происходит по двум направлениям: использование лопаток малого удлинения или применение широкохордных профилей. Лопатки с отношением высоты к хорде менее 2 называют широкохордными.

Применение широкохордных рабочих лопаток позволяет:

- получать меньшую густоту решетки ступени вентилятора с меньшим числом лопаток;
- уменьшить потери, связанные с аэродинамическими следами от антивибрационных полок;

- обеспечить максимальный расход воздуха на единицу площади и свести к минимуму габариты двигателя;
 - снизить уровень шума вентилятора;
 - уменьшить массу.

На авиадвигателях пятого поколения фирм «Снекма» и «Дженерал Электрик» применяют широкохордные рабочие лопатки вентилятора, что позволило повысить газодинамическую эффективность вентилятора до 6%, снизить удельный расход топлива на крейсерском режиме до 4%, увеличить расход воздуха через вентилятор и др. [1].

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

Все авиадвигателестроительные фирмы мира заняты поиском оптимальной конструкции и технологии создания лопатки вентилятора для перспективных ТРДД [1-4].

© Березовский Е. К., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-6 Основными направлениями исследований являются: создание оптимальной конструкции сплошной лопатки из титанового сплава, полой конструкции и из композиционного материала. Указанные исследования в авиадвигательных фирмах находятся на различных стадиях освоения и внедрения.

Конструкции широкохордной рабочей лопатки и лопатки с антивибрационными полками представлены на рис. 1.



Рисунок 1. Сравнение широкохордной и полочной лопаток вентилятора [1]

Цель работы — оценка степени влияния широкохордных рабочих лопаток на эксплуатационные характеристики вентилятора ТРДД.

Объект исследований — ТРДД с различными типами вентиляторов: с широкохордными рабочими лопатками с антивибрационными полками.

Методы исследования — сравнительные стендовые экспериментальные испытания ТРДД с различными типами вентиляторов.

2 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Сравнение экспериментальных зависимостей приведенного расхода воздуха через двигатель и степени повышения полного давления в наружном контуре от приведенной частоты вращения вентилятора, полученных в испытаниях двигателя Д-36 с модифицированным и серийным вентиляторами, приведено на рис. 2. На этом рисунке нанесены также возле зависимостей $G_{6\Sigma np}\left(n_{np}\right)$ земная линия рабочих режимов, заданная в технических условиях на проектирование модифицированного вентилятора, и возле зависимостей $\pi_{ell}^*\left(n_{np}\right)$ зависимость заданных в этих технических условиях значений вдоль этой линии рабочих режимов.

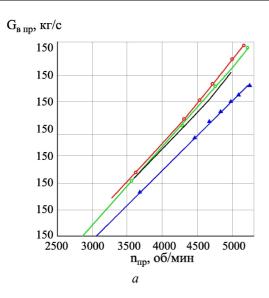
Из рассмотрения рис. 2 следует, что в диапазоне изменения частот вращения вентилятора до ~5200 об/мин модифицированный вентилятор обеспечивает требования технических условий на его проектирование по расходу воздуха через

двигатель и по степени повышения полного давления в наружном контуре и тем самым обеспечивает существенное превышение этих параметров над аналогичными параметрами серийного вентилятора при одинаковых частотах вращения вентилятора. Например, при частотах вращения вентилятора 4000 и 5200 об/мин замена в двигателе серийного вентилятора на модифицированный приводит к повышению расхода воздуха через двигатель соответственно от 200 до 219 кг/с (на 9,5 %) и от 262 до 292 кг/с (на 11,4%) и к повышению величины π_{ell}^* соответственно от 1,203 до 1,223 (на 1,6%) и от 1,359 до 1,432 (на 5,3%) при сопле $F_{c2} = 1,1 F_{c2_{HOM}}$. При использовании модифицированного вентилятора с соплом F_{c2} =1,05 $F_{c2{\scriptscriptstyle HOM}}$ при этих же значениях приведенной частоты вращения соответствующие приросты расхода воздуха 8 и 10,5%, а степени повышения полного давления 2,4 и 7,3%.

Вследствие того, что модифицированный вентилятор обеспечивает превышение расхода воздуха через двигатель и степени повышения полного давления в наружном контуре по сравнению с этими параметрами серийного вентилятора, обеспечивается и полученный в испытаниях прирост тяги двигателя, собранного с модифицированным вентилятором, по сравнению с тягой двигателя, собранного с серийным вентилятором.

На рис. 3 и 4 представлены изменения приведенного расхода воздуха через двигатель и степени повышения полного давления в наружном контуре при изменении приведенного расхода подаваемого в двигатель топлива, полученных в испытаниях двигателя Д-36 с модифицированным и серийным вентиляторами.

Из этих рисунков видно, что в диапазоне изменения расхода топлива от 1200 до 2500 кг/час подача в двигатель с модифицированным вентилятором расхода топлива, одинакового с расходом топлива, подаваемым в двигатель с серийным вентилятором, приводит как к увеличению степени повышения полного давления в наружном контуре, так и к увеличению расхода воздуха через двигатель с модифицированным вентилятором по сравнению с подобными параметрами двигателя с серийным вентилятором. Так, при расходе топлива 2500 кг/час замена модифицированного вентилятора с соплом F_{c2} =1,1 $F_{c2_{HOM}}$ на серийный с соплом $F_{c2} = F_{c2\text{\tiny HOM}}$ приводит к увеличению расхода воздуха через двигатель от 254 до 262 кг/с (на 3,1%) и к повышению величины $\pi_{\it eII}^*$ от 1,382 до 1,402 (на 1,4 %), а с модифицированным вентилятором и соплом $F_{c2} = 1,05 F_{c2_{HOM}}$ приросты аналогичных величин составляют 9 и 2%, что подтверждают исследования [5].



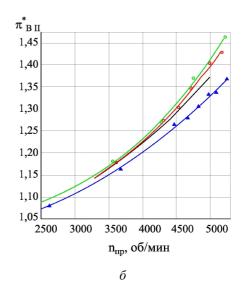


Рисунок 2. Сравнение экспериментально полученных зависимостей расхода воздуха $G_{gnp}(a)$ и степени повышения полного давления $\pi_{gll}^*(\delta)$ серийного и широкохордного вентиляторов от приведенной частоты вращения ротора n_{np} :

– серийный вентилятор

 $F_c = 1,00 \, F_{c \, HOM}$

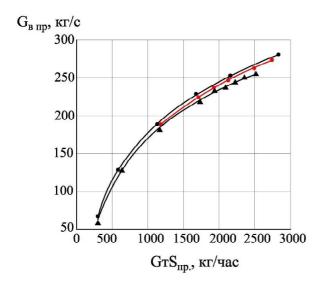
— – широкохордный вентилятор

 $F_c = 1,05 \, F_{c \, HOM}$

– широкохордный вентилятор

 $F_c = 1,10 \, F_{c \, HOM}$

тех. требования



π_{B II}
1,5
1,4
1,3
1,2
1,1
1,0
0 500 1000 1500 2000 2500 300
GTS_{пр.}, кг/час

Рисунок 3. Изменение приведенного суммарного расхода воздуха от приведенного расхода топлива:

Рисунок 4. Изменение степени повышения полного давления в наружном контуре вентилятора от приведенного расхода топлива:

 $\Delta - \text{серийный вентилятор} \qquad F_c = 1,00 \, F_{c \, \text{ ном}}$ $\mathbf{o} - \text{широкохордный вентилятор} \qquad F_c = 1,10 \, F_{c \, \text{ном}}$

 Δ — серийный вентилятор $F_{_{C}} = 1,0 \ F_{_{C \ HOM}}$

 $F_c = 1,10 \, F_{c \, \, hom}$ **о** — широкохордный вентилятор

 $F_c = 1.1 F_{c \text{ HOM}}$

о – широкохордный вентилятор

 $F_c = 1.05 \, F_{c \, HOM}$

о — широкохордный вентилятор $F_c = 1,05 \, F_{c \, \scriptscriptstyle HOM}$

Увеличение при одинаковых расходах топлива значений $G_{6\Sigma np}$ и π_{ell}^* для двигателя с модифицированным вентилятором по сравнению с аналогичными значениями для серийного двигателя может быть следствием только того, что КПД модифицированного вентилятора превышает КПД серийного вентилятора (более, чем на 7%).

выводы

Сравнение характеристик серийного и модифицированного вентиляторов с широкохордными рабочими лопатками показало, что при одинаковых значениях приведенной частоты вращения модифицированный вентилятор обеспечивает прирост расхода воздуха на 8 и 10%, а степень повышения полного давления — 2,4 и 7,3% соответственно для сопла $F_c = 1,1\,F_{c\ {\tiny nom}}$ и $F_c = 1,1\,F_c$ ном и $F_c =$

 $= 1,05 F_{c \text{ HOM}}$

КПД модифицированного более чем на 7% превышает КПД серийного вентилятора.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

[1]. Иноземцев А. А. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Том. 2. /

- А. А. Иноземцев, М. А. Нихамкин, В. Л. Сандрацкий. — М.: Машиностроение, 2007. — 396 с.
- [2]. Перспективная технология изготовления полой широкохордной лопатки вентилятора. / А. А. Иноземцев, Р. Р. Мулюков, В. В. Сафиуллин и др. // Нанотехнологии и наноматериалы Пермского края. Сб. статей. / Под. общ. редакцией академика В. Н. Анциферова. Пермь: Пермский ЦНТИ. 2009. С. 61—65.
- [3]. Михалкин А. А. Рабочие лопатки вентилятора перспективных ТРДД / А. А. Михалкин // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 9 (106). С. 97—100.
- [4]. Новиков А. С. Рабочие лопатки вентиляторов большой степени двухконтурности для перспективных ТРДД / А. С. Новиков, Т. Д. Каримбаев // Двигатель. 2015. №5 (101). С. 6—11.
- [5]. Михалкин А. А. Экспериментальное определение эффективности широкохордного вентилятора / А. А. Михалкин, А. В. Бунчук, Ф. Г. Сорогин // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 10 (87). С. 15—77.

Статья поступила в редакцию 13.04.2018

Березовський Є. К. аспірант кафедри технології авіаційних двигунів Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail: opt.ugt@motorsich.com*

ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД З ШИРОКОХОРДНИМИ РОБОЧИМИ ЛОПАТКАМИ

Мета роботи. Оцінювання ступеня впливу широкохордних робочих лопаток на експлуатаційні характеристики вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД).

Методи дослідження. Порівняльні експериментальні стендові випробування ТРДД з різними типами вентиляторів.

Отримані результати. Отримано експериментальні залежності наведеної витрати повітря через двигун і ступені підвищення повного тиску в зовнішньому контурі від наведеної частоти обертання ротора вентилятора при випробуваннях турбореактивного двоконтурного двигуна із серійним і модифікованим вентилятором.

Показано, що в діапазоні зміни частот обертання ротора вентилятора до ~5200 об/хв модифікований вентилятор забезпечує вимоги технічних умов на його проектування за витратою повітря через двигун і за ступенем підвищення повного тиску в зовнішньому контурі і тим самим забезпечує істотне підвищення цих параметрів над аналогічними параметрами серійного вентилятора при однакових частотах його обертання.

Встановлено, що при частотах обертання ротора вентилятора 4000 і 5200 об/хв заміна у двигуні серійного вентилятора на модифікований з широкохордними робочими лопатками приводить до підвищення витрати повітря через двигун на 9,5...11,4 % і підвищення ступеня повного тиску на 1,6...5,3% при соплі $F_{c2}=1,1F_{c2_{\text{НОМ}}}$. При використанні у двигуні сопла $F_{c2}=1,05F_{c2_{\text{НОМ}}}$ при зазначеній наведеній частоті обертання приріст витрати повітря становить 8...10,5%, а ступеня підвищення повного тиску до 2,4...7,3%. ККД модифікованого вентилятора більш ніж на 7% перевищує ККД вентилятора з робочими лопатками з антивібраційними полицями.

Наукова новизна. Встановлено ступінь впливу широкохордних робочих лопаток на експлуатаційні характеристики вентилятора ТРДД вітчизняного виробництва.

Практична цінність. На основі отриманих результатів можливе створення в авіадвигунобудуванні України ТРДД нового покоління з високими експлуатаційними характеристиками.

Ключові слова: вентилятор; широкохордні робочі лопатки; експлуатаційні характеристики; турбореактивний двоконтурний двигун; витрата повітря; повний тиск; коефіцієнт корисної дії.

Berezovsky Ye. K. Ph.D. candidate, Department of Aircraft Engine Technology, Zaporozhye National Technical University, Zaporozhye, Ukraine, *e-mail:* opt.ugt@motorsich.com

IMPROVEMENT OF WIDE-CHORD ROTOR BLADE FAN PERFORMANCE IN BYPASS TURBOJET ENGINE

Purpose. Evaluation of wide-chord rotor blade influence on fan performance in bypass turbojet engine. **Technique**. Comparative experimental bench tests of bypass turbojet engine equipped with different fan types.

Obtained results. Testing of the bypass turbojet engine with standard and upgraded fan has revealed experimental dependences of the engine specific air flow and the bypass duct total pressure ratio on the fan rotor specific speed.

We have demonstrated that within the fan rotor speed range up to ~5200 rpm, the upgraded fan complies with Design Specifications on the engine air flow and the bypass duct total pressure ratio. Thus, it provides for substantial increase of these parameters as compared to similar parameters of standard fan at the same rotation speeds.

We have determined that at the fan rotor rotation speeds of 4000 and 5200 rpm, replacement of the engine standard fan with the upgraded one featuring wide-chord rotor blades results in the engine air flow increase by 9,5 to 11,4% and the total pressure ratio increase by 1,6 to 5,3% at nozzle F_{c2} =1,1 F_{c2nom} . If the engine nozzle F_{c2} =1,05 F_{c2nom} is applicable at the indicated specific speed, the air flow is increased by 8 to 10,5%, and the total pressure is increased by 2,4 to 7,3%.

The upgraded fan efficiency coefficient exceeds the efficiency coefficient of the fan featuring rotor blades with antivibration platforms by more than 7%.

Scientific novelty. It is evaluated influence of wide-chord rotor blades on fan performance in Ukrainian-made bypass turbojet engine.

Practical importance. Based on the obtained results it is possible to build a new generation of Ukrainian-made high-performance bypass turbojet engines.

Keywords: fan, wide-chord rotor blades; performance; bypass turbojet engine; air flow; total pressure; efficiency coefficient.

REFERENCES

- [1]. Inozemtsev A. A., Nikhamkin M. A., Sandratskiy V.L. (2007). Gazoturbinnye dvigateli. Osnovy konstruirovaniya aviacionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. Tom. 2.: M.: Mashinostroenie, 396.
- [2]. Inozemcev A. A., Mulyukov V. V., Safiullin R. R. (2009). Perspektivnaya tekhnologiya izgotovleniya poloy shirokokhordnoy lopatki ventilyatora. nanotexnologii i nanomaterialy permskogo kraya. sb. statej.: Perm: Permskiy CNTI, 61–65.
- [3]. Mikhalkin A.A. (2013). Rabochie lopatki ventilyatora perspektivnykh TRDD. Aviacionno-

- kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 9(106), 97–100.
- [4]. Novikov A. S., Karimbaev T. D. (2015). Rabochie lopatki ventilyatorov bolshoj stepeni dvukhkonturnosti dlya perspektivnykh TRDD. Dvigatel, 5(101), 6–11.
- [5]. Mikhalkin A. A., Bunchuk A. V., Sorogin F. G. (2011). Eksperimentalnoe predelenie effektivnosti shirokokhordnogo ventilyatora. Aviacionnokosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 10(87), 15–77.

УДК 621.51.003.13

Борисенко В. Д. д-р техн. наук, професор, професор кафедри комп'ютерної інженерії

Миколаївського національного університету імені В. О. Сухомлинського,

Миколаїв, Україна, e-mail: borisenko.valery@gmail.com;

Устенко С. А. д-р техн. наук, доцент, завідувач кафедри комп'ютерної інженерії

Миколаївського національного університету імені В. О. Сухомлинського,

Миколаїв, Україна, e-mail: ustenko.s.a@gmail.com;

Устенко І. В. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри програмного забезпечення автоматизованих систем Національного університету кораблебудування

мені адмірала Макарова, Миколаїв, Україна, *e-mail*:

ustenko.irina@gmail.com

ГЕОМЕТРИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ S-ПОДІБНИХ СКЕЛЕТНИХ ЛІНІЙ ПРОФІЛІВ ЛОПАТОК ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРІВ

Мета роботи. Розробка геометричної моделі S-подібних скелетних (середніх) ліній профілів напрямних і робочих решіток компресорів осьового конструктивного оформлення шляхом подальшого розвитку методу геометричного моделювання S-подібних кривих.

Методи дослідження. Скелетні лінії профілів лопаток осьових компресорів пропонується подавати в натуральній параметризації із застосуванням квадратичної залежності розподілу кривини від довжини дуги. Невідомі коефіцієнти цієї залежності визначаються шляхом мінімізації відхилення проміжно отриманої точки скелетної лінії від точки, заданої проектантом. Об'єктом дослідження є процес моделювання скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів, предметом дослідження — моделі скелетних ліній.

Отримані результати. На основі запропонованого методу геометричного моделювання S-подібних кривих розроблено програмний код, який дозволяє отримувати і візуалізовувати на екрані монітора комп'ютера скелетні лінії профілів лопаток в широкому діапазоні кінематичних і геометричних параметрів проектованих робочих і напрямних решіток осьових компресорів, що підтверджено практичною реалізацією чисельних тестових варіантів змодельованих ліній.

Наукова новизна. Вперше запропоновано метод геометричного моделювання скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів із застосуванням натуральної параметризації та квадратичного закону розподілу кривини від довжини дуги обводу, що забезпечує плавність розподілу кривини та перегин отриманої кривої в заданій користувачем точці.

Практична цінність. Запропонована модель скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів розширює математичне забезпечення автоматизованої системи проектування лопаткових апаратів проточних частин компресорів осьового типу, знижує імовірність появи огріхів у геометрії об'єктів проектування та подальшої їх обробки на високоточному технологічному устаткуванні.

Ключові слова: скелетна лінія; профіль лопатки; осьовий компресор; геометричне моделювання; натуральна параметризація; кривина.

ВСТУП

Однією з найбільш складних і наукомістких галузей промисловості, яка динамічно розвивається в Україні та знаходить усе більш широке застосування своїх виробів на національному та міжнародному ринках, є газотурбобудування. Поштовхом до подальшого розвитку цієї енергетичної галузі промисловості є постійне зростання вимог замовників до надійності газотурбінних двигунів (ГТД), їх економічності, безпеки в експлуатації, екологічної чистоти в роботі тощо. Ефективність ГТД суттєво залежить від ступеня геометричної досконалості лопаткових апаратів турбін і, особливо, компресорів — газодинамічних

машин, які дуже чутливо реагують навіть на незначні негаразди в геометрії їх проточних частин. Відомо, що деякі неузгодженості між геометрію лопаток компресорів і течією робочої речовини призводять до появи додаткових втрат енергії, відриву потоку і, навіть, до помпажу. Застосування сучасних інформаційних технологій в плані подання плоских і просторових обводів виробів складної геометричної форми у підсумку сприятиме поліпшенню геометричної якості лопаткових апаратів компресорів, а, отже, підвищенню ефективних показників як компресорів, так і ГТД у цілому, що, в свою чергу, призведе до суттєвої економії паливних ресурсів як двигунів, що зас-

© Борисенко В. Д., Устенко С. А., Устенко İ.В., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-7

тосовуються в судновій енергетиці, так і тих, що використовуються на газоперекачувальних станціях магістральних газопроводів.

Проектування лопаткових апаратів компресорів сучасних ГТД є складним багатоетапним процесом, ключовою складовою якого є побудова решіток профілів на осесиметричних (зокрема, циліндричних) поверхнях струму в проточних частинах компресорних венців. У випадку циліндричних поверхонь струму побудова решіток профілів виконується на основі рішення задач проектування плоскої компресорної решітки, що забезпечує заданий поворот потоку при мінімальних втратах енергії робочої речовини в решітках.

Традиційно профілі лопаток осьових компресорів формуються шляхом розподілу добре відпрацьованих симетричних або асиметричних профілів вздовж скелетної (середньої) лінії, яка має забезпечувати задані кути входу і виходу потоку, що досягається відповідними кутами нахилу дотичних в початковій і кінцевій точках скелетної лінії. З підвищенням швидкості руху течії робочої речовини, яка у високонавантажених осьових компресорах потужних ГТД сягає дозвукових і, навіть, значних надзвукових величин, проектанти компресорів почали надавати скелетним лініям S-подібну форму, яка сприяє безградієнтному руху ядра робочої речовини на виході із міжпрофільних каналів. Оскільки серед математичних кривих не виявлено таких, які б забезпечували зазначені умови, важливість розв'язання цього питання суттєво зростає.

1 АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

У сучасній літературі з тематики, якій присвячена ця робота, можна знайти достатньо різноманітних методів геометричного моделювання скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів. На ранньому етапі створення осьових компресорів скелетні лінії профілів їх лопаток описували дугами кіл, гіпербол, сполученням дуги кола або гіперболи з відрізком прямої лінії, спряженням двох дуг кіл тощо [6-8]. Усі ці методи мають незадовільні графіки розподілу кривини, однієї з важливіших диференціальних характеристик кривих ліній. При поданні скелетної лінії сполученням дуг різних кривих в місті їх спряження відбувається стрибкоподібна зміна кривини, а у випадку сполучення дуг кривих з прямою лінією ситуація погіршується, оскільки кривина прямої дорівнює нулю. Відомі публікації [1, 21. в яких пропонується молелювати криві, у тому числі й Ѕ-подібні, із застосуванням дуг кіл, поліноміальних та експоненціальних кривих. У роботі [3] досліджуються компресорні решітки з керованою формою скелетної лінії профілю. Автори цієї роботи приходять до висновку, що зниження втрат енергії в осьовому компресорі можна отримати при проектуванні їх решіток з різною формою скелетної лінії, зокрема *S*-подібною. Зазначимо, що останніми роками при моделюванні різноманітних технічних об'єктів набули популярності методи подання кривих у натуральній параметризації.

2 МЕТА РОБОТИ

Метою цієї роботи є розробка нового методу геометричного моделювання скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів із застосуванням натуральної параметризації кривих і квадратичної залежності кривини від довжини дуги модельованої лінії. При цьому необхідно забезпечити можливість шляхом відповідного вибору коефіцієнтів квадратичної залежності кривини кути входу і виходу потоку із решітки профілів, а також наявність перегину модельованої кривої з метою надання їй *S*-подібної форми.

За вихідні дані при моделюванні скелетної лінії приймаються геометричні кути входу і виходу потоку робочої речовини, координати початкової та кінцевої точок модельованої лінії, абсциса точки початку перегину кривої та кут нахилу дотичної в цій точці. Коефіцієнти квадратичної залежності кривини та ордината точки перегину кривої визначаються в процесі моделювання потрібної скелетної лінії. Результатом моделювання виступатимуть координати точок отриманої скелетної лінії, що забезпечує задані кути входу і виходу потоку та наявність перегину кривої на визначеній проектантом її відстані від фронту решітки профілів.

3 ГЕОМЕТРИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ СКЕ-ЛЕТНОЇ ЛІНІЇ ТА АНАЛІЗ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ

Розглянемо моделювання скелетної лінії профілю лопатки осьового компресора, яка генеруються в натуральній параметризації та кривина якої підпорядковується квадратичній залежності від довжини дуги обводу, взятому у вигляді:

$$k(s) = as^2 + bs + c, (1)$$

де k кривина кривої; a, b, c — коефіцієнти, які підлягають визначенню при моделюванні кривої; s — поточна довжина дуги кривої.

З диференціальної геометрії [5] відомо, що приріст кута нахилу дотичної $d\varphi$ до осі x дорівнює добутку кривини кривої k(s) на диференціал дуги ds, тобто

$$d\varphi = k(s)ds.$$

З цього виразу інтегруванням можна знайти кут нахилу дотичної до кривої в довільній її точці:

$$\varphi(s) = \varphi(0) + \int_{0}^{s} k(s) ds.$$

За прийнятим законом розподілу кривини (1) кут нахилу дотичної до модельованої кривої визначається виразом:

$$\varphi(s) = \varphi_0 + \frac{as^3}{3} + \frac{bs^2}{2} + cs.$$
 (2)

Параметричну криву в натуральній параметризації можна описати наступними рівняннями:

$$x(s) = x_0 + \int_0^S \cos \varphi(s) ds;$$
 (3)

$$y(s) = y_0 + \int_0^s \sin \varphi(s) ds$$
. (4)

При моделюванні скелетних ліній застосуємо такі вихідні дані:

точка
$$0 \to x=0, \qquad y=0, \qquad y'=\mathrm{tg}\phi_0;$$
 точка $1 \to x=x_p, \qquad y'=\mathrm{tg}\phi_1;$ точка $2 \to x=x_2, \qquad y=y_2, \qquad y'=\mathrm{tg}\phi_2,$

де ϕ_0 , ϕ_1 , ϕ_2 — кути нахилу дотичних до модельованої кривої.

У графічному вигляді вихідні дані показані на рис. 1. Їх зміст ясний і зрозумілий.

Зазначимо, що моделювання скелетної лінії профілю компресорної лопатки виконується у відносних координатах, в яких абсциса x змінюватиметься у межах від 0 до 1. Щодо ординати точки 2 можна відмітити, що її величина визначається виходячи із прийнятого закону закручення лопатки, заданого кута установки профілю в решітці. Кути φ_0 і φ_2 асоціюються з кутами входу і виходу потоку робочої речовини, вони, а також кут φ_1 , задаються проектантом компресора на базі проведених газодинамічних розрахунків.

Моделювання скелетної лінії виконується в наступній послідовності. Спочатку на підставі залежності (2) встановлюється зв'язок між кутом в початковій точці кривої, тобто кутом і заданими кутами φ_2 і φ_1 :

$$\varphi_2 = \varphi_0 + \frac{aS^3}{3} + \frac{bS^2}{2} + cS;$$

$$\varphi_1 = \varphi_0 + \frac{apS^3}{3} + \frac{bpS^2}{2} + cpS,$$

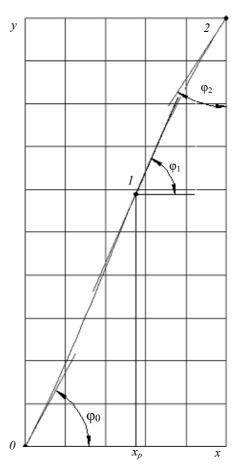


Рисунок 1. Вихідні дані до моделювання скелетних ліній

де S — довжина дуги кривої; p — деяка її частка, яка забезпечує проходження кривої через точку 1.

3 цих виразів знаходимо залежності для визначення коефіцієнту a:

$$a = \frac{3}{S^3} \left(\phi_2 - \phi_0 - \frac{bS^2}{2} - cS \right);$$

$$a = \frac{3}{p^3 S^3} \left(\phi_1 - \phi_0 - \frac{bp^2 S^2}{2} - cpS \right).$$

Оскільки точки I і 2 належать одній і тій самій кривій, то можна ці коефіцієнти прирівняти і знайти вираз для коефіцієнта c:

$$c = \frac{\varphi_2 - \varphi_0 - p^2(\varphi_3 - \varphi_1)}{Sp(1 - p^2)} - \frac{bSp}{2(1 + p)}.$$

Для побудови скелетної лінії треба якимось чином визначити значення трьох невідомих коефіцієнтів (a, b, c), довжину дуги обводу S та частку p, яка визначає довжину дуги між точками 0 і

1. Отже, в поставленій задачі п'ять невідомих. Завдяки наявності кутів нахилу дотичних до модельованої кривої були знайдені вирази для обчислення коефіцієнтів a і c. Розглянувши вираз для коефіцієнта c, можна побачити, що для його розрахунку треба мати числові значення коефіцієнтів b і p та довжину дуги S. Тобто кількість невідомих зменшилася до трьох. Для їх знаходження маємо координати точки 2 та абсцису точки 1. Таким чином, кількість невідомих збігається з кількістю наявних рівнянь вигляду (3) і (4), застосованих для координат x і y точки 2 та абсциси x точки 1.

Ці невідомі будемо визначати шляхом розв'язання оптимізаційної задачі, пов'язаної з узгодженням проміжно отриманої кінцевої точки скелетної лінії та ординати у точки 1 з заданою кінцевою точкою.

За цільову функцію в оптимізаційній задачі приймається вираз:

$$\Delta = \sqrt{(\overline{x} - x_2)^2 + (\overline{y} - y_2)^2} + |\widehat{x} - x_1|,$$

де \bar{x} , \bar{y} , \hat{x} — координати проміжних точок, визначених з деякими значеннями невідомих параметрів.

Безпосередньо для розв'язання оптимізаційної задачі застосовано високоефективний алгоритм, призначений для мінімізації функції багатьох змінних, запропонований Хуком-Дживсом [10].

Оскільки в задачі, яка розв'язується, існують два критерії, бо крива, яка вийшла з точки 0 має пройти спочатку через точку 1, для якої відома тільки абсциса, а потім через точку 2, то вона відноситься до класу багатоцільових задач. У цій роботі для її розв'язання застосовано метод Гермейера [4], який передбачає використання для цільової функції (у нашому випадку існують дві цільові функції Δ_i) єдиного показника Q, в

цільові функціі Δ_i) єдиного показника Q, в якому цим складовим приписують різну вагу π_i , пронормовану на 1. Тобто,

$$Q = \sum \lambda_i \Delta_i,$$
$$\sum \lambda_i = 1.$$

Таким чином, цільова функція набуде вигляду:

$$\Delta = \lambda_1 \sqrt{(\overline{x} - x_2)^2 + (\overline{y} - y_2)^2} + \lambda_2 |\widehat{x} - x_1|.$$

У цій роботі всі наведені нижче результати були отримані при $\lambda_1=0.75$ і $\lambda_2=0.25$. При цьому похибка визначення цільової функції не перевищувала 1.05E-4, що є достатнім для практичного застосування, оскільки сучасне техноло-

гічне обладнання дозволяє обробляти лопатки з допуском 0,03...0,05 мм.

На підставі запропонованого методу моделювання скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів розроблено програмний код, застосування якого дозволяє проводити обчислювальний експеримент з візуалізацією отриманих графічних результатів.

При проведенні обчислювальних експериментів отримані результати, які наведені нижче у гра-фічному вигляді.

Так, на рис. 2 показані результати моделювання трьох скелетних ліній. Всі вони моделювалися з однаковими вихідними даними, за винятком ординати кінцевої точки, яка зменшувалася від 2,0 до 1,8 з кроком 0,1. Маленькі кола на цьому рисунку відповідають початковим і кінцевим точкам скелетних ліній, а також точкам, де відбувається перегин кривих. Зі зменшенням ординати кінцевої точки відповідно зменшується ордината точки перегину. Оскільки абсциса цих точок не змінювалася, то всі точки перегину чітко знаходяться на одній вертикальній лінії. Зрозуміло, що вихідні дані взяті для умовної решітки профілів лопаток осьових компресорів. Метою цих і нижче наведених результатів є перевірка працездатності запропонованого методу моделювання об'єкту дослідження.

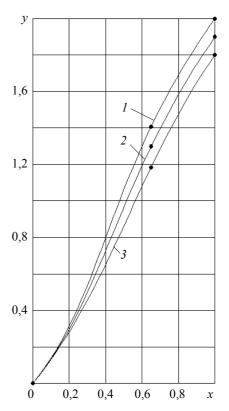


Рисунок 2. Вплив ординати кінцевої точки на *S*-подібні криві

Додаткову інформацію щодо плідності запропонованого методу моделювання скелетних ліній можна отримати, розглянувши графічну інформацію, наведену на рис. 3, де показані криві розподілу кривини скелетних ліній від відносної їх довжини тих кривих, які зображені на рис. 2. Нумерація кривих на цих рисунках є узгодженою. Криві кривини мають плавний характер. Вони поступово змінюються від монотонно спадної кривої (крива 1) до кривої з яскраво вираженим екстремумом (крива 3).

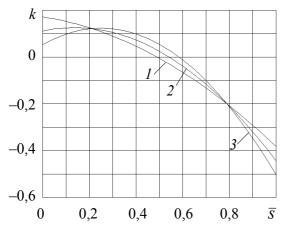


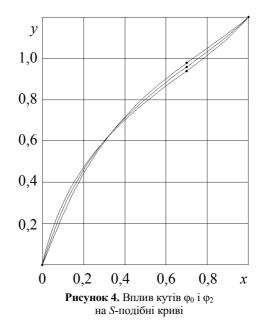
Рисунок 3. Графіки залежності кривини від відносної довжини дуги

Вплив кутів φ_0 і φ_2 при сталих значеннях координати x_p і кута φ_1 на S-подібні криві продемонстровано на рис. 4. Треба відзначити, що при цих розрахунках ордината кінцевих точок зменшена до 1,2. Це можна вважати наслідком зміни кута установки профілів лопаток осьових компресорів. У цих розрахунках кут φ_0 зростав від 67,5° до 77,5° з кроком 5°, кут φ_0 згостав у межах від 40° до 50° з кроком 5°. Точки на кривих, як і вище, визначають початок перегину цих кривих.

Кут також впливає на S-подібні криві (рис.5). На цьому рисунку криві моделювалися з поступовим зростанням кута від 25° (верхня крива) до 35° (нижня крива) з кроком 5°.

Зрозуміло, що за наявності працездатної програми можна навести значно більше прикладів, які демонструють вплив тих чи інших параметрів на модельовані криві. Усі наведені результати мають чисто ілюстративний характер. Накопичений досвід свідчить, що до вибору вихідних даних треба підходити зважено. Це, до речі, також відноситься до всіх кривих, які застосовуються при поданні скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів.

Наведені вище результати моделювання підтверджують можливість побудови скелетних



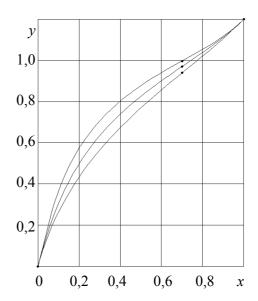


Рисунок 5. Вплив кута ϕ_1 на *S*-подібні криві

ліній *S*-подібної форми на базі кривих, що подаються у натуральній параметризації, та квадратичних залежностях розподілу кривини від довжини дуги.

Слід підкреслити, що отримані в роботі результати мають не тільки теоретичний, але й практичний інтерес. Вони комплексно реалізують процес геометричного моделювання *S*-подібних скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів, що суттєво ускладнено при застосуванні традиційних підходів до побудови розглянутих в роботі кривих. Проектанту компресорної решітки профілів надана можливість безпосередньо впливати на розташування точки перегину кривої. На підставі газодинамічних роз-

рахунків потоку робочої речовини можна визначати доцільне положення точки перегину, яке забезпечить безградієнтну течію у вихідній частині решітки профілів і зменшить втрати енергії в компресорі.

Подальші дослідження у сфері моделювання профілів лопаток компресорних решіток мають бути спрямовані на розташування вздовж побудованої S-подібної кривої добре відпрацьованих експериментальним шляхом симетричних або асиметричних крилових профілів, що ε загально прийнятим у практиці розробки проектів осьових компресорів ГТД.

висновки

Запропоновано новий метод геометричного моделювання скелетних профілів лопаток компресорних решіток S-подібної форми, який базується на застосуванні кривих в натуральній параметризації та квадратичної залежності розподілу кривини, невідомі коефіцієнти якої визначаються в процесі моделювання потрібної лінії. При цьому проектант компресорної решітки має можливість впливати на розташування точки перегину кривої для надання їй S-подібної форми та задавати в цій точці кут нахилу дотичної.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

- [1]. Борисенко В. Д. Геометричне моделювання дволанкових *s*-подібних кривих [Electronic resource] / В. Д. Борисенко, С. А. Устенко, Є. İ. Друзь // Науковий вісник Таврійського державного агротехнологічного університету. Мелітополь: ТДАТУ, 2016. Вип. 6, Т. 2. С. 14—21. Режим доступу http://nauka.tsatu.edu.ua/e-journals-tdatu/e-index.ht
- [2]. Борисенко В. Д. Метод аналітичного подання скелетних ліній профілів лопаток осьових компресорів / В. Д. Борисенко, Є. І. Друзь //

- Прикладна геометрія та інформаційні технології в моделюванні об'єктів, явищ і процесів: Матеріали всеукраїнської науковопрактичної конференції. Миколаїв: МНУ імені В.О. Сухомлинського, 2016. С. 55—58.
- [3]. Исследование компрессорных решеток с управляемой формой средней линии профиля / В.С. Бекнев, С. Е. Василенко, М. Ю. Сороколетов и др. // Теплоэнергетика, 1997. № 4. С. 38—42.
- [4]. Кини Р.П. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения [Текст] / Р.П. Кини, Х. Райха. М.: Радио и связь, 1981. 560 с.
- [5]. Рашевский П. К. Курс дифференциальной геометрии / П. К. Рашевский. М.-Л.: ГИТТЛ, 1950. 428 с.
- [6]. Романовський Г. Ф. Основи проектування компресорів суднових ГТД / Г. Ф. Романовський, М. В. Ващиленко, М. П. Седько. Миколаїв: НУК, 2008. 292 с.
- [7]. Холщевников К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст] / К.В. Холщевников. М.: Машиностроение, 1970. 609 с.
- [8]. Cumpsty N.A. Compressor aerodynamics / N. A. Cumpsty. – Krieger Publishing Company, 2004. – 552 p.
- [9.] Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines. Part 1. Design and optimization / U. Kuller, R. Munig, B. Kbsters, H.-A. Schreiber // Transaction of the ASME: Journal of Turbomachinery. − 2000. − Vol. 122. − № 3. − P. 397–405.
- [10]. Hooke R. Direct search solution of numerical and statistical problems / R. Hooke, T. A. Jeeves // Journal of the ACM. − 1961. − Vol. 8, № 2. − P. 212–229.

Статья поступила в редацкию 26.03.2018

Борисенко В. Д.

д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры компьютерной инженерии Николаевского национального университета имени В. А. Сухомлинского, Николаев, Украина, e-mail: borisenko.valery@gmail.com;

Устенко С. А.

д-р техн. наук, доцент, заведующий кафедрой компьютерной инженерии Николаевского национального университета имени В. А. Сухомлинского, Николаев, Украина, e-mail: ustenko.s.a@gmail.com;

Устенко И. В.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры программного обеспечения автоматизированных систем Национального университета кораблестроения имени адмирала Макарова, Николаев, Украина, *e-mail: ustenko.irina@gmail.com*

ГЕОМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ S-ОБРАЗНЫХ СКЕЛЕТНЫХ ЛИНИЙ ПРОФИЛЕЙ ЛОПАТОК ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ

Цель работы. Разработка геометрической модели S-образных скелетных (средних) линий профилей направляющих и рабочих решеток компрессоров осевого конструктивного оформления путем дальнейшего развития метода геометрического моделирования S-образных кривых.

Методы исследования. Скелетные линии профилей лопаток осевых компрессоров предлагается описывать в натуральной параметризации с применением квадратичной зависимости распределения кривизны от длины дуги. Неизвестные коэффициенты этой зависимости определяются путем минимизации отклонения промежуточно полученной точки скелетной линии от точки, заданной проектантом. Объектом исследования является процесс моделирования скелетных линий профилей лопаток осевых компрессоров, предметом исследования — модели скелетных линий.

Полученные результаты. На основании предложенного метода геометрического моделирования S-образных кривых разработан программный код, позволяющий получать и визуализировать на экране монитора компьютера скелетные линии профилей лопаток в широком диапазоне кинематических и геометрических параметров проектируемых рабочих и направляющих решеток осевых компрессоров, что подтверждено практической реализацией многочисленных тестовых вариантов смоделированных линий.

Научная новизна. Впервые предложен метод геометрического моделирования скелетных линий профилей лопаток осевых компрессоров с применением натуральной параметризации и квадратичного закона распределения кривизны от длины дуги кривой, что обеспечивает плавность распределения кривизны и перегиб полученной кривой в заданной пользователем точке.

Практическая ценность. Предложенная модель скелетных линий профилей лопаток осевых компрессоров расширяет математическое обеспечение автоматизированной системы проектирования лопаточных аппаратов проточных частей компрессоров осевого типа, снижает вероятность появления погрешностей в геометрии объектов проектирования и последующей их обработки на высокоточном технологическом оборудовании.

Ключевые слова: скелетная линия; профиль лопатки; осевой компрессор; геометрическое моделирование; натуральная параметризация; кривизна.

- **Borisenko V. D.** Dr. Sc., Professor of Computer Engineering Department of V.O. Sukhomlynsky National University, Mykolayiv, Ukraine, *e-mail: borisenko.valery@gmail.com;*
- Ustenko S. A.

 Dr. Sc., Associate Professor, Head of Computer Engineering Department of V.O. Sukhomlynsky National University, Mykolayiv, Ukraine, e-mail: ustenko.s.a@gmail.com;
- Ustenko I. V. PhD, Associate Professor of Software of the Automated Systems Department of Admiral Makarov National University of Shipbuilding, Mykolayiv, Ukraine, e-mail: ustenko.irina@gmail.com

GEOMETRIC MODELLING OF S-SHAPED SKELETAL LINES PROFILE OF AXIAL COMPRESSOR BLADES

Purpose. Development of the geometric model of S-shaped skeletal (middle) lines of profiles of guide vane and rotor blade cascades of the axial-type compressors by further development of the method of geometric modeling of S-shaped curves.

Research methods. The skeletal lines of the profiles of the axial compressor blades are proposed to be described in natural parametrization using the quadratic dependence of the curvature distribution on the arc length. The unknown coefficients of this dependence are determined by minimizing the deviation of the intermediately obtained point of the skeletal line from the point specified by the designer. The object of the study is the process of modeling the skeletal lines of profiles of axial compressor blades, the subject of research is the model of skeletal lines.

Results. On the basis of the proposed method of geometric modeling of S-shaped curves, a program code has been developed that allows to obtain and visualize on the screen of the computer monitor the skeletal lines of the blade profiles in a wide range of kinematic and geometric parameters of the designed guide vane and rotor blade cascades of the axial compressors. This is confirmed by the practical implementation of numerous test variants of modeled lines.

Scientific novelty. For the first time, a method is proposed for geometric modeling of skeletal lines of profiles of axial compressor blades with the use of natural parametrization and a quadratic law of the distribution of curvature from the arc length of the curve, which ensures the smoothness of the curvature distribution and the kink of the resulting curve at a user-specified point.

Practical value. The proposed model of skeletal lines of profiles of axial compressor blades widens the mathematical support of the automated system for designing shoulder blades of flowing parts of axial-type compressors, reduces the likelihood of errors in the geometry of design objects and their subsequent processing on high-precision technological equipment.

Key words: skeletal line; blade profile; axial compressor; geometric modeling; natural parametrization; curvature.

REFERENCES

- [1]. Borysenko V. D., Ustenko S. A., Druz Ye.I. (2016). Heometrychne modelyuvannya dvolankovykh spodibnykh kryvykh. Naukovyy visnyk Tavriyskoho derzhavnoho ahrotekhnolohichnoho universytetu. Melitopol: TDATU, Vyp. 6 (2), 14–21. Rezhym dostupu http://nauka.tsatu. edu.ua/e-journalstdatu/e-index.ht
- [2]. Borysenko V. D., Druz Ye. I. (2016). Metod analitychnoho podannya skeletnykh liniy profiliv lopatok osovykh kompresoriv. Prykladna heometriya ta informatsiyni tekhnolohiyi v modelyuvanni obyektiv, yavyshch i protsesiv: Materialy vseukrayinskoyi naukovo-praktychnoyi konferentsiyi. Mykolayiv: MNU imeni V.O. Sukhomlynskoho, 55–58.
- [3]. Beknev V. S., Vasilenko S. Ye., Sorokoletov M.YU. (1997). Issledovaniye kompressornykh reshetok s upravlyayemoy formoy sredney linii profilya. *Teploenergetika*, 4, 38–42.

- [4]. Kini R. P., Raykha K.H. (1981). Prinyatiye resheniy pri mnogikh kriteriyakh: predpochteniya i zameshcheniya.: Moscow: Radio i svyaz', 560.
- [5]. Rashevskij A. V. (1950). Kurs differencial'noj geometrii. Moscow-Leningrad, GONTI, 428.
- [6]. Romanovskiy G.F., Vashchilenko M.V., Sed'ko M.P. (2008). Osnovy proyektirovaniya kompressorov sudovykh GTD. Nikolayev: NUK. 292.
- [7]. Kholshchevnikov K.V. (1970). Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin. Moscow: Mashinostroyeniye, 609.
- [8]. Cumpsty N.A. (2004). Compressor aerodynamics. Krieger Publishing Company, 552.
- [9]. Kuller U., Munig R., Kasters B., Schreiber H.A. (2000). Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines. Part 1. Design and optimization. Transaction of the ASME: Journal of Turbomachinery, 122(3), 397–405.
- [10]. Hooke R., Jeeves T. A. (1961). Direct search solution of numerical and statistical problems. Journal of the ACM, 8(2), 212–229.

УДК 621.45.037

Степовой М. С. студент-магистр кафедры ТАД Запорожского национального технического

университета, Запорожье, Украина, e-mail: stepovyims@gmail.com;

Прибора Т. И. старший преподаватель кафедры ТАД Запорожского национального

технического университета, Запорожье, Украина, е-таіl:

somovatat@meta.ua

АНАЛИЗ ЭВОЛЮЦИИ КОНСТРУКЦИИ ЗАМКОВОГО СОЕДИНЕНИЯ РАБОЧИХ КОЛЕС ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ГТД

Цель работы. Проведение анализа конструкции ободной части рабочих колес осевых компрессоров отечественных ГТД для получения возможности успешного усовершенствования конструкции, увеличения надежности и гарантии назначенного ресурса.

Методы исследования. Использован метод математического моделирования объектов исследования. Постановка решения нелинейных задач разной сложности. Максимальная реализация математических моделей с высокой степенью достоверности. Анализ статистики эксплуатации и испытаний.

Полученные результаты. Полученные решения математических моделей конструкций ободной части рабочих колес осевых компрессоров, спроектированных на протяжении 50-ти лет, показали обоснованность их назначенных ресурсов. По мере накопления опыта проектирования и длительного времени эксплуатации ГТД, видоизменялась конструкция в сторону увеличения требуемой надежности работы в процессе назначенных ресурсов. Результаты показывают, какими мероприятиями можно добиться увеличения ресурсов ГТД. Использование легких прочных сплавов, места расположения «критических зон», снижение концентрации напряжений - все это прошло математическое моделирование и это является безусловным доказательством правильности мероприятий по увеличению ресурса объектов исследования.

Научная новизна. Предварительно выполнены расчеты по определению напряженности ободной (замковой) части компрессорных дисков разных форм конструкции в 3D-постановке. На основе выполненных расчетов проведен анализ всех рассмотренных конструкций ободной части РК. Рассмотрены пути модернизации конструкции с целью снижения уровня напряженности для обеспечения гарантированного ресурса. Совокупная работа носит аналитический, сравнительный характер по рабочему состоянию большинства видов ободной части отечественных компрессоров. Представлена концентрированная информация оценки НДС серийных и опытных конструкций.

Практическая ценность. Сравнительные численные расчеты вариантов эволюции конструкции показывают правильность направления развития научного развития проектирования деталей и узлов ГТЛ.

Ключевые слова: эксплуатация ГТД; ротор компрессора; замковое соединение; математическая модель; метод конечных элементов.

ВВЕДЕНИЕ

Ресурс газотурбинного двигателя является показателем научно-технического уровня проектной конструкторской организации.

На всех этапах создания ГТД ставились требования большого ресурса надежной работы двигателя. При проектировании конструкции ответственные детали подвергались точному анализу, расчетам, испытаниям по определению критических зон (зоны, участки деталей, которые по уровню напряжений и температуры определяют ресурс детали). Каждому периоду истории создания ГТД, начиная с 50-х годов прошлого столетия, характерны свои методы оценки прочности, техническая база расчетов и испытаний [1].

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

В настоящее время для оценки прочности ответственных деталей газотурбинного двигателя лидирующее по эффективности значение приобрело математическое моделирование, в основе которого лежит метод конечных элементов. Данный вариант расчета позволяет численным методом создавать расчетные модели деталей двигателя, учитывать разные величины нагрузок, моделировать испытания, получать максимально достоверные результаты и совершенствовать конструкцию [2].

С момента использования при проектировании АГТД расчетного комплекса ANSYS, все задачи успешного конструирования решались с

применением данного комплекса. Это нашло отражение в публикациях работ по результатам исследований в тематических журналах. В частности, [3], [4] раскрыты дополнительные возможности рассматриваемого расчетного комплекса, использованные при доводке и модификации узлов АД.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Проведение анализа конструкции ободной части рабочих колес осевых компрессоров АГТД для получения возможности успешного усовершенствования конструкции. Изучение исторического опыта проектирования и использование современных методов расчета являются гарантиями создания успешных изделий.

3 АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВА-НИЯ

В данной работе проведен расчетный анализ эволюции конструкции ободной части рабочих колес компрессоров отечественных ГТД.

Практика летной эксплуатации ГТД, большой объем выполненной расчетной работы по-

казал, что критической зоной компрессорных дисков являются основания межпазовых выступов замковой области рабочих колес.

Ротор компрессора первого из отечественных ГТД (АИ-20) представлял собой стальные рабочие колеса, собранные в ротор посадкой с натягом и фиксированные штифтами. Лиски рабочих колес были сплошными, без центрального отверстия. Паз под хвостовик лопатки имел малый угол раскрытия, соответственно угол между плоскостью донышка паза и плоскостью площадки смятия был относительно большим. Этот факт способствовал уменьшению концентрации напряжений в основании межпазового выступа. Как следствие, на представителях данного семейства двигателей не зафиксированы разрушения ободной части дисков компрессоров. Были случаи разрушения штифтов, фиксирующих рабочие лопатки от выдвижения из паза.

Из рис. 1 видно, что концентрация напряжений в ободе компрессорного диска происходит не в основании межпазового выступа, а по грани отверстия под штифты.

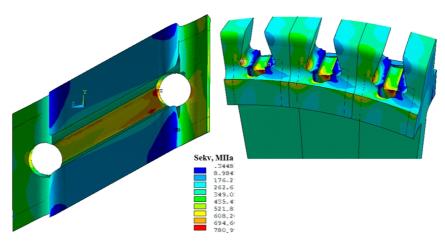


Рисунок 1. Эквивалентные напряжения в ободной части компрессорного стального диска рабочего колеса компрессора авиационного двигателя АИ-20

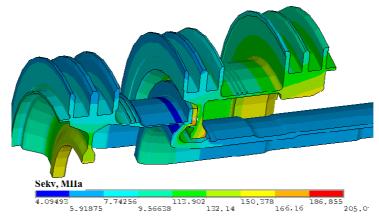


Рисунок 2 Фрагмент ротора КНД с шарнирным соединением рабочих лопаток и дисков ТРДД АИ-25. Напряженнодеформированное состояние

Использование титановых сплавов в конструкции авиационных ГТД привело к развитию новых вариантов замковых соединений компрессорных рабочих колес.

На рис. 2 показан фрагмент ротора КНД авиационного двигателя, следующего по времени разработки семейства отечественных АГТД: турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-25. Посадка рабочих лопаток в диск ротора с применением шарнирного соединения возможна исключительно при малых окружных скоростях. В данном случае радиус расположения обода достаточно мал и частота вращения низкая. Ротор успешно работает в составе двигателя без существенных дефектов.

В 70-х годах прошлого столетия в отечественном двигателестроении произошел переход на создание трехвальных, двухкаскадных двигателей. Надо сказать, что данному периоду проектирования характерно использование аналитических методов оценки прочности. Созданные конструкции рабочих колес компрессоров по принципу «ласточкин хвост» успешно эксплуатировались до достижения большого уровня наработки.

Эксплуатация выявила серьезный недостаток конструкции обода рабочих колес (это касается первых ступеней компрессоров с относительно большими рабочими лопатками). При промежуточных ремонтах стали выявляться трещины в основаниях межпазовых выступов (МПВ). Появление трещин представляло опасность обрыва МПВ.

В этот период проектирования ГТД, внедряются новые методы расчетов по оценке прочности, а именно — метод конечных элементов (МКЭ). Появилась универсальная программная система конечно-элементного анализа ANSYS, предназначенная для КЭ решения линейных и нелинейных, стационарных и нестационарных пространственных задач механики деформируемого твёрдого тела и механики конструкций (включая нестационарные геометрически и физически нелинейные задачи контактного взаимодействия

элементов конструкций), и других задач.

Данный расчетный комплекс существенно облегчает конструирование и расчет деталей, узлов и агрегатов ГТД.

С использованием прогрессивных методов расчета конструкторы смогли модернизировать конструкцию замкового соединения [5]. В следующем поколении ГТД, в двухконтурном двигателе с большой тягой была рассмотрена возможность модификации замкового соединения «ласточкин хвост» путем изменения паза диска проглублением донышка паза для того, чтобы снять нагрузку с концентратора напряжений и увеличить ресурс и прочность дисков (рис. 3).

Подобный модифицированный профиль паза замка «ласточкин хвост» уверенно применяется при изготовлении роторов компрессоров новых проектируемых авиационных двигателей.

Для рабочего колеса вентилятора и рабочих колес первых ступеней КНД и КВД характерно использование замкового соединения «елочка» в двузубом исполнении. Приведенная выше модификация донышка паза нашла успешное применение и при исполнении замкового соединения «елочка».

На рис. 4. приводится напряженно-деформированное состояние обода компрессорного диска хвостовика рабочей лопатки модифицированного замкового соединения «двузубая елочка».

По результатам прочностных расчетов, рис. 5, можно убедиться в том, что решение углублять донышко замкового соединения достаточно эффективно [6].

Положительный эффект данной модификации заключается в разведении двух составляющих суммарных (эквивалентных) напряжений в основании межпазового выступа, а именно: радиальных и окружных. Проглублением донышка мы переводим максимум окружной составляющей эквивалентных напряжений из основания МПВ в середину проглубленного донышка. Величина эквивалентных напряжений в основании МПВ вследствие этого уменьшается ~ 40...60%.

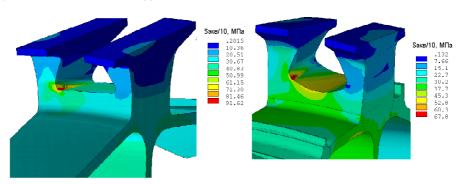


Рисунок 3. Ободная часть компрессорного титанового диска рабочего колеса компрессора исходного профиля (a) и модифицированного профиля (δ)

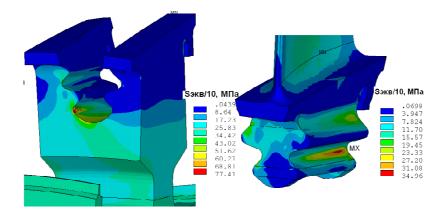


Рисунок 4. Обод диска и хвостовик лопатки замкового соединения «ёлочка»

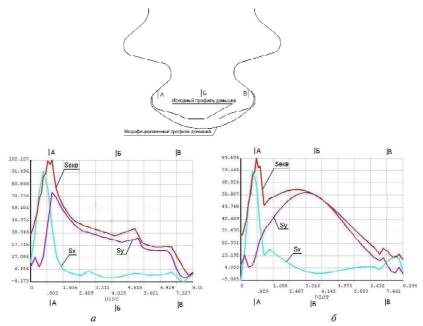


Рисунок 5. Сравнение эквивалентных напряжений в замковом соединении «ёлочка» до модернизации (а) и после (б)

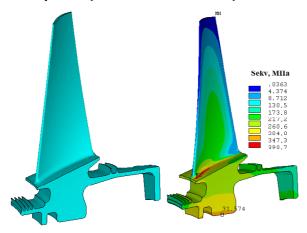


Рисунок 6. Solid- модель и распределение эквивалентных напряжений моноколеса (Blisk)

В последнее время появились так называемые Blisk -технологии (рис.6). Они заключаются в том, что лопатки выполняются или заодно с диском фрезерованием, или перо лопатки соединяется с

диском посредством сварки трением. В «блисках» отсутствует замковая часть рабочего колеса и связанные с ней проблемы (прочность и износ замка).

Конструкции «блисков» обладают минимальным весом. Однако возникают проблемы с эксплуатацией, так как менять дефектные лопатки приходится сваркой трением, либо же изготовлением нового рабочего моноколеса. Сложна и технология изготовления, требующая специального дорогостоящего оборудования. На отечественных двигателях такие технологии успешно применяются и в проектируемых двигателях, и в готовых к эксплуатации.

выводы

В заключении следует отметить, что задачи увеличения гарантированного ресурса проектируемых отечественных двигателей успешно решаются модернизацией существующих изделий и освоением конструкций «блисков», внедрени-

ем новых технологий изготовления и ремонта. В решении этих задач главная роль отводится отработке конструкции численным методом, на максимально приближенных к реальным математических моделях [7]. При отстройке конструкции расчеты проводятся на различных параметрах, возможных в эксплуатации. При получении требуемых результатов конструкция узла принимается годной к исполнению и проведению натурных испытаний.

Данные приемы проектирования, модификации существующих конструкций на сегодняшний день доказали свою эффективность и надежность [8].

Прогресс научных расчетных разработок в сочетании с творческим талантом конструкторов позволяет создавать конкурентно способную авиационную технику.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] Муравченко Ф. М. Об особенностях прочностной доводки современных АГТД на заданный ресурс / Муравченко Ф. М., Шереметьев А. В // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. Харьков: Харьковский гос. аэрокосмич. ун-т, 1999. Вып. 9. Тепловые двигатели и энергоустановки. С. 5—9.
- [2] Прибора Т. И. Численный эксперимент при прочностной доводке узла крепления диска последней ступени КВД двигателя Д-18Т / Прибора Т. И., Степаненко С. М. // Новые технологические процессы и надежность ГТД. Производственно-технический сборник. М.: ЦИАМ, 1992. № 1. С. 89—95.

- [3] Денисюк В. Н. Напряженно-деформированное состояние замковых соединений дисков компрессоров ГТД / Денисюк В. Н., Прибора Т. И. // Авиационно-космическая техника и технология. — 2002. — № 30. — С. 91—95.
- [4] Шереметьев А. В. Анализ использования результатов субмоделирования при определении напряженно-деформированного состояния и ресурса деталей авиационных ГТД / А. В. Шереметьев, Т. И. Прибора, В. В. Тихомиров // Вестник двигателестроения. 2015. № 2. С. 52—57.
- [5] Прибора Т. И. Обеспечение прочностной надежности авиационных ГТД большой степени двухконтурности / Прибора Т. И., А. В. Шереметьев, В. В. Тихомиров // Авиационно-космическая техника и технология. 2014. № 10/117. С. 61—68.
- [6] Шереметьев А. В. Использование компьютерного моделирования при проектировании дисков компрессоров авиационных ГТД / А. В. Шереметьев, Т.И. Прибора// Вестник двигателест-роения. 2006. № 2. С. 32—35.
- [7] Олейник А. Г. Частные случаи повышения надежности и продления ресурса дисков компрессоров авиационных ГТД / А. Г. Олейник, Т. И. Прибора // Авиационно-космическая техника и технология. 2005. № 10. С. 42—45.
- [8] Денисюк В. Н. Численный эксперимент при оценке напряженности оснований межпазовых выступов дисков компрессоров ГТД. / Денисюк В. Н., Прибора Т. И. Харченко В. Г. // Вестник двигателестроения., − 2003. − №2. − С. 110−114.

Статья поступитла в редакцию 21.03.2018

Степовий М. С.

студент-магістр кафедри ТАД Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail: stepovyims@gmail.com*;

Прибора Т. I.

старший викладач кафедри ТАД Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, e-mail: somovatat@meta.ua

АНАЛІЗ ЕВОЛЮЦІЇ КОНСТРУКЦІЇ ЗАМКОВОГО З'ЄДНАННЯ РОБОЧИХ КОЛІС ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРІВ ГТД

Мета роботи. Проведення аналізу конструкції ободної частини робочих коліс осьових компресорів вітчизняних газотурбінних двигунів для отримання можливості успішного удосконалення конструкції, збільшення надійності і гарантії призначеного ресурсу.

Методи дослідження. Використано метод математичного моделювання об'єктів дослідження. Постановка розв'язання нелінійних задач різної складності. Максимальна реалізація математичних моделей з високим ступенем достовірності. Аналіз статистики експлуатації і випробувань.

Отримані результати. Отримані рішення математичних моделей конструкцій ободної частини робочих коліс осьових компресорів, спроектованих протягом 50-ти років, показали обґрунтованість їх призначених ресурсів. По мірі накопичення досвіду проектування і тривалого часу експлуатації газотурбінних двигунів, змінювалася конструкція в бік збільшення необхідної надійності роботи в процесі

призначених ресурсів. Результати показують, якими заходами можна домогтися збільшення ресурсів газотурбінних двигунів. Використання легких міцних сплавів, місця розташування «критичних зон», зниження концентрації напруги - все це пройшло математичне моделювання і це є безумовним доказом правильності заходів щодо збільшення ресурсу об'єктів дослідження.

Наукова новизна. Попередньо виконані розрахунки по визначенню напруженості ободної (замкової) частини компресорних дисків різних форм конструкції в 3D-постановці. На основі виконаних розрахунків проведено аналіз усіх розглянутих конструкцій ободної частини робочих коліс. Розглянуто шляхи модернізації конструкції з метою зниження рівня напруженості для забезпечення гарантованого ресурсу. Сукупна робота носить аналітичний, порівняльний характер робочого стану більшості видів обідної частини вітчизняних компресорів. Представлена концентрована інформація оцінки напружено-деформованого стану серійних та експериментальних конструкцій.

Практична цінність. Порівняльні чисельні розрахунки варіантів еволюції конструкції показують правильність напряму розвитку наукового розвитку проектування деталей і вузлів газотурбінних двигунів.

Ключові слова: експлуатація газотурбінних двигунів; ротор компресора; замкове з'єднання; математична модель; метод кінцевих елементів.

Stepovyi M. S. Student master of the TAE Department of Zaporizhzhia National Technical

University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: stepovyims@gmail.com;

Pribora T. I. Senior lecturer of the TAE Department of Zaporizhzhia National Technical

University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: somovatat@meta.ua

DESIGN EVOLUTION ANALYSIS OF ROTOR DISK LOCKING CONNECTION IN AXIAL-TYPE COMPRESSOR OF DOMESTIC GAS TURBINE ENGINES

Purpose. Analysis of the disk rim design of axial compressors of domestic gas turbine engines to obtain the possibility of successful improvement of the design, increase the reliability and guarantee of the assigned service life.

Research methods. The method of mathematical modeling of research objects is employed. Formulation of solutions to nonlinear problems of varying complexity. Maximal realization of mathematical models with high degree of reliability. Analysis of operation and test statistics.

Findings. The resulting solutions of mathematical models of designs of the rim discs axial compressors, designed for 50 years, showed the validity of their assigned service life. In process of accumulation of experience of design and long time of operation of gas-turbine engines, the design towards increase of required reliability of work in process of the appointed resources changed. The results show what measures can be taken to increase the service life of gas turbine engines. The use of light strong alloys, the location of «critical zones» and the reduction of stress concentration – all this has passed mathematical modeling and this is an unconditional proof of the correctness of measures to increase the life of the objects of study.

Scientific novelty. Preliminary calculations were made to determine the stress of the rim (lock) of the compressor disks of different design in 3D setting. On the basis of the carried-out calculations the analysis of all considered designs of a rim part of disks axial compressors is carried out. Ways of modernization of a design for the purpose of decrease of level of tension for providing the guaranteed service life are considered. The total work is a comparative analysys of the working state of many types of rim disks of domestic compressors. The concentrated information on the estimation of stress-strain state of serial and experimental structures is presented.

Practical value. Comparative numerical calculations of the design evolution variants show the correctness of the direction of the scientific development of the design of gas turbine engine parts and components.

Keywords: operation of gas turbine engines; compressor rotor; locking connection; mathematical model; finite element method.

REFERENCES

- [1] Muravchenko F. M., Sheremet'ev A. V. (1999). Ob osobennostjah prochnostnoj dovodki sovremennyh AGTD na zadannyj resurs. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija: Sb. nauchn. Tr.: Har'kov, Har'kovskij gos.
- ajerokosmich. un-t, Vyp. 9. Teplovye dvigateli i jenergoustanovki, 5–9.
- [2] Pribora T. I, Stepanenko S. M. (1992). Chislennyj jeksperiment pri prochnostnoj dovodke uzla kreplenija diska poslednej stupeni KVD dvigatelja D-18T. Novye tehnologicheskie processy i

- nadezhnost' GTD. Proizvodstvenno-tehnicheskij sbornik. Moscow: CIAM, 1, 89–95.
- [3] Denisjuk V. N., Pribora T. I. (2002). Naprjazhennodeformirovannoe sostojanie zamkovyh soedinenij diskov kompressorov GTD. Aviacionnokosmicheskaja tehnika i tehnologija, 30, 91–95.
- [4] Sheremet'ev A. V. Pribora T. I., Tihomirov V. V. (2015). Analiz rezul'tatov ispol'zovanija submodelirovanija pri opredelenii naprjazhennodeformirovanogo sostojanija i resursa detalej aviacionnyh GTD. Vestnik dvigatelestroenija, 2. 52–57.
- [5] Pribora T. I., Sheremet'ev A. V., Tihomirov V. V. (2014). Obespechenie prochnostnoj nadezhnosti aviacionnyh GTD bol'shoj stepeni dvuh-

- konturnosti. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 10(117), 61–67.
- [6] Sheremet'ev A. V., Pribora T. I. (2006). Ispol'zovanie komp'juternogo modelirovanija pri proektirovanii diskov kompressorov aviacionnyh GTD. Vestnik dvigatelestroenija, 2, 32–35.
- [7] Olejnik A. G., Pribora T. I. (2005). Chastnye sluchai povyshenija nadezhnosti i prodlenija resursa diskov kompressorov aviacionnyh GTD. Aviacionnokosmicheskaja tehnika i tehnologija, 10, 42–45.
- [8] Denisjuk V. N., Pribora T. I., Harchenko V. G. (2003). Chislennyj jeksperiment pri ocenke naprjazhennosti osnovanij mezhpazovyh vystupov diskov kompressorov GTD. Vestnik dvigatelestroenija, 2, 110–114.

УДК 629.7:104.942:68

Ноженко Д. С. инженер-конструктор ОПРИ ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина,

e-mail: nozhenkods@gmail.com;

Прибора Т. И. старший преподаватель кафедры ТАД Запорожского национального

технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: somovatat@meta.ua

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ В РОТОРАХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГТД

Цель работы. Изучение дополнительных возможностей учета болтовых соединений при расчетах роторов авиационных двигателей (AД) численным методом, а именно, методом конечных элементов (MK θ).

Методы исследования. Математическое моделирование на основе МКЭ в нелинейной 2D- и 3D- постановках. Аналитический метод оценки объекта исследования предшествует математическому моделированию. Результаты численного решения проходят сравнительный анализ с результатами состояния объектов после эксплуатации.

Полученные результаты. Результаты проведенных численных исследований с расширением граничных условий математических моделей роторов АД, с целью реального учета наличия болтовых пакетов, позволили наиболее точно определять напряженно-деформированное состояние (НДС) деталей, работающих совместно. Подобные расчеты не отрицают предшествующий им аналитический метод оценки прочности входящих в болтовой пакет деталей. Использование новых возможностей расчетного комплекса ANSYS максимально уточняет расчетную информацию о НДС деталей болтового пакета, визуализирует особенности совместной работы, выявляет слабые стороны конструкции и дает возможность практического исследования конструкции (тензометрирования).

Научная новизна. Реализация новых возможностей расчетного комплекса ANSYS при оценке НДС деталей болтового пакета с заданием силы затяжки болта. Создаются элементы Pretension, узлы которого воспринимают силу затяжки. В результате можно анализировать состояние болта под действием нагрузок, состояние стягиваемых болтом деталей. Есть возможность изучать влияние силы затяжки болта на НДС болта и деталей пакета.

Практическая ценность. Проведенные работы по организации прочностных расчетов элементов роторов АД с использованием элементов Pretension подтвердили эффективность новых возможностей расчетного комплекса ANSYS, для получения более полной и достоверной картины НДС исследуемых роторов.

Ключевые слова: сварной ротор компрессора; критическая зона; резьбовые детали; контактные пары.

ВВЕЛЕНИЕ

Проектирование роторов компрессоров отечественных авиационных газотурбинных двигателей имеет одну особенность, которая в настоящее время не имеет рационального решения.

Определение конструкции роторов компрессоров, в частности, зависит от наличия у проектирующей организации необходимой базы материалов.

Конструкции роторов компрессоров, с начала проектирования ГТД, менялись в зависимости от опыта и квалификации разработчиков, от наличия в руках конструкторов прогрессивных графических и расчетных программ [1], [2], от наличия парка станков, способных реализовать творческие мысли проектанта. И наконец, конструкция роторов напрямую зависела от наличия авиационных материалов, сплавов, которые обладали необходимыми прочностными свойствами, имели достаточный уровень жаропрочности, были легкими и, конечно же, были свариваемыми.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

Результатом проектирования нового авиационного двигателя ожидается получить совершенный конструктивно, прочный, надежный и ресурсный двигатель. Для получения требуемого результата востребована совокупность таланта и профессионализма конструктора, высокой квалификации расчетчика и наличия современных расчетных комплексов, типа ANSYS [3], [4], [5].

Расчетный комплекс ANSYS уже ни одно десятилетие служит для выполнения прочностных расчетов деталей и узлов АД с целью создания оптимально прочных конструктивных элементов с высокой степенью обеспечения надежного заданного ресурса [6],

Возможности данного расчетного комплекса постоянно расширяются дополнительными разработками. Проведено исследование новых возможностей расчетного комплекса ANSYS при

оценке НДС деталей болтового пакета с заданием силы затяжки болта. Создаются элементы Pretension, узлы которого воспринимают силу затяжки.

Публикаций по результатам решения подобных задач с использованием возможностей комплекса ANSYS последние два года не встречали.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью работы является освоение дополнительных возможностей учета болтовых соединений при расчетах роторов АД численным методом, а именно, методом конечных элементов (МКЭ).

Диски роторов являются ответственными деталями конструкции и имеют ряд «критических зон», определяющих ресурс дисков. Наличие болтовых соединений предполагает увеличение числа «критических зон», требующих доскональной прочностной и ресурсной оценки [7].

3 РЕАЛИЗАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕ-НИЙ

До актуализации титановых сплавов, диски компрессора изготавливались из стали. Двигатель АИ-20 имеет именно такой компрессор, состоящий из 9-ти стальных дисков (ДИ1-Ш), сплошных, т.е. без центрального отверстия.

Диски собираются в ротор посадкой с натягом и фиксацией штифтами.

В следующем поколении проектирования двигателя АИ-25 уже используются титановые сплавы; легкие, прочные. Ротор КВД собирается из 8-ми титановых дисков, которые стягиваются болтами.

И уже в двигателе ТВ3-117ВМА-СБМ1 ротор компрессора сварной из титановых дисков, двенадцать ступеней (титановый сплав ВТ8).

В семействе двигателей Д-36 уверенно занимают свои позиции титановые сварные ротора. Но, к сожалению, отечественное авиадвигателестроение не имеет рабочего жаропрочного титанового сплава с диапазоном рабочих температур до 600 ° С.

Этим объясняется, что в данном и в последующих семействах двигателей с большой тягой, в компрессорах высокого давления сварные титановые барабаны включают 4—5 ступеней, до рабочей температуры 450°...500° С.

Последующие 5, 6, 7 ступени приходится проектировать на условие использования жаропрочных никелевых сплавов, обеспечивающих надежную работу рабочих колес до температуры 750° С. Это приводит к увеличению массы конструкции.

Диски из жаропрочного никелевого сплава приходится проектировать и изготавливать под болтовое соединение в ротор. Работающего жа-

ропрочного никелевого сплава, обладающего свариваемостью, пока нет.

Наличие болтового соединения дисков в ротор привносит ряд серьезных недостатков в конструкцию:

- увеличивается номенклатурный список деталей (болты, гайки, контровки), которые, кроме увеличения веса ротора, несут в себе определенную долю риска брака, дефектов;
- фланцы дисков, собранные в пакет болтами, имеют чаще в верхней части дисков усиления под стяжку и отверстия под болты. Отверстия под болты представляют собой серьезную концентрацию напряжений, то есть данная область дисков попадает в определение «критической зоны», определяющей ресурс.

Резьбовые детали, разрушение которых вызывает особо опасные последствия раскрытия стыка в роторе двигателя (стяжные болты компрессоров и турбин; болты, стягивающие диски компрессоров, турбин), относятся к группе наиболее ответственных резьбовых соединений. Ответственные резьбовые соединения должны работать только на растяжение [8]. Условие нераскрытия стыка является необходимым для обеспечения требуемой прочности резьбового соединения:

$$\sigma_{3 \min} \geq \sigma_p (1 - \chi)$$
,

где $\sigma_{3\,\mathrm{min}} = \frac{Q_{3\,\mathrm{min}}}{F_o}$ — минимальное напряжение

предварительной затяжки;

 $Q_{3 \, \text{min}} \, - \,$ минимальное усилие затяжки;

 F_o — площадь поперечного сечения стержня болта;

$$\sigma_p = \frac{P}{F_o}$$
 — номинальное напряжение от наи-

большей внешней растягивающей нагрузки P, возникающее в стержне болта при работе соединения;

 χ — коэффициент основной нагрузки, принимаемый в первом приближении $\chi = 0,2...0,4$.

Аналитический расчет резьбовых соединений позволяет определить напряжения и запасы прочности резьбовых деталей, полное усилие, действующее на болт, возникающие напряжения и запасы прочности в рабочих условиях.

При всех упомянутых особенностях проектирования, следует заметить, что болтовое соединение деталей обеспечивает доступную взаимозаменяемость дисков в роторе.

Что касается сварного ротора, то недостатком его является именно ремонт ротора, замена по-

врежденных дисков. Этот вопрос успешно решается при наличии высокотехнологичных сварных операций.

В настоящее время оценка прочности узлов ГТД осуществляется кроме аналитических методов, численным, а именно методом конечных элементов расчетного комплекса ANSYS [9].

На рис. 1, 2 представлены две математические модели компрессорных роторов, которые собраны из рабочих колес с использованием стяжных болгов.

Расчет ротора компрессора в 2D -постановке выполняется с целью определения напряженно-деформированного состояния под действием совокупных нагрузок [10]. В данных моделях взаимодействие сопрягаемых деталей в болтовом стыке задано:

- одинаковым перемещением в заданных направлениях, с использованием сервиса «coupling» (рис. 1);
- моделированием контактных пар, обеспеченных суммарной силой затяжки (рис. 2).

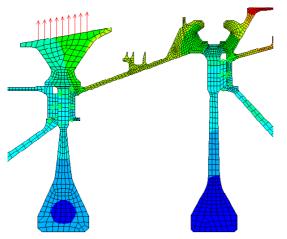


Рисунок 1. Фрагмент ротора с использованием «coupling»

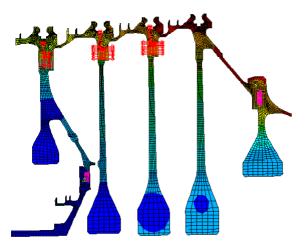


Рисунок 2. Фрагмент ротора с контактным взаимодействием, обеспеченным силой затяжки

Использование модели контактного взаимодействия дает более достоверную картину работы пакета болтового соединения, чем использование «coupling»[11].

Следующим этапом учета влияния болтовых соединений в роторе является использование методики создания напряжения затяжки в конструктивных соединительных элементах, моделируемых элементами твердого деформируемого тела (тип SOLID).

Создаются элементы Pretension, узлы которого воспринимают силу затяжки.

При этом организуется контактное взаимодействие опорных поверхностей.

На рис. 3 представлена 2D- модель фланцевого соединения ротора КВД. В данной математической модели болты равномерно располагаются по окружности радиусом R.

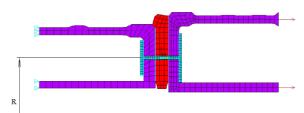


Рисунок 3. 2D- модель фланцевого соединения ротора КВД с использованием элементов Pretension

Головка болта, стержень болта и гайка смоделированы в данной 2D- модели из условия равенства массы всех пакетов (гайка, болт, головка болта) массе распределенной, по окружности оссимметричной математической модели условного болта. Сила затяжки прикладывается в узле, находящимся на оси вращения конструкции с осевой координатой середины условного болта.

Результат решения данной модели представлен на рис. 4.

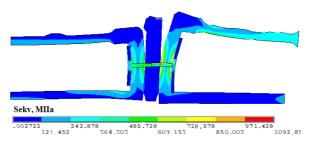


Рисунок 4. Картина эквивалентных напряжений 2D фланцевого соединения с приложенной силой затяжки

По результатам решения можно наблюдать характерную деформацию болтового стыка, места контакта, контактное давление, напряжения в теле болта.

В качестве критерия напряженности в местах концентрации напряжений может быть принято условие Губера-Мизеса:

$$\sigma_{9K6} = \left\{ \frac{1}{2} \left[\left(\sigma_{x} - \sigma_{y} \right)^{2} + \left(\sigma_{y} - \sigma_{z} \right)^{2} + \left(\sigma_{z} - \sigma_{x} \right)^{2} + 6 \left(\sigma_{zy}^{2} + \sigma_{yz}^{2} + \sigma_{xz}^{2} \right) \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$$

- σ_{x} радиальные напряжения;
- σ_v окружные напряжения;
- σ_z осевые напряжения;

Подобным образом был реализован расчет узла трех последних дисков ротора КВД.

К сожалению, на стадии апробирования данного расчета, удалось получить результаты по математической модели только с одним фланцем из шести участвующих в узле, с заданным болтом и напряжением затяжки (рис. 5).

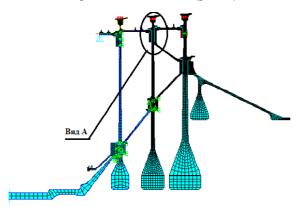


Рисунок 5.Фрагмент ротора КВД с 6-тью болтовыми стыками

Остальные пять болтовых стыков узла организованы с помощью процедуры «coupling». Результаты расчета приведенного узла КВД и, конкретно, исследуемого стыка приведены на рис. 6 и 7 в виде эквивалентных напряжений и контактного взаимодействия (радиального и осевого) сопряженных деталей.

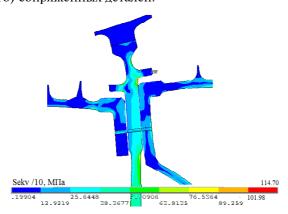


Рисунок 6. Распределение эквивалентных напряжений в болтовом стыке

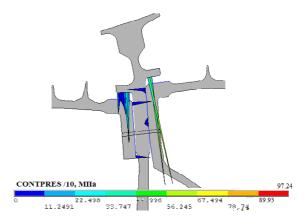


Рисунок 7. Контактное давление

Математическая модель болтового соединения в 2D-постановке (см. рис. 3) была реализована в 3D-постановке непосредственно с учетом конкретного болта (рис. 8).

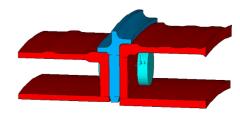


Рисунок 8. 3D- модель фланцевого соединения ротора КВД с использованием элементов Pretension

В модели приложили условие циклосимметрии (исходя из количества болтов стыка по окружности), организованы радиальные и осевые контактные пары взаимодействующих деталей, в центре среднего сечения болта приложена сила затяжки (рис. 9).

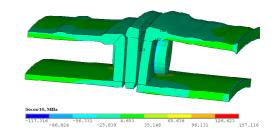


Рисунок 9. Картина НДС 3D- фланцевого соединения с приложенной силой затяжки

Результаты расчетов данной математической модели в 2D и 3D-постановках достаточно близки, при этом расчет 3D-модели дополнительно показывает напряженно-деформированное состояние непосредственно болта (рис. 10—12).

На рис. 11 представлено распределение эквивалентных напряжений в элементах циклосимметричной конструкции болтового соединения трех деталей.

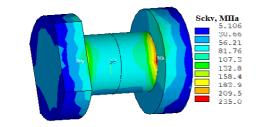


Рисунок 10. НДС болта

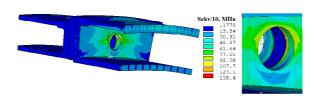


Рисунок 11. Картина эквивалентных напряжений пакета, стягиваемого болтом

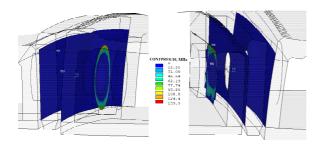


Рисунок 12. Результат контактного взаимодействия деталей в пакете болтового соединения

Проведена большая исследовательская работа по сравнительным результатам расчетов рассматриваемого стыка. На этапе расчета осесимметричных 2D -расчетов роторов рекомендовано учитывать приведенную модель болта с приложением силы затяжки и организацией контактов взаимодействующих поверхностей. Подобный расчет позволит получить более реальную картину напряженно-деформированного состояния ротора.

Но при более детальном расчете элементов ротора, следует рекомендовать циклосимметричные 3D- модели рабочих колес, с элементами приходящих проставок и, непосредственно, болта. В подобных расчетах необходимо максимально корректно задавать контактное (радиальное и осевое) взаимодействие, в центре среднего сечения болта прикладывается сила затяжки, кроме того прикладываются все нагрузки, включая инерционные, тепловые. Можно проводить серию расчетов, меняя величины нагрузок, включая силу затяжки.

На рис. 13 представлены готовые к расчету Solid и КЭ модели одного из дисков рассматриваемого узла КВД.

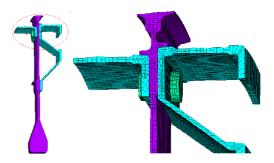


Рисунок 13. Solid и конечно-элементная модель диска КВД

выводы

Использование численных методов расчета математического моделирования уже доказало свою эффективность при оценке прочности, долговечности узлов и деталей авиационного двигателя [12]. Организация математических моделей болтовых стыков с приложением силы затяжки дополняет расчетный эксперимент с получением наиболее полной информации о напряженности элементов узла.

Меняя величины нагрузок по режимам работы в эксплуатации, получаем возможность прогнозирования надежной бездефектной работы узла.

Проведенные работы по организации прочностных расчетов элементов роторов АД с использованием специальных элементов Pretension, узлы которых воспринимают силу затяжки болтов, позволили дать рекомендации для получения более достоверной картины НДС исследуемых роторов.

На этапе расчета осесимметричных 2D-расчетов роторов рекомендовано учитывать приведенную модель болта с приложением силы затяжки и обеспечением контактного взаимодействия деталей пакета.

При более детальном расчете элементов ротора следует использовать циклосимметричные 3D-модели рабочих колес, взаимодействующих деталей и, непосредственно, болта с элементами Pretension, узлы которых воспринимают силу затяжки болтов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Шереметьев А. В. Использование компьютерного моделирования при проектировании дисков компрессоров авиационных ГТД / А. В. Шереметьев, Т. И. Прибора // Вестник двигателестроения. 2006. № 2. С. 32—37.
- [2]. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов / Пер. с англ. М. : Мир, 1979, 428 с.
- [3]. Beisheim J.R., Sinclair G.B., On the Free-Dimensional Finite Element Analysis of Dovetail Attachments, Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002, GT-2002-30305.

- [4]. Колесников В.И. Прогнозирование надежности на основе расчетно-экспериментального анализа термонапряженного состояния узлов авиационных ГТД / В.И. Колесников, А. В. Шереметьев // Сборник трудов «Прогресс, качество, технология» Института Машин и Систем Минпромпол и НАН Украины. Киев—Харьков—Рыбачье, 1997. С. 282—286.
- [5]. Денисюк В. Н. Определение напряженно-деформированного состояния ротора компрессора ГТД методом конечных элементов / В. Н. Денисюк, Т. И. Прибора // Авиационно-космическая техника и технология. 2004. № 7. С. 119—123.
- [6]. Олейник А. Г. Частные случаи повышения надежности и продления ресурса дисков компрессоров авиационных ГТД / А. Г. Олейник, Т. И. Прибора // Авиационно-космическая техника и технология. 2005. № 10. С. 42—45.
- [7]. Шереметьев А.В. Выбор необходимых параметров конечно-элементных сеток при расчетах на прочность лопаток авиадвигателей / А.В. Шереметьев, А.В. Петров// Авиационно-космическая техника и технология: Науч.техн. журнал. 2004. № 7(15). С. 114—118.
- [8]. РТМ. Расчет на прочность резьбовых соеди-

- нений ГТД / ЦИАМ, 1980. 27 c.
- [9]. Обеспечение прочностной надежности авиационных ГТД большой степени двухконтурности / А. В. Шереметьев, Т. И. Прибора, Р. П. Придорожный, В. В. Тихомиров //Авиационно-космическая техника и технология: Науч.-техн. журнал 2014. № 10/117. С. 61—68.
- [10]. Михайленко А. Н. Оценка напряженности дисков компрессоров барабанно-дисковой конструкции при эксплуатации в различных климатических условиях. / А. Н. Михайленко, Т. И. Прибора // Авиационно-космическая техника и технология: Науч.-техн. журнал 2005. № 9/25. С. 83—88.
- [11]. Шереметьев А. В. Анализ использования результатов субмоделирования при определении напряженно-деформированного состояния и ресурса деталей авиационных ГТД / А. В. Шереметьев, Т. И. Прибора, В. В. Тихомиров // Вестник двигателестроения 2015. № 2. С. 52—57.
- [12]. Михайленко А. Н. Увеличение ресурса титановых дисков компрессоров/ А. Н. Михайленко, Т. И. Прибора // Вестник двигателестроения 2006. N 2006. 200

Статья поступила в редакцию 21.03.2018

- **Ноженко Д. С.** інженер-конструктор ВМРД ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна, *e-mail: nozhenkods@gmail.com;*
- **Прибора Т. І.** старший викладач кафедри ТАД Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail: somovatat@meta.ua*;

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ БОЛТОВИХ 3'ЄДНАНЬ В РОТОРАХ ВІТЧИЗНЯНИХ ГТД

Мета роботи. Вивчення додаткових можливостей урахування болтових з'єднань при розрахунках роторів авіаційних двигунів (АД) чисельним методом, а саме, методом кінцевих елементів (МКЕ).

Методи дослідження. Математичне моделювання на основі МКЕ в нелінійній 2D- і 3D- постановках. Аналітичний метод оцінки об'єкта дослідження передує математичному моделюванню. Результати чисельного рішення проходять порівняльний аналіз з результатами стану об'єктів після експлуатації.

Отримані результати. Результати проведених чисельних досліджень з розширенням граничних умов математичних моделей роторів АД, з метою реального урахування наявності болтових пакетів, дозволили найбільш точно визначити напружено-деформований стан (НДС) деталей, що працюють спільно. Подібні розрахунки не заперечують попередній їм аналітичний метод оцінки міцності деталей, що входять до болтового пакету. Використання нових можливостей розрахункового комплексу ANSYS максимально уточнює розрахункову інформацію про НДС деталей болтового пакета, візуалізує особливості спільної роботи, виявляє слабкі сторони конструкції і дає можливість практичного дослідження конструкції (тензометрування).

Наукова новизна. Реалізація нових можливостей розрахункового комплексу ANSYS при оцінці НДС деталей болтового пакета із завданням сили затяжки болта. Створюються елементи Pretension, вузли якого сприймають силу затяжки. В результаті можна аналізувати стан болта під дією навантажень, стан деталей, що стягуються болтом. Є можливість вивчати вплив сили затяжки болта на НДС болта і деталей пакету.

Практична цінність. Проведені роботи по організації розрахунків на міцність елементів роторів АД з використанням елементів Pretension підтвердили ефективність нових можливостей розрахункового комплексу ANSYS, для отримання більш повної і достовірної картини НДС досліджуваних роторів.

Ключові слова: зварний ротор компресора; критична зона; різьбові деталі; контактні пари.

Design Engineer of the DSAR of Ivchenko-Progress SE, Zaporozhye, Ukraine, Nozhenko D. S.

e-mail: nozhenkods@gmail.com;

Senior lecturer of the TAE Department of Zaporozhye National Technical Pribora T.I. University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: somovatat@meta.ua

MATHEMATICAL MODELING OF BOLT CONNECTIONS IN ROTORS OF DOMESTIC GTE

Purpose. Development of additional possibilities of accounting bolt connections in calculating the rotors of aircraft engines (AE) by a numerical method, namely, the finite element method (FEM).

Methodology. Mathematical modeling based on the FEM in nonlinear 2D- and 3D-statements. The analytical method of evaluating the object of research precedes mathematical modeling. The results of the numerical solution are compared with the results of the state of objects after operation.

Findings. Results of the conducted numerical researches with the expansion of the boundary conditions of mathematical models of rotors of AE, for the purpose of real accounting of the presence of bolted packages, allow to define most precisely the stress-strain state (SSS) of the coupled parts. Similar calculations don't deny the previous analytical method of assessing the strength of the parts included in the bolt package. The use of new capabilities of the ANSYS computational complex maximizes the estimated information on the SSS of the parts in the bolt package to visualize the features of joint operation, identifies weaknesses in design and enables the practical study (strain-gauging) of the structure.

Scientific novelty. Implementation of new features of the ANSYS computational complex in the assessing the SSS of the bolt package parts with the bolt tightening force. The pretension elements are created, which nodes perceive the tightening force. As a result it is possible to analyze the state of the bolt under load, the state of the bolted parts. It is possible to study the influence of bolt tightening force on the SSS of the bolt and package parts.

Practical value. The carried out work on the organization of strength calculations of rotor elements of AE using pretension elements has confirmed the effectiveness of the new features of the ANSYS computational complex, to obtain a more complete and reliable picture of the SSS of the investigated rotors.

Keywords: welded rotor of the compressor; critical zone; threaded parts; contact couples.

REFERENCES

- [1]. Sheremet'ev A. V., T. I. Pribora. (2006). Ispol'zovanie komp'juternogo modelirovanija pri proektirovanii diskov kompressorov aviacionnyh GTD. Vestnik dvigatelestroenija, 2, 32–37.
- [2]. Segerlind L. (1979). Premenenie metoda konechnyh jelementov. Moskow: Mir, 428.
- [3]. Beisheim J.R., Sinclair G.B., (2002). On the Free-Dimensional Finite Element Analysis of Dovetail Attachments, Proceedings of ASME TURBO EXPO, GT-2002-30305.
- [4]. Kolesnikov V. I., Sheremet'ev A. V. (1997). Prognozirovanie nadezhnosti na osnove raschetnojeksperemental'nogo analiza termonaprjazhennogo sostojanija uzlov aviacionnyh GTD. Sbornik trudov «Progress, kachestvo, tehnologija» Intstituta Mashhin i Sistem Minprompol i NAN Ukrainy.: Kiev - Har'kov - Rybach'e, 282-286.
- [5]. Denisjuk V. N., Pribora T. I. (2004). Opredelenie naprjazhenno-deformirovannogo sostojanija rotora kompressora GTD metodom konechnyh jelementov. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 7, 119-123.
- [6]. Olejnik A. G., Pribora T. I. (2005). Chastnye sluchai povyshenija nadezhnosti i prodlenija resursa diskov kompressorov aviacionnyh GTD. Aviacionnokosmicheskaja tehnika i tehnologija, 10, 42-45.

- [7]. Sheremet'ev A.V., Petrov A.V. (2004). Vybor neobhodimyh parametrov konechnojelementnyh setok pri raschetah na prochnost' lopatok aviadvigatelej. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija: Nauch.-tehn. Zhurnal, 7(15), 114-118.
- [8]. (1980). RTM. Raschet na prochnost' rez'bovyh soedinenij GTD: CIAM, 27.
- [9]. Sheremet'ev A.V., Pribora T.I., Pridorozhnyj R.P., Tihomirov V.V. (2014). Obespechenie prochnostnoj nadezhnosti aviacionnyh GTD bol'shoj stepeni dvuhkonturnosti. Aviacionnokosmicheskaja tehnika i tehnologija, (10/117), 61 - 68.
- [10]. Mihajlenko A. N., Pribora T. I. (2005). Ocenka naprjazhennosti diskov kompressorov barabanno-diskovoj konstrukcii pri jekspluatacii v razlichnyh klimaticheskih uslovijah. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 9(25), 83-88.
- [11]. Sheremet'ev A.V., Pribora T.I., Tihomirov V.V. (2015). Analiz rezul'tatov ispol'zovanija submodelirovanija pri opredelenii naprjazhennodeformirovanogo sostojanija i resursa detalej aviacionnyh GTD, 2, 52-57.
- [12]. Mihajlenko A. N., Pribora T. I. (2006). Uvelichenie resursa titanovyh diskov kompressorov. Vestnik dvigatelestroenija, 3, 75–79.

УДК 621.831

Кравцов В. В.

аспирант Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, *e-mail: ki70791@gmail.com*

ВИДЫ КОНТАКТНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС ГЛАВНЫХ ВЕРТОЛЕТНЫХ РЕДУКТОРОВ В ПРОЦЕССЕ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Цель работы. Недостаточное качество изготовления зубчатых передач в значительной степени ограничивает повышение характеристик вертолетных редукторов. Для повышения качества изготовления зубчатых колес главных вертолетных редукторов необходимо установить основные виды их контактных повреждений в процессе эксплуатации.

Методы исследования. Анализ контактных повреждений зубчатых колес главных вертолетных редукторов при визуальном осмотре после их эксплуатации.

Полученные результаты. В работе, на основании результатов дефектирования деталей главного вертолетного редуктора при капитальном ремонте и анализа контактных повреждений цементированных и азотированных зубчатых колес, установлены и рассмотрены основные виды повреждений. Причинами повреждений являются: повышенная концентрация нагрузки по длине и по профилю зубьев; высокие внешние перегрузки; повышенный тепловой эффект при шлифовании боковых поверхностей зубьев; искажение профиля боковых поверхностей зубьев; неправильный подвод смазки к зацеплению; наличие є- фазы в азотированном слое; попадание посторонних твердых частиц в зацепление зубьев; заниженная глубина поверхностно упрочненного слоя зубьев; большая концентрация нитридов по границам зерен в азотированном слое; заниженная твердость упрочненного слоя зубьев и т.д.

Научная новизна. В данной работе установлены и представлены основные виды контактных повреждений зубчатых колес главных вертолетных редукторов в процессе их эксплуатации и выполнена их классификация по причинам возникновения.

Практическая ценность. На основании установленных видов контактных повреждений зубчатых колес главных вертолетных редукторов и причин их возникновения, возможно их предотвращать конструктивными и технологическими мероприятиями в процессе производства.

Ключевые слова: работоспособность зубчатых передач; контактная прочность; контактные повреждения; зубчатые колеса; главный вертолетный редуктор.

ВВЕДЕНИЕ

Работоспособность зубчатых передач главных вертолетных редукторов может снижаться в процессе эксплуатации из-за возникновения: несплошностей материала на рабочих поверхностях деталей; контактных повреждений поверхностных слоев материала; износа и заедания деталей передачи, повышенных уровней вибрации и шума; увеличения энергетических потерь; различных повреждений в механизмах зубчатых передач.

В зависимости от вида повреждения и ремонтопригодности зубчатой передачи в целом и ее отдельных частей различают полную и частичную утрату их работоспособности. В последнем случае работоспособность зубчатой передачи можно поддерживать на требуемом уровне путем предупреждения, своевременного обнаружения и устранения повреждений в процессе эксплуатации и ремонта.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

В практике эксплуатации вертолетной техники одной из причин отказов является наруше-© Кравцов В. В., 2018

DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-10

ние устойчивой работы главного редуктора, что сопровождается аварийными ситуациями.

Зубчатые передачи относятся к числу наиболее ответственных и сложных элементов вертолетных редукторов, определяющих во многом их технический уровень и работоспособность. В настоящее время недостаточное качество зубчатых передач в значительной степени ограничивает повышение характеристик вертолетных редукторов. Технологии изготовления зубчатых передач главных вертолетных редукторов рассмотрены в ограниченном числе работ, изданных еще в 60—80-е годы прошлого столетия.

Контактная прочность — важнейшее условие работоспособности и надежности зубчатых колес главных вертолетных редукторов, которое определяет сопротивляемость поверхностных слоев материала зубьев контактным напряжениям. Основной причиной выхода из строя зубчатых колес являются контактные повреждения.

Несмотря на достигнутые успехи в изучении проблемы образования контактных повреждений зубчатых колес главных вертолетных редукторов, разработка мер по их предотвращению остается актуальной [1]—[3].

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Цель работы — установить основные виды контактных повреждений зубчатых колес главных вертолетных редукторов.

3 ВИДЫ КОНТАКТНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ

Анализируя контактные повреждения цементованных и азотированных прямозубых зубчатых колес, установлены основные виды повреждений, причинами которых являются:

- повышенная концентрация нагрузки по длине и по профилю зубьев;
 - высокие внешние перегрузки;
- повышенный тепловой эффект при шлифовании боковых поверхностей зубьев;
- искажение профиля боковых поверхностей зубьев в процессе эксплуатации;
 - неправильный подвод смазки к зацеплению;
 - наличие ε- фазы в азотированном слое;
- попадание посторонних твердых частиц в зацепление зубьев.

Контактные повреждения, обусловленные повышенной концентрацией нагрузки по длине и профилю зубьев, являются наиболее распространенными. Это объясняется недостаточной прирабатываемостью твердых зубьев.

Из-за упругих деформаций, погрешностей изготовления, упругих смещений в подшипниках и взаимных угловых перемещений, зубчатые колеса перекашиваются относительно друг друга. Концентрация нагрузки по длине зубьев увеличивается при:

- увеличении угла взаимного перекоса валов сопряженных зубчатых колес;
- уменьшении жесткости валов и валов-шестерен:
 - увеличении ширины зубчатых венцов.

Чем больше концентрация нагрузки по длине зубьев, тем более сосредоточенный характер имеют возникающие при этом контактные повреждения. Чаще всего контактные повреждения такого вида располагаются у одного из краев зуба (рис. 1, 2).

При перекосе зубьев в плоскости, касательной к их боковым поверхностям в месте контакта, возможно возникновение срединного сосредоточенного контакта и срединных локальных контактных повреждений материала на зубьях (рис. 3).



Рисунок 1. Контактные повреждения материала цементированных и закаленных зубьев при наличии небольшого взаимного перекоса в зацеплении



Рисунок 2. Контактные повреждения материала цементированных и закаленных зубьев при наличии значительного взаимного перекоса в зацеплении



Рисунок 3. Контактные повреждения материала цементированных и закаленных зубьев при наличии перекоса в плоскости, касательной к их боковым поверхностям в месте контакта

Концентрация нагрузки по длине зубьев может быть вызвана неровностями рабочих поверхностей зубьев, которые были образованы при их окончательной механической обработке. В таком случае сопряжение зубьев происходит не по всей длине, а отдельными, изолированными друг от друга, пятнами. Такой характер контакта приводит к перегрузке контактирующих участков зубьев. Возникающие при этом контактные повреждения материала ориентируются по выступам неровностей (рис. 4).

К категории локальных контактных повреждений также относятся краевые сколы материала на зубьях колес (рис. 5). Контактная прочность азотированных зубьев ниже цементованных и закаленных, но из-за относительно меньшей толщины азотированного слоя они более чувствительны к перегрузкам и к неравномерности распределения нагрузки по длине контактных линий зубьев. Известно, что кратковременные перегрузки снижают долговечность азотированных зубчатых колес в 2—7 раз.

При азотировании зубьев только по профилирующим поверхностям остаточные напряжения сжатия у торцов зубьев резко снижаются



Рисунок 4. Выкрашивание материала на зубьях колеса при волнистом зацеплении

(рис. 6) и упрочняющее влияние азотирования на контактную прочность поверхностных слоев материала зубьев около их торцов ослабевает.



Рисунок 5. Скол материала на зубьях азотированного колеса

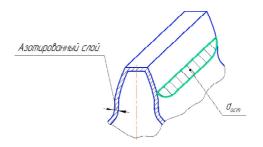


Рисунок 6. Эпюра распределения остаточных сжимающих напряжений $\sigma_{\rm oct}$ в азотированном слое вдоль зуба при неазотированных торцах

Этим объясняются имеющие место в процессе эксплуатации сколы материала на профильных кромках азотированных зубьев. Чтобы повысить контактную прочность зубьев при неравномерном распределении нагрузки по их длине, необходимо азотировать не только профильные поверхности, но и торцы зубьев.

Также существуют контактные повреждения, вызванные резко выраженным кромочным контактом зубьев (рис. 7).



Рисунок 7. Контактное повреждение материала цементированных и закаленных зубьев при наличии резко выраженного кромочного контакта

Контактные повреждения, обуславливаемые внешними перегрузками. Известно, что для термически улучшенных зубчатых колес кратковременные перегрузки не всегда являются причиной контактных разрушений, так как до определённой величины такие перегрузки способствуют повышению сопротивления усталости поверхностных слоев материала зубьев.

С возрастанием величины нагрузки и продолжительности ее действия, размеры язвин и общей площади, занимаемой контактными напряжениями, увеличиваются.

Контактные повреждения, обусловленные тепловым эффектом шлифования боковых поверхностей зубьев, встречаются преимущественно у цементованных и закаленных колес в связи с образованием при этом структурных концентраторов напряжений.

Выкрашивание материала на цементированных и закаленных зубьях, прошлифованных с образованием структурных концентраторов напряжений, возникает, в отпущенных зонах зуба, а развитие контактных повреждений в начальных стадиях полностью ориентируется в направлении шлифовочных штрихов.

Грубое шлифование боковых поверхностей цементованных и закаленных зубьев иногда приводит к образованию крупных локальных контактных повреждений (рис. 8), напоминающих отслаивания поверхностных слоев материала на азотированных зубьях. Такие контактные повреждения могут располагаться на любом участке зуба. При этом они начинаются от поперечных трещин шлифовочного происхождения.

Контактные повреждения, обусловленные искажением профилей боковых поверхностей зубьев в процессе эксплуатации, имеют место даже при достаточной исходной контактной прочности материала зубьев. Чаще всего они отчетливо проявляются на неподвижных шестернях высоконапряженных планетарных передач, а также на ведомых колесах ряда простых передач.



Рисунок 8. Локальное контактное повреждение материала на рабочей поверхности цементированного и закаленного зуба

Образованию таких контактных повреждений поверхностных слоев материала способствуют вполне закономерные искажения профилей рабочих поверхностей зубьев. При этом в полюсной части зуба возникает отчетливо видимое продольно ориентированное ребро, а в основании — продольно ориентированное углубление. У фланкированных колес при нефланкированных парных колёсах, в случае увеличенной глубины фланка, в верхней части головок зубьев имеется зона, не принимавшая участия в зацеплении (рис. 9).

Образование продольного ребра в полюсной части рабочей поверхности зубьев связано с не-

равномерным изнашиванием и пластическим деформированием их поверхностных слоев материала. Пластические деформации зубьев таких шестерен направлены к полюсу зацепления.

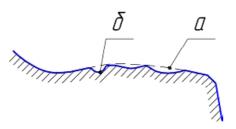


Рисунок 9. Искажение контура рабочей боковой поверхности зубьев шестерни, возникающие в процессе эксплуатации: a — начальный контур, δ — искаженный контур

Низкое значение фактического коэффициента перекрытия в зацеплении, обусловленное завышенной глубиной фланкирования, приводит к ударному входу колес в зацепление. Это, в свою очередь, ускоряет изнашивание и пластическое деформирование поверхностных слоев материала зубьев.

При увеличении длительности эксплуатации зубчатой передачи, развиваются отмеченные искажения профилей рабочих боковых поверхностей зубьев. В результате, радиус кривизны в полюсной части зубьев непрерывно уменьшается, а удельные контактные нагрузки в этой зоне возрастают.

Если фактические напряжения от изгиба в опасном сечении зуба и в зоне расположения начального контактного разрушения ниже предела прочности материала, то поломки зубьев при дальнейшей эксплуатации колес не происходит. Контактное повреждение при этом распространяется на значительную часть боковой поверхности зубьев и может охватить даже всю активную часть боковой поверхности. Одновременно с этим происходит изнашивание выступающих участков поврежденной поверхности и их смятие, а за счет этого повреждения выглаживаются. Профиль боковой поверхности зубьев с течением времени становится вогнутым.

Подобный механизм развития контактных повреждений встречается на зубьях азотированных неподвижных колес внешнего зацепления планетарных передач при зацеплении их с цементированными и закаленными зубьями одновременно нескольких сателлитов. Контактные повреждения зубьев сателлитов в таком случае незначительны, что объясняется относительно меньшей частотой нагружений их в сравнении с зубьями неподвижной шестерни.

Также имеют место контактные повреждения и по другому продольно ориентированному ребру на зубьях, образующемуся в месте выхода уг-

лубления в основании зуба на его боковую поверхность и располагающемуся против полюсного ребра. Такие контактные повреждения возникают как на цементованных, так и на азотированных колесах.

Контактные повреждения, обусловленные неправильным подводом смазки к зацеплению колес, встречаются в быстроходных передачах (при окружных скоростях $v_{\rm okp.} \approx 100$ м/сек и более) при струйной смазке зубьев. По внешнему виду они напоминают распределенное выкрашивание материала, однако место их расположения не характерно для обычно наблюдаемых выкрашиваний (рис. 10).

Дефекты располагаются только на головках зубьев, на рабочих их сторонах, в зонах воздействия на них струй масла из форсунок, а занимаемая ими зона ограничивается приблизительно круговым сегментом с основанием у вершины зуба. Интенсивность поражения дефектом постепенно нарастает в направлении от начальной окружности шестерни к вершинам зубьев. Дефекты представляют собой совокупность микролунок в сочетании с абразивным износом выступов между ними. В некоторых из них обнаруживаются микротрещины, указывающие на развитие выкрашивания в поверхностных слоях материала зубьев.



Рисунок 10. Зубчатое колесо с контактными повреждениями на зубьях от неправильного подвода смазки

Контактные повреждения, обусловленные наличием ε - фазы в поверхностном слое материала зубьев, встречаются у колес с азотированными зубьями и распределяются по всей активной части боковой поверхности зубьев. Глубина таких повреждений и ε - фазы незначительна.

Контактные повреждения, связанные с попаданием посторонних твердых частиц в зацепление зубьев, можно наблюдать у колес с поверхностно упрочненными зубьями (цементированными, азотированными и др.).

Твердые посторонние частицы, попавшие в зацепление зубьев, вдавливаются в поверхностный слой материала и вызывают местные контактные перегрузки.

При этом вокруг контура вдавившейся частицы материал зуба, за счет пластического деформирования, несколько вспучивается, а после

образования лунки контактного повреждения обминается и изнашивается. Последние обстоятельства приводят к образованию видимой светлой каймы вокруг контура образовавшейся лунки, что и отличает данный вид контактного разрушения от всех других.

Кроме перечисленных видов контактных повреждений материала иногда встречаются и другие, которые обусловлены:

- заниженной глубиной поверхностно упрочненного слоя зубьев;
- большой концентрацией нитридов по границам зерен в азотированном слое;
- заниженной твердостью упрочненного слоя зубьев и т. д. [4].

выводы

Установлены и рассмотрены основные виды контактных повреждений зубчатых колес главных вертолетных редукторов, причинами которых являются:

- повышенная концентрация нагрузки по длине и по профилю зубьев;
 - высокие внешние перегрузки;
- повышенный тепловой эффект при шлифовании боковых поверхностей зубьев;
- искажение профиля боковых поверхностей зубьев в процессе эксплуатации;
- неправильный подвод смазки к зацеплению:

- наличие є- фазы в азотированном слое;
- попадание посторонних твердых частиц в зацепление зубьев.

Возможность появления таких повреждений зубчатых колес главных вертолетных редукторов предотвращается конструктивными и технологическими мероприятиями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Технология производства и методы обеспечения качества зубчатых колес и передач: учеб. пособие / под ред. В. Е. Старжинского, М. М. Кане. СПб. : Профессия, 2007. 832 с.
- [2]. Мнацаканян В. У. Нарезание зубчатых колес: учеб. пособие / В. У. Мнацаканян, А. П. Гаевой, П. Ф. Бойко. Старый Оскол: ТНТ, 2015. 96 с.
- [3]. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий / Н. Н. Сиротин, Е. Ю. Марчуков, А. С. Новиков, А. Г. Пайкин и др. 2-е изд. М.: Наука, 2011. 431 с.
- [4]. Кораблев А. И. Повышение несущей способности и долговечности зубчатых передач / А. И. Кораблев, Д. Н. Решетов. М.: Машиностроение, 1968. 288 с.

Статья поступила вредакцию 28.03.2018

Кравцов В. В. аспірант Запорізького національного технічного университету, Запоріжжя, Україна, *e-mail: ki70791@gmail.com*

ВИДИ КОНТАКТНИХ ПОШКОДЖЕНЬ ЗУБЧАСТИХ КОЛІС ГОЛОВНИХ ВЕРТОЛЬОТНИХ РЕДУКТОРІВ В ПРОЦЕСІ ЇХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Мета роботи. Недостатня якість виготовлення зубчастих передач в значній мірі обмежує підвищення характеристик вертольотних редукторів. Для підвищення якості виготовлення зубчастих коліс головних вертольотних редукторів необхідно встановити основні види контактних пошкоджень в процесі експлуатації.

Методи дослідження. Аналіз контактних пошкоджень зубчастих коліс головних вертольотних редукторів при візуальному огляді після їх експлуатації.

Отримані результати. В роботі, на основі результатів дефектування деталей головного вертольотного редуктора при капітальному ремонті та аналізу контактних пошкоджень цементованих та азотованих зубчастих коліс, встановлені та розглянуті основні види пошкоджень. Причинами пошкоджень є: підвищена концентрація навантаження по довжині та по профілю зубів; високі зовнішні перевантаження; підвищений тепловий ефект при шліфуванні бокових поверхонь зубів; спотворення профілю бокових поверхонь зубів; неправильне підведення мастила до зчеплення; наявність є- фази в азотованому шарі; потрапляння сторонніх часток у зчеплення зубів, занижена глибина поверхнево зміцненого шару зубів; велика концентрація нітридів по межі зерен в азотованому шарі; занижена твердість зміцненого шару зубів тощо.

Наукова новизна. В даній роботі встановлені та представлені основні види контактних пошкоджень зубчастих коліс головних вертольотних редукторів в процесі їх експлуатації та виконана їх класифікація за причинами виникнення.

Практична цінність. На основі встановлених видів контактних пошкоджень зубчастих коліс головних вертольотних редукторів та причин їх виникнення, можливо їх запобігати конструктивними та технологічними заходами в процесі виробництва.

Ключові слова: працездатність зубчастих передач; контактна міцність; контактні пошкодження; зубчасті колеса; головний вертольотний редуктор.

Kravtsov V. V. Postgraduate student of Zaporozhye National Technical University, Zaporozhye, Ukraine, *e-mail: ki70791@gmail.com*

TYPES OF CONTACT DAMAGES OF GEAR WHEELS OF THE MAIN HELICOPTER GEARBOXES IN OPERATION

Purpose. Insufficient quality of gear wheels production extensively restricts the improvement of characteristics of helicopter gearboxes. For improvement of production quality of gear wheels of the main helicopter gearboxes, it is necessary to establish main types of their contact damages in operation.

Research methods. Visual analysis of contact damages of gear wheels of the main helicopter gearboxes after their operation.

Findings. In the paper, based on the results of inspection of the parts of the main helicopter gearboxes during overhaul and based on the analysis of contact damages of the cemented and nitrided gear wheels, the main types of damages are established and considered. The reasons of damages are: the increased concentration of loading over the length and on the profile of teeth; high external overloads; the increased thermal effect when grinding side surfaces of teeth; shape distortion of teeth side surfaces; the wrong supply of lubricant to the gear mesh; existence of e-phase in the nitrided layer; intrusion of foreign solid particles in gear mesh; the underestimated depth of surface strengthened layer of teeth; high concentration of nitrides on grain boundaries in the nitrided layer; the underestimated hardness of the strengthened layer of teeth, etc.

Scientific novelty. In this paper, the main types of contact damages of gear wheels of the main helicopter gearboxes in operation are established and presented. Also classification by their occurrence reasons is executed.

Practical value. Based on the established types of contact damages of gear wheels of the main helicopter gearboxes and the reasons of their occurrence, it is possible to prevent them by design and technological means in the course of production.

Keywords: operability of gear drives; contact durability; contact damages; gear wheels; main helicopter gearbox.

REFERENCES

- [1]. Starzhinskogo M. M., Kane V. E. (2007). Tehnologija proizvodstva i metody obespechenija kachestva zubchatyh koles i peredach: ucheb. Posobie SPb: Professija, 832.
- [2]. Mnacakanjan V. U., Gaevoj A. P., Bojko P. F. (2015). Narezanie zubchatyh koles: ucheb. Posobie. Staryj Oskol: TNT, 96.
- [3]. Sirotin N. N., Marchukov E. Ju., Novikov A. S., Pajkin A. G. (2011). Osnovy konstruirovanija, proizvodstva i jekspluatacii aviacionnyh gazoturbinnyh dvigatelej i jenergeticheskih ustanovok v sisteme CALS tehnologij. 2-e izd., Moscow: Nauka, 431.
- [4]. Korablev A. I., Reshetov D. N. (1968). Povyshenie nesushhej sposobnosti i dolgovechnosti zubchatyh peredach. Moscow: Mashinostroenie, 288.

УДК 621.974:621.438

Кресанов Ю. С. канд. техн. наук, ведущий инженер АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Качан А. Я. д-р техн. наук, зав. кафедрой технологии авиационных двигателей Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: opt.ugt@motorsich.com

Клочихин В. В. главный металлург АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail:tb.ugmet@motorsich.com

Уланов С. А. магистр кафедры технологии авиационных двигателей Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, *e-mail*: *opt.ugt@motorsich.com*

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТОЧНОСТИ И КАЧЕСТВА ГОРЯЧЕШТАМПОВАННЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД

Цель работы. Повышение точности и качества заготовок деталей ГТД, получаемых горячей штамповкой.

Методы исследования. Системный анализ процесса горячей штамповки поковок и факторов, влияющих на их точность, качество и эффективность.

Полученные результаты. Проведенный системный анализ процесса горячей штамповки деталей ГТД показал, что он является сложной многофакторной и многофункциональной системой.

Актуальность работы по точной горячей штамповке поковок ГТД подтверждена проводимыми многочисленными зарубежными исследованиями, которые ввиду экономичности процесса широко внедряются в производство.

При анализе зарубежных публикаций дано определение и достижимые точности получаемых поковок, показана эффективность применения точной штамповки поковок.

Приведена количественная и качественная оценка точности получаемых поковок, характеризуемая расходом металла и назначенными припусками на готовую деталь.

При проектировании технологического процесса горячей штамповки заготовок деталей ГТД для обеспечения высокой точности необходимо учитывать влияние многочисленных факторов, влияющих на точность, качество и эффективность процесса. Показаны требования, предъявляемые к исходной заготовке с учетом шероховатости и наличия измененного слоя поверхности, влияния объемной точности. Анализ нормативных материалов по пруткам в состоянии поставки показал необходимость их предварительной обработки. Изложены пути достижения необходимой объемной точности исходных заготовок.

Показано влияние размерной точности предварительной и промежуточной заготовок на точность и энергосиловые параметры последующего формообразования поковки. Показаны условия получения качественной поверхности поковок, которая ухудшается окислением функциональных поверхностей при нагреве, путем применения защитно-смазочных покрытий, удаления измененного слоя при различных видах обработки; предъявлены требования к нагревательному оборудованию.

Проанализировано применяемое при штамповке деформирующее оборудование и показано его существенное влияние на точность получаемых поковок; показано необходимое оптимальное оборудование.

Показано, что для оснастки при точной штамповке необходимо применение специальных материалов, так как широко распространенный материал для штампов показывает их полную непригодность для осуществления процесса.

Представлен высокопрочный материал для оснастки, выдерживающий высокие тепловые и силовые нагрузки, и показаны условия его применения.

На основании проведенных исследований даны рекомендации для повышения точности поковок, получаемых горячей штамповкой.

Научная новизна. Показано, что процесс точной горячей штамповки заготовок деталей ГТД является многофакторным и многофункциональным. Определено влияние каждого из факторов и в совокупности на точность, качество и экономическую эффективность получения прецизионных поковок.

Практическая ценность. Предложены рекомендации, учитывающие влияние различных факторов на получение точной, качественной и эффективной поковки, что позволяет изготавливать детали ГТД высокого уровня качества и экономической эффективности.

© Кресанов Ю. С., Качан А. Я., Клочихин В. В., Уланов С. А., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-11

На основании проведенных исследований на AO «Мотор Сич» успешно реализовано изготовление лопаток компрессора из титановых жаропрочных никелевых сплавов и нержавеющих сталей с существенным экономическим эффектом, позволяющим помимо снижения трудоемкости изготовления при максимальной программе выпуска ГТД сократить расход материала только на титановом сплаве BT8 на 117 кг на один моторокомплект.

Ключевые слова: поковка; точность; заготовка; деталь, коэффициент; штамп; оборудование.

ВВЕЛЕНИЕ

В авиадвигателестроении используется большое разнообразие применяемых для горячей деформации материалов, достигающее более 140 марок, которые включают конструкционные и нержавеющие стали, цветные, титановые и жаропрочные сплавы.

Эти материалы имеют обширный комплекс свойств и характеристик, обеспечивающих прочностную надежность авиадвигателей в большом диапазоне циклических и длительных силовых нагрузок при высоких температурах.

В настоящее время составляющая затрат на материалы, особенно на титановые, алюминиевые и жаропрочные никелевые сплавы, увеличилась при производстве авиадвигателей в 2 раза и достигает 60% стоимости всего изделия [2].

Актуальным является минимизация ресурсов при получении поковок. Точная горячая штамповка поковок с готовыми функциональными поверхностями или с минимальными припусками под дальнейшую механическую обработку позволяет снизить расходы материала и получить экономическую эффективность.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

Существующие нормативы (ГОСТ, ОСТ, ИСО, ДИН и др.) по проектированию поковок при обычной горячей штамповке устанавливают экономически достижимые припуски и допуски на их изготовление, относящиеся к определенному оборудованию и материалам, которые на 50...80 % больше, чем при точной штамповке.

Точноштампованные поковки можно разделить на две группы точности: к первой группе относятся детали, по форме и размерам максимально приближенные и имеющие допуски готовой детали без припуска на механическую обработку, и ко второй, - имеющие малые припуски по функциональным поверхностям, с допусками, отличающимися от допусков готовой детали. Припуск, удаляемый с поверхности точноштампованных поковок при механической обработке, имеет постоянную толщину для поковок первой группы, и переменную для второй. Для получения требуемой эффективности механической обработки точноштампованных поковок второй группы припуск по обрабатываемым поверхностям должен быть не более 0,3...0,4 мм. При требовании получения поверхности точных поковок с шероховатостью менее 0,63 мкм, на такие поверхности необходимо назначать припуск, обеспечивающий получение требуемой шероховатости механической обработкой. Такой малый припуск приводит к ужесточению требований к качеству поверхности точноштампованных поковок, которая характеризуется глубиной изменяемого слоя, шероховатостью, глубиной поверхностных дефектов (трещин, вмятин, наслоений и др.).

В иностранных источниках дано определение поковок, получаемых точной штамповкой. При обычной штамповке точность поковок едва достигает допустимых отклонений по классам качества F и E (14 класс) по нормативам DIN7526, DIN7151 или ISO. Точными называют поковки, на многих участках которых приняты более жесткие допуски, чем предусмотрены классами F и Е, и вместо нескольких операций резания их подвергают операциям различного вида шлифования (механическое, электрополирования, травления). Используется также определение - прецизионные поковки, имеющие необрабатываемые точные функциональные поверхности, на которых, например, на лопатках турбин достигается точность по ISO до IT7, с шероховатостью поверхности менее 3 мкм. Применительно к точным поковкам применяют также термины NNS (Near Net Shape) и «net-shape-forming», свидетельствующие о процессах получения поковок. близких к форме и допускам готовой детали. Начало использования системы NNS впервые положено в авиационной промышленности при получении поковок из титановых, жаропрочных и сверхпрочных сталей и сплавов, представляющих трудности при их обработке [3, 4].

Точная штамповка, предусматривающая применение калибровки поковок, позволяет на 50 % ужесточить допуски по сравнению с классами IT16...IT14. Например, прецизионная горячая штамповка зубчатых колес дает возможность получить точность IT10...IT8 с шероховатостью поверхности менее 25 мкм, а особых случаях и 10 мкм [3, 5, 6].

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Повышение точности и качества заготовок деталей ГТД, получаемых горячей штамповкой.

3 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Точность поковок, характеризуемая расходом металла

Коэффициент точности поковки (КТП) определяет удаляемый металл при механической обработке (резанием, фрезерованием, шлифованием и пр.)

$$KT\Pi = \frac{M_{o}}{M_{n}} < 1,$$

где M_n — масса поковки.

Наиболее объективным коэффициентом точности поковки было бы отношение массы упрощенной детали к массе поковки:

$$KT\Pi = \frac{M_{y\partial}}{M_n}.$$

КТП показывает, насколько напуски, припуски и допуски поковки приближены к форме окончательной детали, т.е. степень совершенства проектирования поковки. КТП для штампованных поковок деталей машиностроения составляет в среднем 0,33...0,47. В зависимости от средней конструктивной сложности и габаритов деталей точность поковок в условиях крупносерийного производства определяется следующими граничными значениями коэффициента КТП: для поковок повышенной точности -0.8...0.9, для точных -0.9...10.95 и 0.96...1.0 — для особо точных [7]. Эти значения КТП не могут служить универсальным показателем для поковок различных конструктивных групп деталей, имеющих разную сложность, габаритные размеры, соотношение необрабатываемых и обрабатываемых поверхностей, масштабы производства, способы получения готовых деталей и технические условия. Поэтому, например, в авиадвигателестроении, где детали имеют малый коэффициент сложности конструкции (КСК), сложную ажурную пространственную конструкцию, КТП не может достигать даже значения 0,8. Таким образом, КТП выражает, в первом приближении, действительную точность штампованных поковок, показывающий не только снижение припусков на механическую обработку, но и степень отклонения полученных размеров от готовой детали, а также уровень кузнечно-штамповочного производства.

Факторы, влияющие на точность поковок

Стабильность и точность геометрических размеров штампованной поковки при необходимом качестве поверхности и структуры металла являются многофункциональной зависимостью, на которые влияют: деформирующее оборудование; конструкция, материал и жесткость штампов, имеющих высокую износостойкость; точность объемов исходных и промежуточных заготовок и их формы; условия нагрева заготовок под деформацию и др.

Исходная заготовка

Точная горячая штамповка предъявляет высокие требования к массе исходных заготовок, которая не должна превышать ±0,5 %.

Поставляемый по нормативной документации исходный горячекатаный, кованый или прессованный пруток, который в большинстве используется при горячей штамповке, имеет отклонения по массе (диаметру), не удовлетворяющие условиям точной штамповки.

Например, изменение массы горячекатаного

прутка диаметром 10 мм на единицу длины при обычной точности (допуск $^{+0,3}\!\!/_{\!-0,5}$ мм) составляет 11%, а при повышенной точности (допуск $^{+0,2}\!\!/_{\!-0.3}$ мм) — 9 %. Резка прутка этого диаметра приводит к изменению массы исходной заготовки до 13...17 %. Даже при допуске механически обработанного прутка диаметром 20 мм и длиной $60 \pm 1,5$ мм в пределах -0,28 мм изменение объема составляет 8%. Резка прутков на индивидуальные заготовки, независимо от способа резки, имеет также невысокую точность. Например, допуск на длину 150 мм прутка диаметром 40 мм при резке на пресс-ножницах составляет $\pm 1,5$ мм, на дисковых пилах, механических ножовках, анодно-механических и абразивных станках $-\pm 1.0$ мм и на фрезерных - $\pm 0,6$ мм. Кроме того, после резки заготовки

Кроме того, прутки, полученные горячей деформацией, имеют грубую шероховатость со следами надиров, заковов, вмятин и пр., а также измененную обезуглероженную или обезлегированную поверхность на глубину до 0,4...0,6 мм. Для точной штамповки поковок исходная заготовка должна иметь шероховатость не хуже $R_a = 6,3$ мм и $R_a = 3,2$ мм при высокоскоростной штамповке, иметь неперпендикулярность торцов к оси не более 3°.

могут быть скошенные торцы, вмятины, утяжи-

ны, заусенцы и пр.

Точное объемное дозирование индивидуальных заготовок достигается дифференциацией отрезаемой длины по фактическим диаметрам; применением автоматических дозирующих устройств, изменяющих длину отрезаемых заготовок в зависимости от сечения профиля; механической обработкой, удаляющей также измененный по химсоставу слой, достигающий для углеродистых сталей толщины до 0,6 мм, а для титановых сплавов на диаметре прутка до 50 мм — 35 мм.

Предварительная заготовка

Размерная точность и форма предварительной заготовки (ПЗ) также оказывают существенное влияние на удельную нагрузку и точность штампованных поковок (рис. 1, 2), которая достигается за счет рациональных подготовительнозаготовительных операций фасонирования.

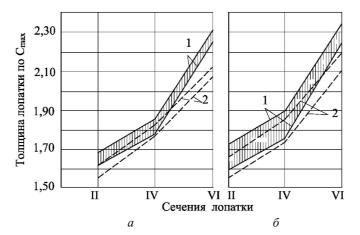


Рисунок 1. Изменение C_{max} пера лопатки при точной штамповке (1) и калибровке (2): a — размах распределения толщины индивидуальной заготовки 0,5 мм; δ — то же — 0,92 мм

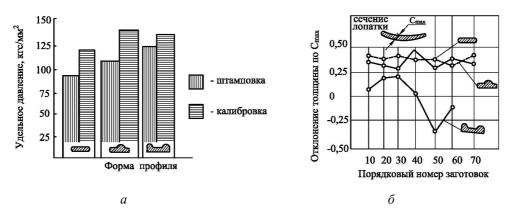


Рисунок 2. Влияние формы пера предварительной заготовки на удельное сопротивление деформированию (a) и точность изготовления пера лопаток по $C_{\max}(\delta)$ при штамповке [7]

При перераспределении масс металла по сечениям ПЗ используются различные методы формообразующих операций, выполняемых за один или несколько переходов: штамповкой на прессах, высадкой на горизонтально-ковочных машинах; электровысадкой, выдавливанием, периодической и поперечно-клиновой прокаткой, вальцеванием и др. [1]. Рациональная форма ПЗ позволяет также избежать излишних потерь металла, увеличить стойкость инструмента и обеспечить благоприятную степень деформации, способствующей получению оптимальной структуры.

Фактор нагрева заготовок перед деформацией

При точной штамповке многие функциональные поверхности поковки не подвергаются последующему удалению металла с их поверхности. Поэтому процесс окисления материала заготовки при нагреве под последующую деформацию принимает особое значение и его необходимо учитывать при разработке технологического процесса.

Нагрев под горячую деформацию приводит к окислению металлов, зависящему от длительности и температуры нагрева, физико-химических

свойств материала, состояния поверхности заготовки и состава нагреваемой атмосферы. Например, при обычном печном нагреве углеродистых сталей в результате окисления теряется до 4% металла, при котором толщина окалины при длительном нагреве может достигать до 46 мм и более. Такая окалина внедряется в тело поковки, ухудшает заполняемость инструмента и качество поверхности, одновременно снижая КИМ. На характер окисления оказывает также состояние поверхности, когда повышение шероховатости увеличивает окисляемость. Если величина обезуглероженного слоя, имеющегося на горячекатаном прутке в состоянии поставки находится в пределах 0,3...0,6 мм, то при последующем нагреве его толщина увеличивается на 30...50%.

Окисление низколегированных и углеродистых сталей приводит к существенному ухудшению механических свойств, снижает предел выносливости, ухудшает прокаливаемость, увеличивает склонность к трещинообразованию при закалке, приводит к короблению и расслоению при последующей горячей обработке.

Например, титановые сплавы при окислении образуют альфированный слой, который имеет высокую, доходящую до HRC 60 и более, твердость. Этот слой резко снижает пластичность и свойства материала, вызывая при горячей осадке или растяжении на поверхности поковки многочисленные трещины.

Для устранения или уменьшения окисления при нагреве заготовок под деформацию применяются методы малоокислительного и безокислительного нагрева в печах с защитной атмосферой и вакууме, индукционный, электроконтактный и электролитный нагрев, использование защитно-смазочных покрытий. Однако, применяемые методы защиты металлов от окисления не позволяют полностью исключить образование дефектного слоя (кроме нагрева и деформации в вакууме), который дополнительно появляется при переносе заготовки от печи к деформирующему оборудованию. В связи с этим, для точноштампованных поковок необходимо применение специальных методов очистки поверхности: травление, электролитно-плазменная обработка, пескоструйная обдувка, шлифование и др.

Для повышения точности поковок помимо дозирования объема исходной заготовки необходимо также строго соблюдать стабильность и равномерность ее нагрева по сечению. Эту температуру необходимо сохранять на протяжении всего процесса деформации. Для этого необходимо поддержание температурного градиента в печном пространстве в пределах 5 °C.

Деформирующее оборудование

Размерная точность поковок, стойкость инструмента и другие показатели в значительной степени зависят от параметров технологического оборудования. Специфика процессов точной штамповки обуславливает необходимость рационального использования имеющихся процессов и создания специализированного оборудования, обладающего определенными кинематическими, жесткостными и энергетическими характеристиками.

Для горячей и полугорячей объемной штамповки в нагретых штампах применяется различное оборудование: кривошипные, винтовые и гидравлические прессы и другое оборудование, выбор которых обуславливается характером выполняемых процессов.

К оборудованию, используемому для точной горячей штамповки, предъявляется ряд специфических требований:

- максимальная жесткость и мощность пресса;
- минимальные зазоры в направляющих и возможность их регулировки;
- минимальная длительность процесса деформации поковки, за исключением процесса штамповки в изотермических условиях;

- наличие и точность регулирования энергии деформации.

Кривошипные горячештамповочные прессы (КГШП) мало или совсем не пригодны для штамповки поковок с тонкими, толщиной 0,3...0,5 мм, полотнами, геометрические погрешности которых по высоте достигают 1,25 мм и более. Например, для КГШП номинальной силой 1,6...2,3 МН величина упругой деформации системы станинаползун-кривошипно-шатунный механизм находится в пределах 6...10 мм [8].

Наиболее эффективным оборудованием, отвечающим условиям точной штамповки поковок с тонкими полотнами, например, лопаток компрессора ГТД, являются винтовые прессы с фрикционным, электро- и гидровинтовым приводами, которые в конце хода ползуна имеют максимальную силу и жесткость. Так как штамповка на этих прессах осуществляется путем полного расхода накопленной энергии деформации поковок или замыканием верхнего и нижнего штампов через ограничительные упоры, то жесткость системы ползун-винт-станина не оказывает влияния на точность поковок, когда упругой деформации подвержен только инструмент. Вместе с этим винтовые прессы в отличие от КГШП имеют возможность регулирования энергии деформации, отличаются малым (0,03 с) временем контакта деформируемой заготовки с относительно холодным инструментом, что увеличивает не только стойкость штампов, но и оптимизирует условия деформации.

Отмеченные достоинства винтовых прессов способствовали их широкому использованию при формообразовании точных поковок, особенно имеющих тонкие полотна, к которым относятся лопатки ГТД.

Штампы и штамповая оснастка

Широко используемые штамповые материалы типа 5ХНМ, 4ХЧМФС, 4Х5В2МФС, термообработанные на твердость HRC 43...45, имеющие сопротивление удельному нагружению в пределах 800...1500 МПа, оказались не пригодны для точной штамповки поковок с тонкими полотнами, особенно лопаток компрессора ГТД.

Например, при точной штамповке поковок даже простой формы 60% отклонений от заданных форм вызвано пластической и упругой деформациями штампа и лишь 23% случайными колебаниями размеров, возникающих из-за изменения предела текучести деформируемого металла поковки, коэффициента трения и других технологических факторов.

Пластическая деформация штампов из стали 5XHM и др. достигает 0,35...0,5 мм уже при получении 5...10 поковок лопаток турбины из стали 20X13 [9], а при точной штамповке лопаток компрессора ГТД из стали 14X17H2 длиной до

100 мм в штампах из стали 4ХЧМФС (ДИ22) смятие гравюры произошло уже на первых поковках, имеющих даже большую толщину, чем требуется чертежом.

Эти обстоятельства вынуждают принять для точной штамповки инстсрумент из более твердых и высокопрочных материалов, например сталей типа P18, P6M5, P9M4K8 и др.

Эти материалы при рабочих температурах порядка 650...750°С имеют высокую (более HRC 60) твердость и превосходно выдерживают удельную нагрузку при сжатии, достигающую 40 ГПа.

Ударная вязкость сталей типа 4ХЧМФС составляет более 50 Дж/см², а быстрорежущих сталей типа P18, P6M5 и др. всего 4,2 Дж/см². Такие характеристики пластичности быстрорежущих сталей не позволяют их применять в штампах обычной конструкции.

Материалы, имеющие высокую прочность, но низкую пластичность, могут сопротивляться приложенной нагрузке только при условии создания на их поверхности сжимающих напряжений, величина которых должна превосходить напряжения, возникающие в полости инструмента при деформации поковки. Такие напряжения создаются в специальных штампах напряженной конструкции (рис. 3 [1]).

Неравномерное распределение удельных нагрузок по гравюре штампа, особенно возникающих при точной штамповке, а также необходимость строго выдерживать малые допуски, требуют корректировки геометрии полости инструмента на величину упругой деформации (рис. 4 [9]).

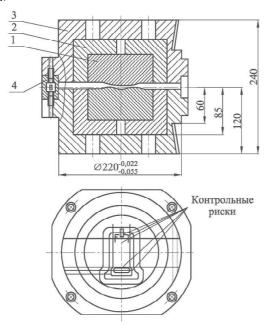


Рисунок 3. Штамп напряженной конструкции: 1 — вставка; 2 — внутренняя обойма; 3 — наружная обойма; 4 — ограничительное кольцо

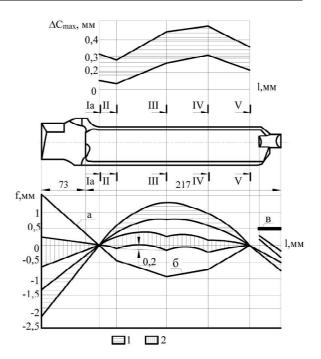


Рисунок 4. Прогиб и толщина пера по C_{\max} при точной штамповке лопаток турбины: до (1) и после (2) коррекции ручья штампа по хвостовику (*a*), перу (*б*) и технологической бобышке (*в*)

Величина упругой деформации штампа, отнесенная к единичной площади, по формуле Бусинекса равна:

$$\varepsilon_y = \frac{P_i(1-\lambda^2)}{\pi ES},$$

где P_i — удельное давление в месте определения упругой деформации;

λ - коэффициент Пуассона;

E — модуль упругости;

S- расстояние от точки приложения силы до точки, в которой определяется упругая деформация.

А для увеличения точности поковок при горизонтальном и поперечном смещении штампов (при отсутствии точных направляющих в прессе) необходимо штамп напряженной конструкции устанавливать в специальный блок, имеющий направляющие колонки (рис. 5).

выводы

Проведенный анализ условий реализации процесса точной горячей штамповки деталей ГТД показал, что он является сложной многофункциональной системой, в которой необходимо обязательно предусматривать:

- специальную подготовку поверхности исходной заготовки с минимизацией отклонений по массе при получении промежуточной заготовки:

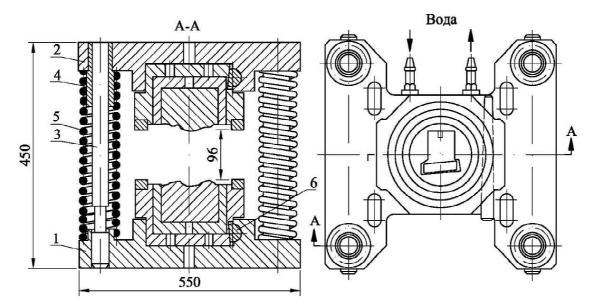


Рисунок 5. Штамповый блок: 1, 2 — нижняя и верхняя плиты; 3 — направляющая колонка; 4 — втулка; 5 — пружина; 6 — клин. Отверстия для водяного охлаждения плит не показаны

- эффективное проектирование предварительной заготовки, предназначенной для дальнейшей штамповки, с целью снижения удельных нагрузок и повышения точности поковки;
- специальные условия нагрева заготовок под деформацию и требования осуществления процесса в узком температурном интервале штамповки;
- защиту заготовок от окисления при нагреве или применение специальных методов удаления измененного слоя с поверхности поковки;
- использование специального деформирующего оборудования, уменьшающего время контакта с поковкой и позволяющего осуществление необходимой регулировки энергии деформании:
- применение инструмента высокой прочности (твердости) и работоспособности при температуре деформации поковки, предполагающего использование штампов напряженной конструкции.

Несмотря на необходимость выполнения требований, предъявляемых к реализации процесса точной штамповки деталей ГТД, она представляется эффективным технологическим процессом получения поковок, особенно имеющих сложную геометрию (например, лопаток турбин и компрессоров), снижающим расход дорогостоящего материала и трудоемкость механической обработки детали.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

[1]. Точная горячая штамповка деталей ГТД. Монография. / Богуслаев В.А., Кресанов Ю. С., Ка-

- чан А. Я., Клочихин В. В., Чигиринский В. В. Запорожье: AO «Мотор Сич», 2017. 563 с.
- [2]. Чуйко В. М. 10-й Международный салон «Двигатели-2008» станет крупным событием / В. М. Чуйко // Новости десятого международного салона «Двигатели-2008». Изд-во газеты «Аэромедия». 2008. № 1.
- [3]. Warm forging produces close finished tolerances and related economy // «Jud. Heat». -1987. -54, $N_{\odot} 6. -P. 32-33$.
- [4]. MatsushitaTomiharu.Improvement of equipment for close-tolerance forging and extrusion in Japan / J. Mates. // Process. Technol. 1990. 22, № 3. P. 223-238.
- [5]. Linder Heinrich «Prazisionsshmieden» / Linder Heinrich // «Thyssen. Tech. Ber.». – 1984. – 16, № 2. – P. 105–109.
- [6]. Dohmann F. «Uberlegungen zur Werkzeugtechnik bei Prazisionsumformverfahren» / Dohman F. // «Werkstattstechnik». 1984. 74, № 4. P. 201-205.
- [7]. Евланов Н. Г. Совершенствование технологии изготовления точных поковок методами горячего деформирования / Н. Г. Евланов // Материалы совещания. М.: НИАТ, 1966. С. 22—40.
- [8]. Игнатов А.А. Кривошипные горячештамповочные прессы: изд. 3-е перераб. / А. А. Игнатов, Т. А. Игнатова. М.: Машиностроение, 1984. 312 с.
- [9]. Шастин Э. Г. Точная штамповка лопаток газовых турбин / Э. Г. Шастин // Энергомашиностроение. 1984. № 8. С. 23—24.

Статья поступила в редакцию 30.03.2018

Кресанов Ю. С. канд. техн. наук, ведучий інженер АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна,

e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Качан О. Я. д-р техн. наук, зав. кафедри технології авіаційних двигунів

Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя,

Україна, e-mail:opt.ugt@motorsich.com

Клочихин В. В. головний металург АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна,

e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Уланов С. О. магістр кафедри технології авіаційних двигунів Запорізького

національного технічного університету, Запоріжжя, Україна,

e-mail: opt.ugt@motorsich.com

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТОЧНОСТІ І ЯКОСТІ ГАРЯЧЕШТАМПОВАНИХ ДЕТАЛЕЙ ГТД

Мета роботи. Підвищення точності і якості заготовок деталей ГТД, які отримують гарячим штампуванням.

Методи дослідження. Системний аналіз процесу гарячого штампування поковок і факторів, що впливають на їх точність, якість і ефективність.

Отримані результати.

Проведений системний аналіз процесу гарячого штампування деталей $\Gamma T \Delta$ показав, що він ϵ складною багатофакторною і багатофункціональною системою.

Актуальність роботи з точного гарячого штампування поковок ГТД підтверджена проведеними численними закордонними дослідженнями, які через економічність процесу широко впроваджуються у виробництво.

При аналізі закордонних публікацій дано визначення і досяжні точності одержуваних поковок, показано ефективність застосування точного штампування поковок.

Приведено кількісну і якісну оцінку точності одержуваних поковок, що характеризується витратою металу і призначеними припусками на готову деталь.

При проектуванні технологічного процесу гарячого штампування заготовок деталей ГТД для забезпечення високої точності необхідно враховувати вплив численних факторів, що впливають на точність,
якість і ефективність процесу. Показано вимоги, пропоновані до вихідної заготовки з урахуванням
шорсткості і наявності зміненого шару поверхні, впливу об'ємної точності. Аналіз нормативних матеріалів по прутках у стані поставки показав необхідність їх попередньої обробки. Викладено шляхи
досягнення необхідної об'ємної точності вихідних заготовок.

Показано вплив розмірної точності попередньої і проміжної заготовок на точність і енергосилові параметри наступного формоутворення поковки. Показано умови отримання якісної поверхні поковок, що погіршується окислюванням функціональних поверхонь при нагріванні, шляхом застосування захисно-мастильних покриттів, видалення зміненого шару при різних видах обробки; пред'явлено вимоги до нагрівального устаткування.

Проаналізовано застосовуване при штампуванні деформуюче устаткування і показано його істотний вплив на точність одержуваних поковок; показано необхідне оптимальне устаткування.

Показано, що для оснащення при точному штампуванні необхідно застосування спеціальних матеріалів, тому що широко розповсюджений матеріал для штампів показує їх повну непридатність для здійснення процесу.

Представлено високоміцний матеріал для оснащення, що витримує високі теплові і силові навантаження, і показано умови його застосування.

На підставі проведених досліджень дано рекомендації для підвищення точності поковок, одержуваних гарячим штампуванням.

Наукова новизна. Показано, що процес точного гарячого штампування заготовок деталей $\Gamma T \mathcal{I} \in \mathcal{E}$ багатофакторним і багатофункціональним. Визначено вплив кожного з факторів і в сукупності на точність, якість і економічну ефективність отримання прецизійних поковок.

Практична цінність. Запропоновано рекомендації, що враховують вплив різних факторів на отримання точної, якісної і ефективної поковки, що дозволяє виготовляти деталі ГТД високого рівня якості і економічної ефективності.

На підставі проведених досліджень на AT «Мотор Січ» успішно реалізовано виготовлення лопаток компресора з титанових жароміцних нікелевих сплавів і нержавіючих сталей з істотним економічним ефектом, що дозволяє крім зниження трудомісткості виготовлення при максимальній програмі випуску ГТД скоротити витрати матеріалу тільки на титановому сплаві BT8 на 117 кг на один моторокомплект.

Ключові слова: поковка; точність; заготовка; деталь; коефіцієнт; штамп; устаткування.

Kresanov Yu. S. Candidate of Engineering Science, Leading Engineer, Motor Sich JSC,

Zaporozhye, Ukraine, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;

Kachan A. Ya. Doctor of Engineering Science, Head of Aircraft Engine Technology

Department, Zaporozhye National Technical University, Zaporozhye, Ukraine,

e-mail:opt.ugt@motorsich.com;

Klochikhin V. V. Chief Metallurgical Engineer, Motor Sich JSC, Zaporozhye, Ukraine,

e-mail:tb.ugmet@motorsich.com;

Ulanov S. A. Magister of Aircraft Engine Technology Department, Zaporozhye National

Technical University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail:opt.ugt@motorsich.com

ASSURANCE OF ACCURACY AND QUALITY OF MANUFACTURE OF HOT-STAMPED GAS-TURBINE ENGINE PARTS

Objective of the work. Improvement of accuracy and quality of gas-turbine engine part blanks manufactured by hot stamping method.

Investigation methods. System analysis of forging hot stamping process and of the factors affecting their precision, quality and the process efficiency.

Results obtained. The conducted system analysis of the process of gas-turbine engine part blanks hot stamping testified that this process represents a multi-factor and multi-functioned system.

Relevance of the work on close tolerance hot stamping of gas-turbine engine part blanks is confirmed by a lot of investigations conducted in many countries and introduced into production due to high economical efficiency of the above process.

While analyzing the foreign publications, definition of precision of the forgings being obtained is given and its achievable values are presented, high efficiency of blank close tolerance stamping is demonstrated.

Provided was quantitative and qualitative assessment of precision of the forgings being obtained that is characterized by metal consumption and allowances assigned for ready-made parts.

In order to provide high precision when designing a production process of gas-turbine engine part blanks hot stamping, account must be taken of many factors influencing the process precision, quality and efficiency. Presented were requirements specified for primary blank with due regard to surface roughness and availability of the changed superficial layer, as well as volumetric accuracy influence. The analysis of standard documents on bars in as-received state demonstrated the necessity of their preliminary processing. The ways of achieving the necessary volumetric accuracy of primary blanks are laid down.

Demonstrated was influence of dimensional accuracy of primary and intermediate blanks over precision and energy-power parameters of subsequent shaping of forging. Specified are requirements for obtaining high-quality surface of forgings (that may be deteriorated by oxidation of functional surfaces at heating) by means of application of protective-and-lubricating coatings or removal of the changed layer using various kinds of processing; the requirements to heating equipment are specified.

Analyzed is the shaping equipment used at stamping, demonstrated is its significant influence over precision of the forgings being obtained; guidance as to optimum types of equipment to be used is given.

It is demonstrated that the jigs and fixtures used for close tolerance forging must be made of special materials, as the materials widely used for stamping dies are proved to be completely unusable for the process in question.

Presented is high-strength material for jigs and fixtures tolerant to high thermal and mechanical loads; conditions of its use are specified.

Based on the investigations conducted, recommendations on improvement of precision of forgings obtained by hot stamping are given.

Scientific novelty. The process of hot close tolerance forging of gas-turbine engine part blanks is demonstrated to be a multi-factor and multi-functioned one. Determined is the influence of each factor and their combination over precision, quality and economical efficiency of precision forging manufacture process.

Practical utility. Proposed are recommendations with due regard for influence of various factors over obtaining precision, high-quality and economically efficient forgings making it possible to manufacture gasturbine engine parts at high level of quality and economical efficiency.

On the basis of the investigations conducted, Motor Sich JSC has successfully implemented the process of manufacture of compressor blades of titanium and heat-resistant nickel-base alloys, as well as of stainless steels providing a significant economic benefit, making it possible, in addition to reduction of labour content, to reduce material consumption at maximum gas-turbine engine production program in the amount of 117 kg of BT8 titanium alloy per each engine.

Key words: forging; precision; blank; part; coefficient; stamping die; equipment.

REFERENCES

- Boguslayev V. A., Kresanov Y. S., Kachan A. Ya., Klochikhin V. V., Chigirinsky V. V. (2017). Tochnaya Goryachaya Shtampovka Detaley GTD. Monographiya. Zaporozhye: AO «MOTOR SICH», 563.
- [2]. Chuiko V.M. (2008). 10-j Mezhdunarodniy salon "Dvigateli—2008" stanet krupnim sobytiyem. Novosti desyatogo mezhdunarodnogo salona "Dvigateli—2008": Izd-vo gazety "Aeromedia", 1.
- [3]. (1987). Warm forging produces close finished tolerances and related economy: Jud. Heat. 54, 6, 32–33.
- [4]. Matsushita Tomiharu, J. Mates. (1990). Improvement of equipment for close-tolerance forging and extrusion in Japan. Process. Technol, 22 (3), 223–238.

- [5]. Linder Heinrich (1984). Prazisionsshmieden. Thyssen. Tech. Ber. 16(2), 105–109.
- [6]. Dohmann, F. (1984). Uberlegungen zur Werkzeugtechnik bei Prazisionsumformverfahren. Werkstattstechnik, 4, 201–205.
- [7]. Yevlanov N. G. (1966). Sovershenstvovanie tekhnologii izgotovleniya tochnykh pokovok metodami goryachego deformirovaniya. Materialy soveschaniya, Moscow, NIAT, 22–40.
- [8]. Ignatov A. A., Ignatova, T. A. (1984). Krivoshi pnye goryacheshtampovochnye pressy: izd. 3-ye pererab., Moscow: Mashinostroyeniye, 312.
- [9]. Shastin E. G. (1984). Tochnaya shtampovka lopatok gazovykh turbin. *Energomashinostroyeniye*, 8, 23–24. (in Russian).

УДК 621.914.2

Логоминов В. А.

канд. техн. наук, докторант Запорожского национального технического уни-Гермашев А. И.

верситета, Запорожье, Украина, e-mail: germashevanton@gmail.com;

Беликов С. Б. д-р техн. наук, профессор, ректор Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: rector@zntu.edu.ua;

канд. техн. наук, доцент кафедры технологии машиностроения Запорож-

ского национального технического университета, Запорожье, Украина,

e-mail: logominov.v@gmail.com;

Козлова Е. Б. канд. техн. наук. доцент кафедры технологии машиностроения Запорож-

ского национального технического университета, Запорожье, Украина,

e-mail: kozlova@zntu.edu.ua;

ГП «Ивченко-Прогресс», начальник цеха, Запорожье, Украина, e-mail: Кришталь В. А.

khristalvladimir@gmail.com

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ВЫБОРА РЕЖИМОВ ФРЕЗЕРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ **ДЕТАЛЕЙ**

Цель работы. Описание методики автоматизированного расчета и выбора оптимальных режимов фрезерования тонкостенных элементов деталей.

Методы исследования. Для проведения исследований использовали авторский метод расчета оптимальных условий фрезерования тонкостенных деталей, который лег в основу разработанного программного обеспечения для оптимизации процесса выбора режимов резания. Для определения характеристик детали применяли методом ударного возбуждения детали с помощью молотка с акселерометром. Апробация разработанного программного обеспечения проводилась на экспериментальном стенде для исследования процессов концевого фрезерования, позволяющем записывать колебания в процессе фрезерования и изучать влияние режимов резания на условия возникновения и поддержания колебательных процессов при фрезеровании тонкостенных элементов деталей.

Полученные результаты. Авторами предложен аналитический расчет оптимальных условий фрезерования тонкостенных элементов деталей. В основу методики положен расчет амплитуды колебаний детали при вынужденных колебаниях, так как состояние процесса обработки и качество обработанной поверхности зависят именно от вынужденных колебаний. Расчет оптимальных режимов фрезерования тонкостенного элемента детали выполняли в три этапа: выбор метода обработки, ввод геометрических параметров и материала инструмента, режимов резания и задание характеристик тонкостенной детали и параметров станка. После выполнения вышеуказанных этапов программа осуществляет расчет графика максимальной амплитуды колебаний детали в зависимости от частоты вращения шпинделя. Скоростные диапазоны с минимальной и максимальной амплитудой колебаний детали определяют наилучшие и наихудшие условия обработки тонкостенного элемента детали. Экспериментальные исследования проводили при наибольших и наименьших расчетных значениях амплитуды колебания детали. При частотах вращения шпинделя, спрогнозированных как виброустойчивые, получен низкий уровень колебания детали. Полученные параметры профилей обработанных поверхностей образцов при режимах фрезерования, где наблюдали наибольший и наименьший уровень колебания детали, показали значительную разницу в качестве обработанной поверхности в зависимости от условий фрезерования тонкостенного элемента детали. Как расчетные, так и экспериментальные данные показали возможность снижения уровня вибраций до 4 раз и улучшение шероховатости обработанной поверхности до 30 раз.

Научна новизна. Разработана методика автоматизированного выбора режимов фрезерования тонкостенных элементов деталей, позволяющая прогнозировать вибрационные условия и, соответствующее им качество обработанной поверхности.

Практическая ценность. Полученные результаты могут быть использованы для прогнозирования точности и качества обработки поверхности при высокоскоростном фрезеровании в условиях возникновения вибраций.

Ключевые слова: фрезерование; вынужденные колебания; тонкостенный элемент детали; профилограмма; осциллограмма; амплитуда.

© Гермашев А. И., Беликов С. Б., Логоминов В. А., Козлова Е. Б., Кришталь В. А., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-12

ВВЕДЕНИЕ

Фрезерование сложно-профильных тонкостенных элементов деталей является одним из новейших этапов в истории резания металлов, однако возможности данного метода формообразования поверхности, производительность и эксплуатационные преимущества изготавливаемых деталей вывели его на одну из лидирующих позиций среди процессов механической обработки.

Использование деталей с тонкостенными элементами наиболее широко распространено в авиакосмической отрасли, где одновременно предъявляются как повышенные требования к низкой массе и прочности конструкций, так и к качеству обрабатываемых поверхностей. Множество деталей, имеющих тонкостенные элементы, входят в конструкцию авиационного газотурбинного двигателя (АГТД). Примером могут служить рабочие лопатки. Вследствие воздействия в эксплуатации широкого спектра динамических нагрузок рабочие лопатки являются одними из наиболее высоконапряженных деталей двигателя. Технологические допуски на изготовление лопаток обусловливают отклонения от строгой поворотной симметрии венцов, вследствие чего возможен существенный разброс в уровне их резонансных напряжений, а наличие погрешностей на поверхности после механической обработки нарушает равномерность аэродинамического обтекания лопаточных профилей, что является одной из причин их флаттера и приводит к концентрации напряжений, что снижает циклическую прочность лопаток. Поэтому в производстве двигателей предъявляют высокие требования к точности геометрических размеров лопаток, к их взаимному расположению в венце, а также качеству обрабатываемой поверхности пера, выполнение которых возможно лишь на этапе механической обработки лопаток. Изготовление подобных деталей осуществляется путем удаления до 90 % припуска заготовки, что диктует необходимость в высокой производительности данного процесса.

Ввиду недостаточной жесткости тонкостенных элементов деталей (ТЭД) существует большая вероятность появления вибраций и снижения качества поверхности детали. При этом размерная точность и шероховатость поверхности существенно зависят от режимов резания. Так, например, параметр шероховатости может изменяться до 10 раз (в зависимости от статических и динамических характеристик детали) при изменении частоты вращения шпинделя на 5—10%.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАПИЙ

Общепринятыми подходами при выборе режимов резания являются использование справочной литературы, а также рекомендаций непосредствен-

но производителя металлорежущего инструмента. При этом значение скорости резания ограничено температурой в зоне резания, при которой сохраняется высокий период стойкости инструмента. Кроме этого данные рекомендации подразумевают высокую стабильность процесса резания.

Обработка ТЭД имеет некоторые особенности кинематики процесса [1], которые необходимо учитывать для получения высокой эффективности и качества обработки. Во-первых, фрезерование осуществляется с малыми радиальными — a_e и осевыми — a_p глубинами. Вследствие этого, происходит периодическая потеря контакта между инструментом и тонкостенной деталью в момент, когда один зуб фрезы уже вышел из зацепления с припуском, а следующий еще не вошел. Данное обстоятельство обусловливает малую дугу контакта инструмента и детали. В сочетании с высокой круговой скоростью фрезы и частотой собственных колебаний рабочей лопатки, которая находится в диапазоне 200-2500 Гц. в зависимости от формы пера, упругая система тонкостенной детали не успевает совершить даже одного автоколебания за время резания одним зубом фрезы. Стоит отметить что высокая прерывистость процесса обработки обеспечивает отличное охлаждение инструмента так, как зуб фрезы находится в зоне резания лишь малую долю оборота. Данное обстоятельство и обеспечивает возможность реализации высокоскоростной обработки.

В связи с этим стандартные подходы выбора режимов резания не могут быть применимы изза того, что температура в зоне резания относительно мала, и лимитирующим фактором при обработке являются вибрации, возникновение которых зависит от индивидуальных геометрических характеристик и материала детали, изменяющихся в процессе обработки, от одного технологического перехода к другому.

Таким образом, выбор режимов резания при обработке ТЕД требует индивидуального подхода. В такой ситуации зачастую прибегают к экспериментальному выбору параметров обработки. Однако, такой подход является трудоемким, требует тестовых деталей, а самое главное, не может обеспечить получения наилучшего результата, так как существует большое множество возможных комбинаций режимов резания.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью статьи является создание методики автоматизированного расчета безвибрационных режимов резания при фрезеровании тонкостенных элементов деталей.

З ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИА-ЛА И АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

На данный момент широко известны методики аналитического расчета стабильных условий

фрезерования [2]-[8]. Эти подходы берут свое начало еще с 50-х годов XX века и изначально были разработаны для точения (одноточечной обработки), а немного позднее успешно адаптированы для фрезерования. Стоит отметить, что более 300 ведущих машиностроительных предприятий мира используют построение диаграмм устойчивости, как основу определения режимов резания для операций точения и фрезерования, в том числе и ТЭД. Определение стабильных условий резания основывается на регенеративной теории (автоколебательном процессе). Однако, как было упомянуто выше, при обработке ТЭД автоколебания существенно не влияют на процесс резания. Именно поэтому установлено, что чем больше нелинейность системы, тем меньше уровень сходимости расчетных результатов и экспериментальных данных. То есть, для случая прерывистого резания использование диаграмм устойчивости не может гарантировать получение удовлетворительного результата.

Авторами предложен аналитический расчет, который позволяет определить оптимальные условия фрезерования ТЭД. В основу расчета положен учет воздействия вынужденных, а не автоколебаний. В ходе проведения экспериментальных исследований высокоскоростного фрезерования ТЭД, установлено, что состояние процесса обработки, и, как следствие, качество обработанной поверхности зависят именно от вынужденных колебаний, возникающих вследствие возбуждения упругой системы тонкостенной детали зубьями фрезы. Стоит отметить, что использование данного подхода имеет место исключительно при высокоскоростной обработке в условиях прерывистого резания. То есть, он применим для всех операций контурного фрезерования на современных станках с ЧПУ. Данный подход был апробирован при различных условиях обработки: различных характеристиках деталей, широком диапазоне частот вращения шпинделя, скоростях резания, подач, осевых и радиальных глубин резания, различной геометрии инструмента.

Для автоматизации процесса расчета режимов резания разработано программное обеспечение, которое позволяет выполнить всю процедуру расчета. Также предложена измерительная аппаратура и разработаны схемы ее подключения для получения входных параметров расчета.

Расчет режимов резания ТЭД осуществляется в три этапа. На первом — требуется выбрать метод обработки (рис. 1). Модули программы позволяют произвести расчет диаграмм устойчивости для определения стабильных условий резания в условиях классического фрезерования (в зоне резания всегда находится один и более зубьев фрезы) или точения. Для случая прерывистого резания (фрезерования ТЭД) следует выбрать метод контурного фрезерования.

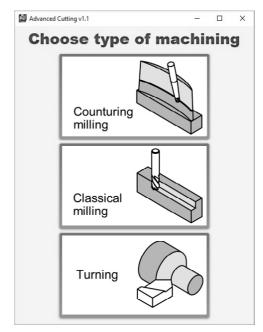


Рисунок 1. Диалоговое окно выбора метода обработки

Следующим шагом является ввод геометрических параметров и материала фрезы, значений радиальной и осевой глубин резания, угла наклона инструмента при многокоординатной обработке, обрабатываемого материала, подачи на зуб, вида обработки: черновая, получистовая или чистовая (рис. 2).

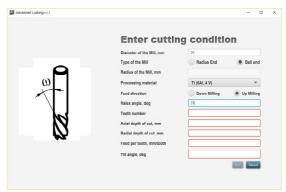


Рисунок 2. Диалоговое окно ввода данных

На данном этапе происходит проверка соответствия желаемых параметров фрезерования и выбранного метода обработки. Если программа не устанавливает факт прерывистого резания, то рекомендуется выбрать другой метод обработки, где режимы резания будут рассчитаны, основываясь на других подходах. Стоит отметить, что при обработке ТЭД величина осевой и радиальной глубины обусловлена геометрической формой детали и является обязательной для ввода. Также исследования показывают, что изменение этих величин, как и подачи, в определенном диапазоне не несет негативного влияния на качество обработки. Поэтому, в зависимости от типа

операции, программа предлагает скорректировать некоторые величины обработки.

На следующем этапе производится ввод характеристик тонкостенной детали и параметров станка. Для ввода параметров детали может быть использован как ручной ввод частоты собственных колебаний (ЧСК) упругого элемента (рабочей лопатки), коэффициент демпфирования и жесткость, так и загрузка сигнала с измерительной аппаратуры, которая выполняет диагностику детали и/или инструмента и представляет измерительный комплекс, показанный на рис. 3. Измерительный комплекс состоит из специального ударного молотка с закрепленным на нем акселерометром, индуктивного датчика для регистрации колебаний детали или инструмента, усилителя и аналого-цифрового преобразователя, и программного обеспечения.

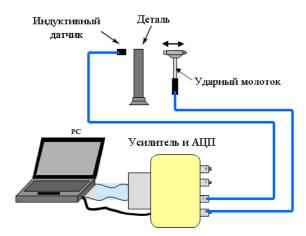


Рисунок 3. Схема измерений динамических характеристик детали

Измерение динамических характеристик детали производится следующим образом. С помощью ударного молотка в детали (или инструменте) возбуждаются колебания, которые регистрируются индуктивным датчиком (рис. 4). Аналоговые сигналы от акселерометра, установленном на ударном молотке, и индуктивного датчика усиливаются и преобразуются АЦП в цифровой сигнал, который обрабатывается программным обеспечением. В результате получается амплитудно-частотные характеристики детали (и/или инструмента).

На рис. 5 показаны действительная и мнимая часть амплитудно-частотной характеристики. По этой характеристике мы можем установить жесткость, частоту собственных колебаний и коэффициент демпфирования детали.

Выбор модели станка производится для определения скоростного диапазона частот вращения шпинделя. Также возможен ручной ввод данного параметра (рис. 6). Так как частота вращения шпинделя является основополагающим парамет-

ром при выборе виброустойчивых условий фрезерования, незначительное изменение данного параметра может способствовать как стремительному улучшению, так и ухудшению состояния процесса резания.

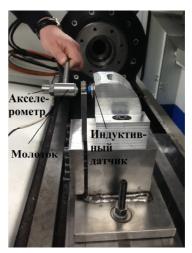


Рисунок 4. Процесс определения характеристик детали методом ударного возбуждения с помощью специального молотка с акселерометром

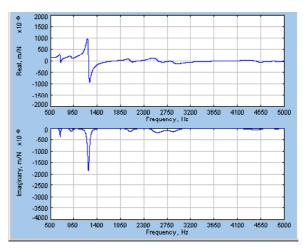


Рисунок 5. Действительная и мнимая часть амплитудно-частотной характеристики детали



Рисунок 6. Диалоговое окно ввода характеристик детали и параметров станка

После выполнения вышеуказанных шагов программа осуществляет расчет графика максимальной амплитуды колебаний детали в зависимости от частоты вращения шпинделя. Скоростные диапазоны с минимальной амплитудой колебаний детали определяют наилучшие условия обработки ТЭД.

Апробацию разработанного программного обеспечения проводили на стенде для исследования процессов концевого фрезерования [9–11], конструкция которого показана на рис. 7.

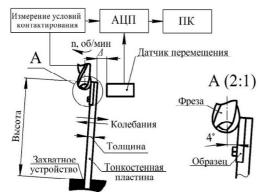


Рисунок 7. Экспериментальный стенд

Захватное устройство стенда представляет собой массивное основание, которое через электроизоляцию устанавливается на столе фрезерного станка. На пластине жестко закрепляется обрабатываемый образец. При фрезеровании, в результате действия силы отжима со стороны фрезы, происходит перемещение образца, величину которого измеряют датчиком по изменению зазора — Δ . К измерительному стенду подключено электроконтактное устройство, позволяющее записывать сигнал контакта и совмещать его с сигналом перемещения образца.

Экспериментальные исследования проводили на фрезерном станке с ЧПУ Нигоп СХ10. В качестве упругого элемента использовалась консольно-защемленная пластина (материал Сталь 65Г ГОСТ 1133-71) толщиной h=8 мм и шириной b=60 мм, вылет пластины составлял H=80 мм. На свободном конце пластины был жестко закреплен образец (материал Ст. 3 ГОСТ 380-2005). Инструмент — твердосплавная концевая сферическая фреза (угол наклона винтовой режущей кромки $\omega=30\,^\circ$, z=6). Величина наклона нормали инструмента относительно заготовки составляла $4\,^\circ$.

После ввода в программу всех параметров с учетом характеристик тонкостенной детали (табл. 1), измеренных вышеописанным способом, был получен график, приведенный на рис. 8.

Анализируя полученную зависимость, следует отметить значительное изменение характера колебательного движения тонкостенной детали во время обработки при различных частотах вращения шпинделя.

Таблица 1. Характеристики тонкостенной пластины с образцом

Частота	Коэффициент	Статическая
собственных	демпфирования	жесткость
колебаний f_n (Γ ц)	ζ	C(H/M)
725	0,03	2100×10^{3}

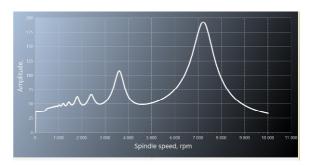


Рисунок 8. График максимальной амплитуды колебания детали при различных частотах вращения шпинделя

Экспериментальные тесты проводили при наибольших и наименьших расчетных значениях амплитуды колебания детали. На рис. 9 показаны сигналы с измерительной аппаратуры экспериментального стенда (отклонение детали и сигнал наличия контакта между деталью и инструментом, момент начала и окончания резания зубом фрезы) в зависимости от различных значений частоты оборотов шпинделя.

Выбраны участки обработки в 50 резов зубьями фрезы. Отмечено положение детали в момент начала и окончания резания каждым зубом фрезы. Авторами установлено, что девиация положения детали в момент начала резания определяет качество обработанной поверхности при высокоскоростном фрезеровании ТЭД. Сигнал колебания детали полностью согласуется с полученным расчетным графиком. При частотах вращения шпинделя, спрогнозированных как виброустойчивые (n = 5200 об/мин и n = 9600 об/мин) был получен низкий уровень колебания детали. В то время как при n = 3700 об/мин и n = 7200 об/мин наблюдали увеличение амплитуды колебаний детали до 4 и более раз. Также стоит отметить, что при данных режимах характер колебания детали приобретает вид «биений», что впоследствии отображается на профиле обработанной поверхности и является причиной ухудшения параметра шероховатости. Такое поведение детали связано с близким расположением частоты собственных колебаний детали и зубцовых частот вращения инструмента.

На рис. 10, 11 приведены профилограммы и фотографии профилей обработанных поверхностей образцов при режимах фрезерования, где наблюдали наибольший и наименьший уровень колебания детали.

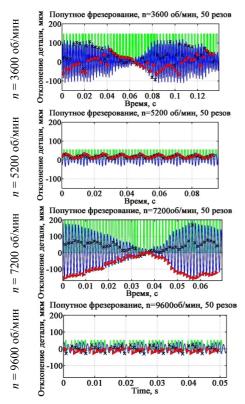


Рисунок 9. Сигналы с измерительной аппаратуры для выбранных режимов фрезерования

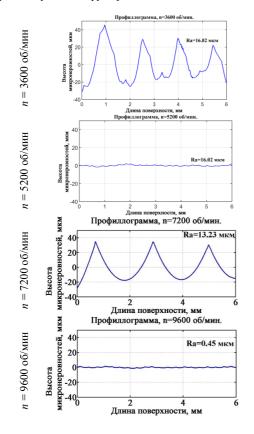
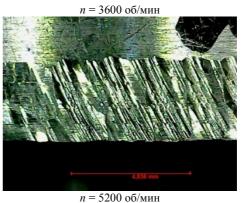
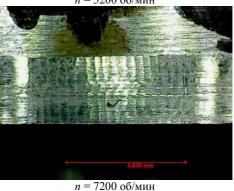


Рисунок 10. Профилограммы обработанной поверхности для выбранных режимов фрезерования







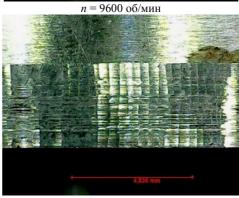


Рисунок 11. Фотографии профилей обработанных поверхностей образцов при выбранных режимах фрезерования

Профиль образцов наглядно показывает большую разницу в качестве обработанной поверхности в зависимости от условий фрезерования ТЭД. Для рассматриваемых характеристик тонкостенной детали разница составила до 30 раз.

выводы

- 1. Разработанное программное обеспечение позволяет автоматизировать процесс выбора оптимальных режимов резания для широкой номенклатуры деталей для операций фрезерования и точения.
- 2. В зависимости от условий резания возможен выбор режимов обработки с использованием различных подходов, основанных как на теории автоколебаний, так и на возбуждении системы вынужденными колебаниями.
- 3. Проведенная апробация программного обеспечения показала отличную согласованность с экспериментальными данными.
- 4. Как расчетные, так и экспериментальные данные показывают, что в зависимости от частоты вращения шпинделя, возможно снижение уровня вибраций до 4 раз, а также улучшение шероховатости обработанной поверхности до 30 раз.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Особенности концевого фрезерования сложно-профильных тонкостенных деталей / С. Б. Беликов, А. И. Гермашев, В. А. Логоминов, Е. Б. Козлова, В. А. Кришталь // Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні. 2017. № 2. С. 15—22.
- [2]. Merritt H. E. Theory of Self-Excited Machine Tool Chatter / H. E. Merritt // ASME Journal of Engineering for Industry. 1965. Vol. 87. P. 447—454.
- [3]. Week M. Handbook of Machine Tools / M. Week. Wiley, N. Y. 1985. Vol. 4. 186 p.
- [4]. Minis I. Improved Methods for the Prediction of Chatter in Turning / I. Minis, E. Magrab, I. Pandelidis // ASME Journal of Engineering for Industry. 1990. Vol. 112. P. 28—35.
- [5]. Tlusty J. Dynamics of high-speed milling / J. Tlusty // Journal of Engineering for Industry. 1986. Vol. 108. P. 59—67.

- [6]. Tlusty J. Special aspects of chatter in milling / J. Tlusty, F. Ismail // Journal of Vibration, Acoustics, Stress, and Reliability in Design. – Vol. 105. – 1983. – P. 24–32.
- [7]. Insperger T. Semi-discretization for time-delay systems: stability and engineering applications / T. Insperger, G. Stйрбл // Springer Science & Business Media. Vol. 178. 2011. P. 174.
- [8]. Merdol S. D. Multi frequency solution of chatter stability for low immersion milling / S. D. Merdol, Y. Altintas // ASME J. Manuf. Sci. Eng., 2004, 126/3. – P. 459–466.
- [9]. Пат. UA 94974 Україна, МПК (2006) G01H11/00; G01M7/02. Стенд для дослідження коливань при кінцевому циліндричному фрезеруванні тонкостінних елементів деталей / Логомінов В. О., Гермашев А. І., Дядя С. І., Козлова О. Б.; заявник та власник патенту ЗНТУ. №u201405981; заявл. 02.06.2014; опубл. 10.12.2014, Бюл. № 23.
- [10]. Внуков Ю. Н. Стенд для изучения механических колебаний при фрезеровании маложестких деталей при концевом фрезеровании / Ю. Н. Внуков, В. А. Логоминов, П. А. Каморкин // Резание и инструмент в технологических системах: Межд. научн.-техн. сб. Харьков: НТУ «ХПИ», 2011. Вып. 80. С. 32—37.
- [11]. Гермашев А. И. Устройство для исследования условий контактирования инструмента с деталью при цилиндрическом фрезеровании тонкостенных деталей / А. И. Гермашев, С. И. Дядя, Е. Б. Козлова, Ю. Н. Внуков // «Инженерия поверхности и реновация изделий»: тезисы доклада XV Международной научно-технической конференции, 01—05 июня 2015 г., г. Затока. К.: АТМ Украины, 2015. С. 45—47.

Статья поступила в редакцию 20.04.2018

АВТОМАТИЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ ВИБОРУ РЕЖИМІВ ФРЕЗЕРУВАННЯ ТОНКОСТІННИХ ЕЛЕМЕНТІВ ДЕТАЛЕЙ

- **Гермашев А. І.** канд. техн. наук, докторант Запорізького національного технічного університета, Запоріжжя, Україна, *e-mail: germashev anton@gmail.com;*
- **Бєліков С. Б.** д-р техн. наук, професор, ректор Запорізького національного технічного університета, Запоріжжя, Україна, *e-mail: rector@zntu.edu.ua;*
- **Логомінов В. О.** канд. техн. наук, доцент кафедри технології машинобудування Запорізького національного технічного університета, Запоріжкя, Україна, *e-mail: logominov.v@gmail.com*;
- **Козлова О. Б.** канд. техн. наук, доцент кафедри технології машинобудування Запорізького національного технічного університета, Запоріжжя, Україна, *e-mail:* kozlova@zntu.edu.ua;
- **Кришталь В. О.** ДП «Івченко-Прогрес», начальник цеху, Запоріжжя, Україна, *e-mail: khristalvladimir@gmail.com*

Мета роботи. Опис методики автоматизованого розрахунку і вибору оптимальних режимів фрезерування тонкостінних елементів деталей.

Методи дослідження. Для проведення досліджень використовували експериментальний метод з застосуванням стенду, конструкція якого дозволяє створювати різні умови обробки тонкостінних елементів деталей, записувати коливання в процесі різання, окремо вивчати вплив на їх збудження і підтримання пружної системи деталі, режимів різання і геометрії інструменту. Фрезерування виконували однозубою фрезою з режимами різання, при яких виникають автоколивання. Для визначення закономірностей руху деталі при різанні використовували метод поєднання фрагментів осцилограми.

Отримані результати. Авторами запропонований аналітичний розрахунок оптимальних умов фрезерування тонкостінних елементів деталей. В основу методики покладено розрахунок амплітуди коливань деталі при вимушених коливаннях, так як стан процесу обробки і якість обробленої поверхні залежать саме від вимушених коливань. Розрахунок оптимальних режимів фрезерування тонкостінного елемента деталі виконували в три етапи: вибір методу обробки, введення геометричних параметрів і матеріалу інструменту, режимів різання і завдання характеристик тонкостінної деталі і параметрів верстата. Після виконання вищевказаних етапів програма здійснює розрахунок графіка максимальної амплітуди коливань деталі в залежності від частоти обертання шпинделя. Швидкісні діапазони з мінімальною і максимальною амплітудою коливань деталі визначають найкращі і найгірші умови обробки тонкостінного елемента деталі. Експериментальні дослідження проводили при найбільших і найменших розрахункових значеннях амплітуди коливання деталі. При частотах обертання шпинделя, які були визначені як вібростійкі, отримано низький рівень коливання деталі. Отримані параметри профілів оброблених поверхонь зразків при режимах фрезерування, де спостерігали найбільший і найменший рівень коливання деталі, показали значну різницю в якості обробленої поверхні в залежності від умов фрезерування тонкостінного елемента деталі. Як розрахункові, так і експериментальні дані показали можливість зниження рівня вібрацій до 4 разів і поліпшення шорсткості обробленої поверхні до 30 разів.

Наукова новизна. Розроблено методику автоматизованого вибору режимів фрезерування тонкостінних елементів деталей, що дозволяє прогнозувати вібраційні умови і відповідну їм якість обробленої поверхні.

Практична цінність. Отримані результати можуть бути використані для прогнозування точності та якості обробки поверхні при високошвидкісному фрезеруванні в умовах виникнення вібрацій.

Ключові слова: фрезерування; вимушені коливання; тонкостінний елемент деталі; профілограма; осцилограма; амплітуда.

AUTOMATION OF THE PROCESS OF SELECTING THE MILLING MODES OF THIN-WALL ELEMENTS OF PARTS

Germashev A. I. Ph.D, Postdoctoral fellow of the Zaporozhye National University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: germashevanton@gmail.com;

Byelikov S. B. Dr. Tech. Sci., Professor, Rector of the Zaporozhye National University, Zaporozhye, Ukraine, *e-mail: rector@zntu.edu.ua;*

Logominov V. A. Ph.D, Associate professor of the Technological Engineering department of the Zaporozhye National University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: logominov.v@gmail.com;

Kozlova Ye. B. Ph.D, Associate professor of the Technological Engineering department of the Zaporozhye National University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: kozlova@zntu.edu.ua;

Krishtal V. A.Zaporozhye Machine-Building Design Bureau Progress State Enterprise named after Academician A. G. Ivchenko, Head of Workshop, e-mail: khristalvladimir@gmail.com

Purpose. Description of the method automatizatiom of optimal cutting condition determination for milling of thin-walled structures.

Methodology. To conduct research, the proposed by authors method of cutting condition determination for milling of thin-walled structures was used as a base of developed software. Part characteristics is determined by impact hammer with an accelerometer in a composition with inductive non-contact displacement sensor that measure part response after excitation. Approbation of the developed software was carried out at the experimental setup for the study of the end milling processes, which allows recording the oscillations in the milling process and studying the influence of cutting condition on the state of cutting process of thin-walled elements of the part.

Findings. The authors propose an analytical calculation of the optimal conditions for milling thin-walled structures. The method is based on the calculation of the part oscillation amplitude under forced oscillations, since the state of the milling process and the quality of the surface finish are determined by the influence of the forced oscillation. Calculation of optimal milling conditions for a thin-walled component are performed in three stages: selection of the mechanical treatment method, input of geometric parameters and tool material, cutting modes and specification of the thin-walled component and machine-tool parameters. After completing the above steps, the software calculates the graph of the maximum amplitude of the oscillations of the part, depending on the spindle speed. Speed ranges with minimum and maximum amplitude of the vibration of the part are determine the best and worst conditions for processing of the thin-walled component of the part. Experimental studies were carried out at the largest and smallest calculated values of the vibration amplitude of the part. At the spindle speed predicted as vibration-proof, a low level of oscillation of the part was obtained. The obtained parameters of the profiles of the samples machined surfaces, where the highest and the lowest level of vibration of the part were observed, shown a significant difference in the quality of the treated surface, depending on the milling conditions of the thin-walled component of the part. Both calculated and experimental data showed the possibility of reducing the vibration level up to 4 times and improving the roughness of the surface finish up to 30 times in the certain condition.

Originality. The technique of the automatizatiom of optimal cutting condition determination for milling of thin-walled structures was developed, which allows to predict the vibrational conditions and the quality of the treated surface corresponding to them.

Practical value. The results obtained can be used to predict the accuracy and quality of surface finish for high-speed milling under conditions of vibration.

Keywords: milling; forced oscillations; thin-walled component parts; profile; oscillogram; amplitude.

REFERENCES

- [1]. Belikov S.B., Germashev A.I., Logominov V.A., Kozlova E. B., Krishtal V. A. (2017). Osobennosti koncevogo frezerovanija slozhno-profil'nyh tonkostennyh detalej [Features of end milling of complex-profile thin-walled parts]. Novi materiali i tehnologii v metalurgii ta mashinobuduvanni, 2, 15–22. (in Russian)
- [2]. Merritt H. E. (1965). Theory of Self-Excited Machine Tool Chatter. ASME Journal of Engineering for Industry, 87, 447–454.
- [3]. Week M. (1985). Handbook of Machine Tools. Wiley N. Y.
- [4]. Minis I. (1990). Improved Methods for the Prediction of Chatter in Turning. ASME Journal of Engineering for Industry, 112, 28–35.
- [5]. Tlusty J. (1986). Dynamics of high-speed milling. Journal of Engineering for Industry, 108, 59–67
- [6]. Tlusty J., Ismail F. (1983). Special aspects of chatter in milling. Journal of Vibration, Acoustics, Stress, and Reliability in Design, 105, 24–32.
- [7]. Insperger T., Stйрбп G., Insperger T. (2011). Semi-discretization for time-delay systems:

- stability and engineering applications. Springer Science & Business Media, 178, 174.
- [8]. Merdol S. D., Altintas Y. (2004). Multi frequency solution of chatter stability for low immersion milling. ASME J. Manuf. Sci. Eng., 126/3, 459–466
- [9]. Logominov V. O., Germashev A. İ., Djadja S. İ., Kozlova O. B. (2014). *UA Patent No.94974* Ukrainskyi instytut intelektualnoi vlasnosti (Ukrpatent).
- [10]. Vnukov Ju.N., Logominov V.A., Kamorkin P.A. (2011). Stend dlja izuchenija mehanicheskih kolebanij pri frezerovanii malozhestkih detalej pri koncevom frezerovanii [Stand for the study of mechanical vibrations in the milling of dead surfaces in end milling]. *Rezanie i instrument v tehnologicheskih sistemah*, 80, 32–37.
- [11]. Germashev A. I. (2015). Ustrojstvo dlja issledovanija uslovij kontaktirovanija instrumenta s detal'ju pri cilindricheskom frezerovanii tonkostennyh detalej. Inzhenerija poverhnosti i renovacija izdelij : *Tezisy do klada XV Mezhdunarodnoj nauchnotehnicheskoj konferencii*, 01–05 ijunja 2015, Zatoka, 45–47.

УДК 621.914.1

Мозговой В. Ф. канд. техн. наук, гл. технолог АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина,

e-mail: ugt@motorsich.com;

Дядя С. И. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии машиностроения

Запорожского национального технического университета, Запорожье,

Украина, e-mail: djadja@zntu.edu.ua;

Козлова Е. Б. канд. техн. наук, доцент кафедры технологии машиностроения

Запорожского национального технического университета, Запорожье,

Украина, e-mail: kozlova@zntu.edu.ua;

Логоминов В. А. канд. техн. наук, доцент кафедры технологии машиностроения

Запорожского национального технического университета, Запорожье,

Украина, logominov@rambler.ru;

Зубарев А. Е. аспирант кафедры технологии машиностроения Запорожского национального

технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: andreyzub@gmail.com

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОФИЛЯ ОБРАБОТАННОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ КОНЦЕВОМ ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ ФРЕЗЕРОВАНИИ В УСЛОВИЯХ АВТОКОЛЕБАНИЙ

Цель работы. Показать механизм формирования профиля поверхности детали при концевом цилиндрическом фрезеровании в условиях автоколебаний.

Методы исследования. Для проведения исследований использовали экспериментальный метод с применением стенда, конструкция которого позволяет создавать различные условия обработки тонкостенных элементов деталей, записывать колебания в процессе резания, раздельно изучать влияние на их возбуждение и поддержание упругой системы детали, режимов резания и геометрии инструмента. Фрезерование выполняли однозубой фрезой с режимами резания, при которых возникают автоколебания. Для определения закономерностей движения детали при резании использовали метод совмещения фрагментов осциллограммы.

Полученные результаты. Проанализирована схема формирования профиля обработанной поверхности при концевом цилиндрическом фрезеровании в условиях возникновения автоколебаний. Для этого получены поверхности резания путем быстрого вывода инструмента из детали. Экспериментально показано, что впадины и выступы на поверхностях резания согласовываются с контуром полученных фрагментов осциллограммы, которые использовали в дальнейшем при анализе изменений поверхности резания. Получена формула для определения количества впадин от автоколебаний, остающихся на обработанной поверхности после одного реза. При совмещении фрагментов осциллограмм относительно точки врезания инструмента наблюдается периодичность изменения высоты последних волн автоколебаний на фрагментах осциллограммы от наибольшего значения до наименьшего. Периодически изменяется и время резания. При этом с его увеличением высота последней волны автоколебаний уменьшается. Сопоставление профиля поверхности с профилем, построенным по значениям высот последних волн автоколебаний, взятых с фрагментов осциллограммы, показывает их идентичность. Это объясняет механизм образования волнистости на обработанной поверхности и позволяет определить ее параметры. Выведена формула для расчета шага волнистости.

Научна новизна. Разработана методика получения поверхности резания при концевом фрезеровании путем выведения детали из зоны резания при вертикальном опускании стола. Установлено, что профиль осциллограммы идентичен поверхности резания и по ней можно изучать изменение последней. Показано, что волнистость обработанной поверхности при концевом цилиндрическом фрезеровании образуется периодическим повторением впадин различной глубины, которые остаются на поверхности резания после врезания инструмента в деталь в условиях автоколебаний.

Практическая ценность. Полученные результаты могут быть использованы для прогнозирования точности обработки и качества поверхности при концевом цилиндрическом фрезеровании в условиях возникновения автоколебаний.

Ключевые слова: фрезерование; автоколебания; поверхность резания; тонкостенный элемент детали; осциллограмма.

ВВЕДЕНИЕ

В условиях черновой и получистовой обработки тонкостенных элементов деталей, широко

распространенных в авиакосмической отрасли промышленности, в определенном скоростном диапазоне возникают автоколебания. Полученная

© Мозговой В. Ф., Дядя С. И., Козлова Е. Б., Логоминов В. А., Зубарев А. Е., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-13

при этом погрешность формы обработанной поверхности, влияет на точность и качество последующей чистовой обработки.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАПИЙ

Профиль обработанной поверхности при цилиндрическом фрезеровании формируется в виде сочетания выступов и впадин от врезания каждым зубом инструмента, повторяющихся с периодом, равным подаче на зуб S_7 .

Впадины образуются при врезании зуба фрезы в обрабатываемую поверхность, а высота выступов — R, связана с радиусом инструмента — R_{dp} и величиной подачи на зуб — $S_{\rm Z}$ (рис. 1).

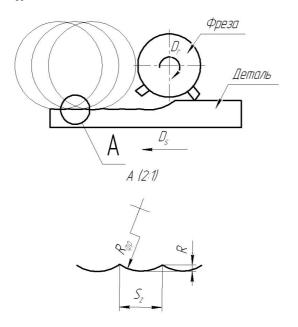


Рисунок 1. Схема формирования профиля поверхности при цилиндрическом фрезеровании

При фрезеровании в условиях возникновения автоколебаний обработанная поверхность, помимо следов от резания каждым зубом инструмента, имеет волнистый профиль с шагом — S_w (рис. 2).

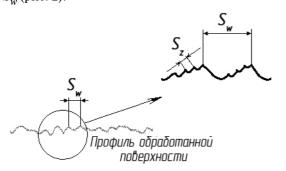


Рисунок 2. Профиль поверхности после цилиндрического фрезерования с автоколебаниями

Несмотря на то, что о формировании волнистости обработанной поверхности в условиях возникновения автоколебаний при цилиндрическом фрезеровании говорится в ряде работ [1]—[3], механизм ее образования недостаточно изучен.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью статьи является исследование механизма формирования профиля обработанной поверхности после концевого цилиндрического фрезерования в условиях автоколебаний.

З ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИА-ЛА И АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТА-ТОВ

Исследования влияния автоколебаний на формирование профиля обработанной поверхности проводили на специальном стенде [4, 5], конструкция которого позволяет воспроизводить условия возбуждения автоколебаний при концевом цилиндрическом фрезеровании тонкостенных элементов деталей, записывать осциллограммы колебания детали при фрезеровании. Стенд оснащен электроконтактным устройством, позволяющим фиксировать время резания: от врезания инструмента в деталь и до его выхода из зоны контакта, а также устройством для записи профиля обработанной поверхности.

Фрезерование выполняли на вертикально фрезерном станке FWD-32J специальной однозубой фрезой диаметром $d_{\phi p}=30$ мм, с углом наклона зуба $\omega=0^\circ$ и частотой собственных колебаний $f_{uH}=1041$ Гц. Материал режущей части фрезы твердый сплав BK8, материал образца — Ст. 3 ГОСТ 380-2005. Размеры образца — $50 \times 25 \times 3,4$ мм. Упругий элемент, воспроизводящий тонкостенный элемент детали, толщиной h=6 мм и вылетом L=80 мм имел частоту свободных колебаний $f_{cK3}=390$ Гц.

Для фрезерования в третьей скоростной зоне [6] были установлены режимы резания, при которых всегда будут возникать автоколебания:

- частота вращения шпинделя n = 355 об/мин;
- радиальная глубина резания a_e = 0,5 мм;
- осевая глубина резания $a_p = 3.4$ мм;
- подача на зуб $S_z = 0,1$ мм.

Для изучения образования профиля обработанной поверхности необходимо иметь представление о поверхности резания. Поэтому для ее получения использовалась методика, при которой стол с деталью в процессе фрезерования перемещался вертикально вниз, выводя инструмент из детали. На рис. 3 показана схема получения поверхностей резания Z_p смещенных относительно друг друга в направлении движения заготовки на величину подачи на зуб — S_z . При быстром перемещении стола вниз осевая глубина резания уменьшается, принимая значения b_1 , b_2 и b_3 .

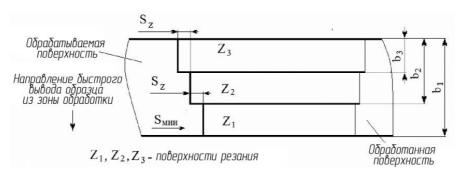


Рисунок 3. Схема образования поверхностей резания при быстром выводе образца из зоны резания

Использование при записи осциллограмм электроконтакного устройства позволяет выделять на ней фрагменты, соответствующие резу одним зубом фрезы. При этом можно точно определить точку начала контакта и точку конца контакта инструмента и детали, возможное прерывание контакта, а также время резания — t_{pes} . (рис. 4). Верхняя горизонтальная линия «да», записанная электроконтактным устройством, указывает на наличие контакта инструмента с деталью. Нижняя горизонтальная линия «нет» указывает на его отсутствие.

На рис. 5 показаны поверхности резания — Z_i на образце, полученные экспериментально. Сравнение их с профилем фрагментов осциллограммы, соответствующих резам, при которых эти поверхности были получены, показывает идентичность расположения на них впадин и выступов. Это дает возможность по форме записанных фрагментов осциллограммы оценивать форму поверхностей резания.

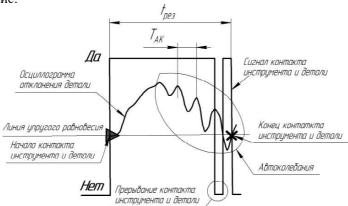


Рисунок 4. Фрагмент осциллограммы колебания тонкостенного элемента детали (попутное фрезерование)

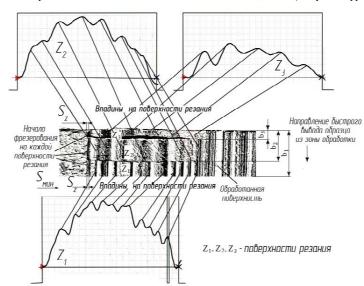


Рисунок 5. Сравнение фрагментов осциллограммы с поверхностями резания, полученных экспериментально

Исходя из того, что обработанная поверхность при концевом фрезеровании формируется из несрезаемых участков поверхности резания, необходимо определить, сколько впадин, образованных при резании с автоколебаниями не удаляется. Для этого необходимо сравнить шаг автоколебаний — h с подачей на зуб — S_7 .

Шаг автоколебаний рассчитывается по формуле:

$$h = \frac{L_{pes} \cdot T_{AK}}{t_{pes}} \,, \tag{1}$$

где L_{pe3} — длина поверхности резания, мм; t_{pe3} — время резания, с; T_{AK} — период автоколебаний, с.

Период автоколебаний и время резания определяются по фрагментам осциллограммы, записанных при фрезеровании. Длина поверхности резания рассчитывается по формуле:

$$L_{pe3} = v_{pe3} \cdot t_{pe3}, \tag{2}$$

где v_{pes} — скорость резания, мм/с.

Скорость резания рассчитывается по формуле:

$$v_{pes} = \frac{\pi \cdot d_{\phi p} \cdot n}{60},\tag{3}$$

где $d_{\phi p}$ — диаметр фрезы, мм; n — частота вращения фрезы, об/мин.

Количество впадин от автоколебаний — m, остающееся на поверхности резания, определяется как отношение подачи на зуб — S_z и шага волн автоколебаний — h по формуле:

$$m = \frac{S_z}{h} {4}$$

Данные, полученные при проведении экспериментов, и расчетные значения, необходимые для определения количества впадин от автоколебаний, остающихся на обработанной поверхности, приведены в табл. 1.

Таблица 1. Данные для определения количества впадин от автоколебаний, остающихся на обработанной поверхности

$t_{pes},$ c	$v_{pes}, \\ ext{MM/c}$	L, mm	T_{AK} ,	h, MM	m
0,01074	557	5,98	0,00174	0,97	0,1

Полученное значение m < 1 говорит о том, что шаг автоколебаний больше подачи на зуб и от поверхности резания на обработанной остается одна впадина, вырезанная при автоколебаниях. Особенностью попутного фрезерования является то, что на обработанной поверхности остается участок поверхности резания, который формируется при выходе инструмента. Поэтому в проведенных исследованиях при попутном фрезеровании рассматривалась глубина последней впадины, оставленной автоколебаниями.

Для определения закономерностей, которые проявляются при формировании профиля обработанной поверхности, был использован метод совмещения фрагментов осциллограммы. При этом, для оценки изменений поверхности резания, на фрагментах осциллограммы были отмечены точки на волнах автоколебаний, соответствующие последним впадинам, которые остаются на обработанной поверхности.

При совмещении фрагментов осциллограммы проявилась закономерность периодического изменения отмеченных точек от наибольшего значения до наименьшего относительно линии упругого равновесия. На рис. 6 показаны объединенные в периоды последовательные фрагменты осциллограммы, у которых наблюдалась такая периодичность. Следует также отметить, что такая цикличность наблюдается на всей осциллограмме.

Для более подробного рассмотрения отмеченной закономерности, на рис. 7 показаны отдельные последовательные фрагменты осциллограммы, формирующие один из периодов. На фрагментах указано время резания — t_{pes} , время до последней волны автоколебаний — $t_{npo\phi}$ и отклонение последней волны автоколебаний от линии упругого равновесия — $\Delta_{npo\phi}$.

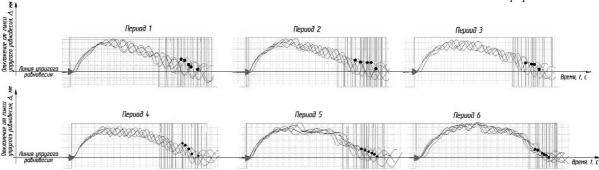


Рисунок 6. Периодичность изменения точек на последних волнах автоколебаний относительно линии упругого равновесия

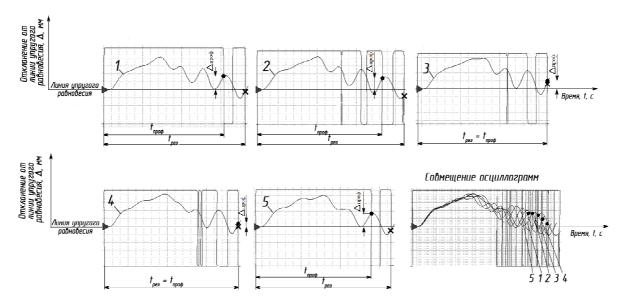


Рисунок 7. Фрагменты последовательных резов, образующих один период изменения отклонения последней волны автоколебаний от линии упругого равновесия

При совмещении фрагментов осциллограммы относительно начала врезания инструмента в деталь видно, что каждая отмеченная точка смещается вправо относительно предыдущей, т.е. волны автоколебаний каждого последующего реза сдвигаются в сторону выхода инструмента из детали. При этом, наблюдается та же периодичность, что и при изменении времени резания — t_{pes} [7]. Вначале, при его наименьшем значении, отклонение —

 $\Delta_{npo\phi}$ наибольшее, затем, с увеличением времени резания отклонение уменьшается. Такой же характер изменения имеет и время от врезания до последней волны автоколебаний — $t_{npo\phi}$. В табл. 2 приведены полученные экспериментально значения $t_{npo\phi}$ и $\Delta_{npo\phi}$. для фрагментов осциллограммы, образующих периоды, показанные на рис. 6.

На основании данных табл. 2 построены графики зависимости $t_{npo\phi}$ и $\Delta_{npo\phi}$ от номера реза (рис. 8, рис. 9).

Таблица 2. Значения $t_{npo\phi}$ и $\Delta_{npo\phi}$

	<u> </u>												
Номер периода	1			2									
Номер реза	1	2	3	4		5	6	7	8		9	1	0
$t_{npo\phi}$, c	0,01035	0,01044	0,01113	3 0,01122	0,	01179	0,01017	0,01059	0,01	119	0,01128	3 0,0	1188
$\Delta_{npo\phi}$, MM	0,047	0,0438	0,036	0,0214		0,017	0,038	0,036	0,0	35	0,033	0,0	016
Номер периода			4										
Номер реза	11	1	12	13		14	15	16	17	7	18	1	9
$t_{npo\phi}$, c	0,0103	2 0,0	1083	0,01092	0.	01155	0,01029	0,01053	0,010	089	0,01113	0,01	1173
$\Delta_{ m npo\phi}, \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \ \$	0,068	0,0	438	0,0258	(0,017	0,0614	0,0587	0,04	14	0,019	0,0	092
Номер периода				5			6						
Номер реза	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32
$t_{npo\phi}$, c	0,01077	0,01095	0,0114	0,0117	0,01185	0,01224	0,01137	0,01143	0,01161	0,01164	0,012	0,01221	0,01239
$\Delta_{npo\phi}, \ ext{MM}$	0,0605	0,0516	0,0468	0,0268	0,02	0,0151	0,059	0,0577	0,058	0,0346	0,02	0,018	0,013

Как показывают результаты экспериментов, периодичность изменения времени от врезания до последней волны автоколебаний и ее отклонение от линии упругого равновесия имеют тесную отрицательную взаимосвязь, выраженную коэффициентом корреляции, равным (- 0,9), то есть с увеличением времени от врезания до последней волны автоколебаний - $t_{npo\phi}$ отклонение последней волны автоколебаний от линии упругого равновесия — $\Delta_{npo\phi}$ уменьшается.

На основании того, что фрагменты осциллограммы характеризуют поверхность резания, можно сказать, что последняя волна автоколебаний является последней впадиной, которая вырезается на поверхности резания. Изменение ее глубины формирует волнистость на обработанной поверхности. Для подтверждения этого было выполнено сравнение шагов волнистости на записанной после обработки профилограмме и шага — S_w изменения отклонения Δ_{npod} (табл. 2).

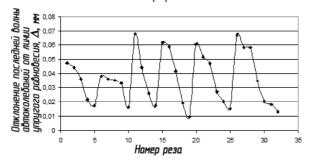


Рисунок 8. Изменение величины отклонения последней волны автоколебаний от линии упругого равновесия $-\Delta_{npodp}$

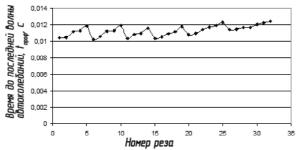


Рисунок 9. Изменение величины времени от врезания до последней волны автоколебаний — $t_{npo\phi}$

Шаг — S_w изменения отклонения $\Delta_{npo\phi}$ рассчитывается по формуле:

$$S_w = \Delta t \cdot \frac{\pi \cdot d_{\phi p} \cdot n}{60}, \tag{5}$$

где Δt — разность между временем конца — $t_{npo\phi K}$ и начала — $t_{npo\phi H}$ периода изменения $\Delta_{npo\phi}$:

$$\Delta t = t_{npo\phi K} - t_{npo\phi H};$$

 $d_{\phi p}$ — диаметр фрезы, мм; n — частота вращения шпинделя, об/мин.

При записи колебаний во время фрезерования и записи профиля обработанной поверхности скорость перемещения стола с образцом была одинаковая. Это позволило довольно точно определить участок на профилограмме (рис. 10), полученный резами, которые соответствуют фрагментам осциллограммы, приведенным на рис. 6.

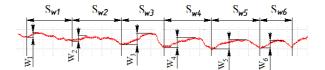


Рисунок 10. Участок профилограммы

В табл. 3, 4 приведены измеренные и рассчитанные значения шага — S_w и высоты — W волнистости обработанной поверхности.

Таблица 3. Сравнение рассчитанных и измеренных значений шага — S_w волнистости

№	S_{wu3m} , mm	S_{wpacq} , мм	Погрешность, %
1	0,82	0,8	3
2	0,88	0,95	8
3	0,71	0,68	5
4	0,83	0,8	4
5	0,85	0,82	4
6	0,58	0,55	6

Таблица 4. Сравнение рассчитанных и измеренных значений высоты — W волнистости

$N_{\underline{0}}$	$W_{u_{3M}}$, mm	$W_{pacч}$, мм	Погрешность, %
1	0,039	0,047	17
2	0,035	0,038	8
3	0,07	0,068	3
4	0,062	0,061	2
5	0,058	0,0605	8
6	0,56	0,059	5

Анализ полученных результатов свидетельствует о том, что наибольшая погрешность между измеренными значениями шага и высоты волнистости и рассчитанными по фрагментам осциллограммы не превышают 17 %. На основании этого можно объяснить образование волнистости на обработанной поверхности, связанное с тем, что глубины впадин, формирующих обработанную поверхность, разные и изменение их, как показано выше, периодически повторяется.

Для объяснения изменения величины отклонения последней волны автоколебаний от линии упругого равновесия и формирования шага волнистости обработанной поверхности рассмотрим

фрагмент осциллограммы, с которого начинается период изменения величины отклонения последней волны автоколебаний от линии упругого равновесия — $\Delta_{npo\phi}$, и она имеет наибольшее значение (рис. 11). Если данный фрагмент сопоставить с соответствующей ему поверхностью резания, то на ней выделен участок последнего выступа, который срезается при движении подачи. При этом толщина сечения срезаемого слоя, влияющая на демпфирование автоколебаний, меняется от наименьшего значения до наибольшего. В результате на каждом резе уменьшается амплитуда последней волны автоколебаний и соответственно ее отклонение от линии упругого равновесия. После срезания выступа демпфирующего участка уже нет, амплитуда последней волны автоколебаний возрастает и начинается новый период ее изменения, но уже при срезании нового выступа.

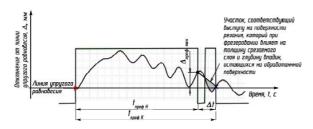


Рисунок 11. Фрагмент осциллограммы, по которому определяется шаг волнистости на обработанной поверхности

выводы

На основании проведенных исследований установлены основные принципы оценки волнистости обработанной поверхности при попутном концевом цилиндрическом фрезеровании в зависимости от динамического состояния обрабатывающей системы при наличии в ней маложестких элементов.

- 1. При попутном концевом цилиндрическом фрезеровании волнистый профиль обработанной поверхности обусловлен волнистой формой поверхности резания.
- 2. Количество волн на поверхности резания, остающееся на обработанной поверхности, зависит от периода автоколебаний и подачи на зуб.
- 3. Экспериментально установлено, что при попутном цилиндрическом фрезеровании на обработанной поверхности остается последняя впадина, образованная последней волной автоколебаний.
- 4. Глубина впадины остающейся на обработанной поверхности детали периодически меняется от наибольшего значения до наименьшего, формируя высоту и шаг волнистости на ней.

5. По записанным фрагментам осциллограммы колебаний детали при концевом цилиндрическом фрезеровании можно исследовать формирование профиля обработанной поверхности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Логоминов В. А. Формирование шероховатости обработанной поверхности при концевом цилиндрическом фрезеровании тонкостенных элементов деталей: дис. канд. техн. наук.: 05.03.01: защищена 21.02.2013: утв. 25.04.2013 / Логоминов Виктор Алексеевич. Запорожье, 2013. 226 с.
- [2]. Внуков Ю. Н. Разработка методики оценки уровня автоколебаний тонкостенной детали при ее концевом фрезеровании / Ю. Н. Внуков, А. И. Гермашев, С. И. Дядя, Е. Б. Козлова, П. А. Каморкин // Сучасні технології в машинобудуванні. 2015. Вип. 10. С. 3—13.
- [3]. Розенберг Ю. А. Резание материалов / Ю. А. Розенберг: Учебник для техн. вузов. Курган: Изд-во ОАО «Полиграфический комбинат» Зауралье: 2007. 294 с.: ил.
- [4]. Пат. UA 94974 Україна, МПК (2006) G01H11/00; G01M7/02, Стенд для дослідження коливань при кінцевому циліндричному фрезеруванні тонкостінних елементів деталей / Логомінов В. О., Гермашев А. І., Дядя С. І., Козлова О. Б.; заявник та власник патенту Запорізький національний технічний університет. и 201405981; заявл. 02.06.2014; опубл. 10.12.2014, Бюл. №23.
- [5]. Разработка комплекса экспериментальных методик исследования виброустойчивости процесса резания концевыми фрезами с разнонаклонными зубьями / [Ю. Н. Внуков, С. И. Дядя, Е. Б. Козлова, А. Е. Зубарев] // І́нформаційні технології в освіті, науці та виробництві: зб. наукових праць [Текст]. Вип. 3(8). О.: Наука і техніка. 2015. С. 24—40.
- [6]. Дядя С. И. Систематизация колебаний при концевом фрезеровании тонкостенных элементов деталей / С. И. Дядя, Е. Б. Козлова, Э. В. Кондратюк, А. Е. Зубарев, В. А. Кришталь // Вестник двигателестроения. №1. 2016. С.68—71.
- [7]. Дядя С. И. Исследование механизма возбуждения автоколебаний при концевом фрезеровании тонкостенного элемента детали / С. И. Дядя // Новые материалы и технологии в металлургии и машиностроении. №1. 2017. С. 92—100.

Статья поступила в редакцию 20.04.2018

ФОРМУВАННЯ ПРОФИЛЮ ОБРОБЛЕНОЇ ПОВЕРХНІ ПРИ КІНЦЕВОМУ ЦИЛІНДРИЧНОМУ ФРЕЗЕРУВАННІ В УМОВАХ АВТОКОЛИВАНЬ

Мозговий В. Ф. канд. техн. наук, гол. технолог АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, *е-mail:*

ugt@motorsich.com;

Дядя С. І. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технології машинобудування Запорізького національного технічного університету. Запорізького національного технічного університету. Запорізького національного технічного університету.

Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна,

e-mail: djadja@zntu.edu.ua;

Козлова О. Б. канд. техн. наук, доцент кафедри технології машинобудування

Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна,

e-mail: kozlova@zntu.edu.ua;

Логомінов В. О. канд. техн. наук, доцент кафедри технології машинобудування

Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна,

e-mail: logominov@rambler.ru;

Зубарєв А. Є. аспірант кафедри технології машинобудування Запорізького

національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail:*

andreyzub@gmail.com

Мета роботи. Показати механізм формування профілю поверхні деталі при кінцевому циліндричному фрезеруванні в умовах автоколивань.

Методи дослідження. Для проведення досліджень використовували експериментальний метод з застосуванням стенду, конструкція якого дозволяє створювати різні умови обробки тонкостінних елементів деталей, записувати коливання в процесі різання, окремо вивчати вплив на їх збудження і підтримання пружної системи деталі, режимів різання і геометрії інструменту. Фрезерування виконували однозубою фрезою з режимами різання, при яких виникають автоколивання. Для визначення закономірностей руху деталі при різанні використовували метод поєднання фрагментів осцилограми.

Отримані результати. Проаналізовано схема формування профілю обробленої поверхні при кінцевому циліндричному фрезеруванні в умовах виникнення автоколивань. Для цього отримані поверхні різання шляхом швидкого виведення інструменту з деталі. Експериментально показано, що западини та виступи на поверхнях різання узгоджуються з контуром отриманих фрагментів осцилограми, які використовували в подальшому при аналізі змін поверхні різання. Отримана формула для визначення кількості западин від автоколивань, що залишаються на обробленій поверхні після одного різу. При суміщенні фрагментів осцилограм щодо точки врізання інструменту спостерігається періодичність зміни висоти останніх хвиль автоколивань на фрагментах осцилограми від найбільшого значення до найменшого. Періодично змінюється і час різання. При цьому з його збільшенням висота останньої хвилі автоколивань зменшується. Поєднання профілю поверхні з профілем, побудованим за значеннями висот останніх хвиль автоколивань, взятих з фрагментів осцилограми, показує їх ідентичність. Це пояснює механізм утворення хвилястості на обробленій поверхні і дозволяє визначити її параметри. Виведено формулу для розрахунку кроку хвилястості.

Наукова новизна. Розроблено методику отримання поверхні різання при кінцевому фрезеруванні шляхом виведення деталі із зони різання при вертикальному опусканні стола. Встановлено, що профіль осцилограми ідентичний поверхні різання і по ній можна вивчати зміну останньої. Показано, що хвилястість обробленої поверхні при кінцевому циліндричному фрезеруванні утворюється періодичним повторенням западин різної глибини, які залишаються на поверхні різання після врізання інструмента в деталь в умовах автоколивань.

Практична цінність. Отримані результати можуть бути використані для прогнозування точності обробки і якості поверхні при кінцевому циліндричному фрезерованні в умовах виникнення автоколивань.

Ключові слова: фрезерування; автоколивання; поверхня різання; тонкостінний елемент деталі; осцилограма.

FORMING OF PROFILE OF A TREAT SURFACE AT END-CAPPING CYLINDRICAL MILLING IN THE CONDITIONS OF SELF-EXCITED OSCILLATIONS

Mozgovoy V. F. Ph.D, Chief Technologist of Motor Sich JSC, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: ugt@motorsich.com;

Ph.D., Associate professor, Associate professor of the Technological Engineering department of the Zaporozhye National University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: djadja@zntu.edu.ua;

Kozlova Ye. B. Ph.D, Associate professor of the Technological Engineering department of the

Zaporozhye National University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail:

kozlova@zntu.edu.ua;

Logominov V. A. Ph.D, Associate professor of the Technological Engineering department of the

Zaporozhye National University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail:

logominov@rambler.ru;

Zubarev A. E. graduate student of the Technological Engineering department of the

Zaporozhye National University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail:

andreyzub@gmail.com

Purpose. To show the mechanism of forming of profile of surface of detail at the end-capping cylindrical milling in the conditions of self-excited oscillations.

Methodology. For realization of researches used an experimental method with the use of stand, the construction of that allows to create the different terms of treatment of the thin-walled elements of details, write down vibrations in the process of cutting, separately to study influence on their excitation and maintenance of the resilient system of detail, modes of cutting and geometry of instrument. Milling was executed by a singletoothed milling cutter with the modes cutting there are self-excited oscillations at that. For determination of conformities to law of motion of detail at cutting used the method of combination of fragments of oscillogram.

Findings. The chart of forming of profile of a treat surface is analyzed at the end-capping cylindrical milling in the conditions of origin of self-excited oscillations. For this purpose cutting surfaces are got by the rapid conclusion of instrument from a detail. It is experimentally shown that cavities and ledges on the surfaces of cutting conform to the contour of the got fragments oscillograms that used in future for the analysis of changes of cutting surface. A formula is got for determining the amount of cavities from self-excited oscillations remaining on a treat surface after one cut. At combination of fragments of oscillograms in relation to the point of threading-in of instrument there is periodicity of change of height of the last waves of self-excited oscillations on the fragments of oscillogram from a most value to the least one. A time-in-cut changes periodically. Thus with his increase the height of the last wave of self-excited oscillations diminishes. Comparison of profile of surface with the profile built on the values of heights last.

Originality. Methodology of receipt of cutting surface is worked out at the end-capping milling by the leading out of detail from the zone of cutting at the vertical lowering of table. It is set that the profile of oscillogram is identical to the cutting surface and on her it is possible to study a change the last. It is shown that the waviness of a treat surface at the end-capping cylindrical milling appears the periodic reiteration of cavities of different depth, that remain on the surface of cutting after the threading-in of instrument in a detail in the conditions of self-excited oscillations.

Practical value. The got results can be drawn on for prognostication of exactness of treatment and quality of surface at the end-capping cylindrical milling in the conditions of origin of self-excited oscillations.

Keywords: milling; self-excited oscillations; cutting surface; thin-walled element of detail; oscillogram.

REFERENCES

- [1]. Logominov V. A. (2013). Formirovanie sherohovatosti obrabotannoj poverhnosti pri koncevom cilindricheskom frezerovanii tonkostennyh jelementov detalej. (Diss. Kand. Tehn. Nauk.). Zaporozh'e, 226.
- [2]. Vnukov Ju. N., Germashev A. I., Dyadya S. I., Kozlova Y. B., Kamorkin P. A. (2015). Razrabotka metodiki ocenki urovnja avtokolebanij tonkostennoj detali pri ee koncevom frezerovanii [Development of a technique for estimating the level of self-oscillations of a thin-walled part with its end milling]. Suchasni tehnologii v mashinobuduvanni, 10, 3–13. (in Russian)
- [3]. Rozenberg Ju. A. (2007). Rezanie materialov: Uchebnik dlja tehn. vuzov. Kurgan: Izd-vo OAO "Poli-graficheskij kombinat" Zaural'e.
- [4]. Logominov V. O., Germashev A. İ., Dyadya S. İ., Kozlova, O. B. (2006). Ukraïna. Patent No. 94974. Ukraïns'kij institut promislovoï vlasnosti.
- [5]. Vnukov Ju.N., Dyadya S.I., Kozlova E.B., Zubarev A.E. (2015). Razrabotka kompleksa

- jeksperimental'nyh metodik issledovanija vibroustojchivosti processa rezanija koncevymi frezami s raznonaklonnymi zub'jami [Development of a complex of experimental methods for studying the vibration resistance of the cutting process with end mills with multi-inclined teeth. *Informacijni tehnologii v osviti, nauci ta virobnictvi: zbirnik naukovih prac*, 3(8), 24–40. (in Russian)
- [6]. Dyadya S. I., Kozlova E. B., Kondratjuk E. V., Zubarev A. E., Krishtal V. A. (2016). Sistematizacija kolebanij pri koncevom frezerovanii tonkostennyh jelementov detalej [Systematization of vibrations during the end milling of thin-walled elements of parts]. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 1, 68–71. (in Russian)
- [7]. Dyadya S. I. (2017). Issledovanie mehanizma vozbuzhdenija avtokolebanij pri koncevom frezerovanii tonkostennogo jelementa detail [Investigation of the excitation mechanism of autooscillations during the end milling of a thin-walled component of a part]. Novye materialy i tehnologii v metallurgii i mashinostroenii, 1, 92–100. (in Russian)

УДК 539.3 : 543.1

Шоринов А. В. м. н. с. кафедры Технологий производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»,

Харьков, Украина, e-mail: shorinov1@gmail.com;

Маркович С. Е. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры Технологий производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, *e-mail: motor.khai@gmail.com*

ВОССТАНОВЛЕНИЕ КОРПУСНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЛЕГКИХ СПЛАВОВ ХОЛОДНЫМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ НАПЫЛЕНИЕМ

Цель работы. Демонстрация возможностей технологии холодного газодинамического напыления низкого давления для ремонта и восстановления корпусных деталей авиационной техники из легких сплавов

Методы исследования. Напыление защитно-восстановительных покрытий на основе алюминия на корпусные детали авиационной техники из магниевых и алюминиевых сплавов выполнено с использованием установки холодного газодинамического напыления низкого давления ДИМЕТ-405. Обеспечение заданного комплекса физико-механических свойств покрытий, а именно адгезионной прочности, микротвердости, микроструктуры, осуществляется с использованием корреляционной карты влияния технологических режимов на свойства покрытий.

Полученные результаты. Развитие ремонтного производства в направлении создания технологий напыления защитных и восстановительных покрытий является актуальной задачей в настоящее время. Представлены возможности применения технологии холодного газодинамического напыления низкого давления для восстановления корпусных деталей авиационной техники на примере корпуса коробки приводов из магниевого сплава, корпуса насоса и корпуса дозатора из алюминиевых сплавов. В случае с корпусом из магниевого сплава кроме восстановления поврежденных участков фланца, также обеспечивается коррозионная защита. Энерго- и ресурсосберегающая технология холодного газодинамического напыления предусматривает использование недорогого мобильного технологического оборудования для нанесения покрытий как в условиях производства, так и в «полевых» условиях. Этапами технологического процесса восстановления являются: подготовка поверхности с повреждением к напылению путем обдувки песком, разделки дефектов для придания формы предотвращающей образование пустот, обезжиривания, непосредственно напыление с последующей механической обработкой для получения заданной геометрии и качества поверхности. Полученные результаты расширяют возможности использования технологии холодного газодинамического напыления защитных и восстановительных покрытий как в автомобиле-, так и в авиадвигателестроении.

Научная новизна. Разработан новый подход к проектированию технологических процессов формирования восстановительных покрытий на корпусных деталях из легких сплавов (магниевые и алюминиевые сплавы) на основе выбора технологических режимов напыления с применением корреляционной карты, которую можно использовать для анализа влияния параметров процесса на свойства покрытий.

Практическая ценность. Технология холодного газодинамического напыления может быть широко использована в ремонтном производстве для формирования защитных и восстановительных покрытий. Разработаны технологические рекомендации и отработан технологический процесс восстановления корпусных деталей из легких сплавов холодным газодинамическим напылением.

Ключевые слова: холодное газодинамическое напыление; технологический процесс восстановления; защитные и восстановительные покрытия.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из самых сложных с точки зрения предъявляемых технических, эксплуатационных и экономических требований является аэрокосмическая техника. В технологии авиастроения повышенное внимание уделено изготовлению корпусных деталей агрегатов авиационной техники. Данные изделия должны обеспечивать высокое

качество, долговечность, а также экономическую целесообразность. Особую значимость играет правильность выбора материала деталей. Зачастую используют магний, титан и алюминий, а также сплавы на их основе, обладающие широким диапазоном свойств, соответствующих требованиям к авиационным материалам. К ним относятся:

механическая прочность и высокий предел выносливости в сочетании с малой плотностью.

Однако в процессе эксплуатации под воздействием статических и динамических нагрузок, переменных температур, вследствие конструкционных и производственных дефектов, а также при влиянии вибраций, пыли, различных газов и сред или возможных нарушений условий технического обслуживания, детали и компоненты подвергаются быстрому износу, что приводит к дальнейшему разрушению или выходу из строя целого агрегата [1]. К поверхностным дефектам относятся искажения формы и размеров поверхностей, нарушение поверхностного слоя (налет, коррозии, забоины, риски, наклеп, следы схватывания, отклонения от округлости и цилиндричности, эрозия и др.). Разрушение поверхностных слоев проявляется в постепенном изменении размеров и формы рабочих поверхностей - основная причина поступления деталей авиационной техники в ремонт.

В настоящее время поиск и разработка новых способов восстановления и защиты поверхностей деталей являются актуальной задачей. Перспективным методом для ремонта и восстановления деталей является технология холодного газодинамического напыления [2, 3]. Данная технология нанесения покрытий расширяет возможности ремонта и увеличивает ресурс авиационной техники, а также позволяет формировать покрытия с наперед заданными свойствам.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целью данной работы является демонстрация возможностей технологии ХГН для ремонта и восстановления корпусных деталей из легких сплавов. Для достижения поставленной цели необходимо на примере корпусов из магниевых и алюминиевых сплавов с типовыми и наиболее распространенными поверхностными дефектами корпусных деталей авиационной техники отработать технологию восстановления поверхностей (подготовка поверхности к напылению, напыление покрытия, обработка полученного покрытия).

2 ТЕХНОЛОГИЯ ХОЛОДНОГО ГАЗОДИ-НАМИЧЕСКОГО НАПЫЛЕНИЯ

Холодное газодинамическое напыление (ХГН) — это процесс формирования металлических покрытий при соударении холодных (с температурой, существенно меньшей температуры плавления) металлических частиц, ускоренных сверхзвуковым газовым потоком до скорости несколько сот метров в секунду, с поверхностью обрабатываемой детали. Сущность метода состоит в том, что предварительно сформированную газопорошковую смесь с частицами размером 550 мкм ускоряют в сверхзвуковом потоке воздуха или иного газа (гелий, азот), с температурой существенно

меньшей температуры плавления материала частиц (To = 0,4-0,7Трт), и направляют на напыляемую поверхность [4, 5]. В результате ударного взаимодействия частиц с преградой на последней формируется покрытие из пластически деформированных частиц напыляемого порошка. Основным физическим механизмом ХГН является высокоскоростная деформация напыляемых частиц при ударе, приводящая к интенсивным сдвиговым течениям материала по границам контакта, и образованию адгезионно-когезионных связей [6]. Из этого следует, что физические особенности ХГН позволяют существенно расширить возможности методов нанесения покрытий порошковыми материалами и обусловливают разработку широкого круга технологий по нанесению покрытий различного функционального назначения: электропроводящих (электротехнические изделия), упрочняющих, коррозионностойких, температуро- и жаростойких [7].

Схематическое изображение процесса холодного газодинамического напыления низкого давления представлено на рисунке 1.

Основной особенностью ХГН является отсутствие высоких температур в процессе формирования металлических покрытий, следовательно, отсутствие окисления материалов частиц и основания процессов не равновесной кристаллизации, высоких внутренних напряжений в обрабатываемых деталях [8].

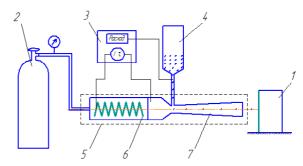


Рисунок 1. Схематическое изображение процесса ХГН: 1 — обрабатываемая деталь; 2 — источник сжатого воздуха; 3 — блок управления; 4 — порошковый дозатор; 5 — устройство для напыления; 6 — электрический нагреватель; 7 — сопло Лаваля

3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПРОЦЕСС ВОС-СТАНОВЛЕНИЯ

Технологический процесс (ТП) восстановления деталей — это процесс, содержащий целенаправленные действия по изменению определенного состояния детали с целью восстановления ее эксплуатационных свойств.

Технологическая схема нанесения покрытий ХГН представлена на рисунке 2 и состоит из следующих основных операций: контроль и подготовка порошка, контроль и подготовка поверхности, наладка оборудования, нанесение покрытия, дополнительная обработка покрытий, контроль напыленного изделия [9].

В работе [9] был разработан типовой технологический процесс восстановления и защиты корпусных деталей АТ на примере корпуса из магниевого сплава. ТП включает в себя устранение методом ХГН поврежденных поверхностей коррозией, а также других дефектов, а именно износы рабочих поверхностей, царапины, задиры, сколы, риски и т. п.

В процессе ремонта деталей были отработаны режимы нанесения восстановительных покрытий $X\Gamma H$, а также операции обработки полученных покрытий.

На рисунке 3 представлено схематическое изображение этапов процесса восстановления поверхностей в результате коррозии и механического повреждения.

На рисунке 4 представлены фотографии корпусных деталей с дефектами до и после восстановления холодным газодинамическим напылением: корпус коробки агрегатов из магниевого сплава со следами значительного коррозионного разрушения фланца (рис. 4a); корпус насоса из алюминиевого сплава со следами механического повреждения (рис. 4a); корпус дозатора из алюминиевого сплава с зарезом фрезой (рис. 4d).



Рисунок 2. Технологическая схема напыления покрытий методом XГН

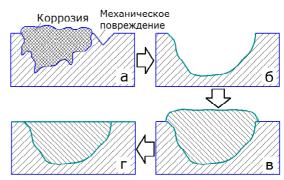


Рисунок 3. Схематическое изменение восстанавливаемых поверхностей: a — поверхность с дефектом; δ — подготовка к напылению; δ — напыление покрытия; ϵ — поверхность после механической обработки

После удаления продуктов коррозии, смазки и других следов эксплуатации, проводится визуальный контроль.

Следующий этап — это придание поверхностному дефекту формы, предотвращающей образование внутренних пустот при напылении. Подготовка поверхности проводилась механической обработкой путем разделки дефектов.

Следующий этап ТП — непосредственно напыление покрытия. В качестве материала порошка был выбран порошковый материал на основе алюминия Al+Zn+Al₂O₃. Размер частиц порошка 18...22 мкм. Технологические рекомендации по напылению коррозионностойкого восстановительного алюминиевого покрытия на детали из магниевых и алюминиевых сплавов были подобраны с целью достижения максимальной плотности покрытий, что обеспечит надежною защиту основного металла от коррозии.

Напыление восстановительного покрытия выполнялось на установке холодного газодинамического напыления низкого давления ДИМЕТ-405 со следующими режимами:

- давление торможения 0,8 МПа;
- температурный режим №5;
- расход порошка 5 г/с;
- дистанция напыления 15 мм.

Выбор технологических режимов напыления основан на использовании корреляционной карты влияния параметров напыления на свойства покрытий [10].

Физико-механические свойства полученных покрытий удовлетворяют предъявляемым требованиям. Результаты исследований свойств покрытий в данной работе не представлены, поскольку выходят за рамки поставленных целей и задач.

Механическая обработка полученных покрытий включала в себя придание восстанавливаемым поверхностям корпусов необходимой формы, геометрии и шероховатости. Обработку покрытия выполняют шлифованием, фрезерованием, а также допускается обработка ручным гравером с использованием бор-фрез. При обработке в



Рисунок 4. Фотографии корпусов до и после восстановления

случае обнаружения в покрытии образовавшихся пустот, операции разделки данного дефекта с последующим напылением необходимо повторить.

выводы

В работе представлены примеры восстановления корпусных деталей авиационной техники из магниевых и алюминиевых сплавов методом холодного газодинамического напыления низкого давления. Отработан технологический процесс напыления защитных и восстановительных покрытий на основе алюминия, обеспечивающий заданные физико-механические характеристики покрытий. Основными этапами процесса восстановления деталей являются: анализ поверхностного дефекта, подготовка поверхности для напыления, непосредственно процесс напыления покрытия и его последующая механическая обработка и контроль. В результате проделанной работы можно сделать вывод о больших перспективах технологии ХГН в развитии современного ремонтного производства и повышении ресурса деталей и узлов авиационной и других отраслей промышленности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Елисеев Ю. С. Химико-термическая обработка и защитные покрытия в авиадвигателестроении / Ю.С. Елисеев, Н.В. Абрамов, В.В. Крымов М.: Высшая школа, 1999. 525 с.
- [2]. Champagne V. K. Mainstreaming cold spray push for applications / V. K. Champagne, D. J. Helfritch // Surface Engineering. 2014. Vol. 30, №6. P. 396–403.
- [3]. Champagne V. K. Cold Spray Applications / V. K. Champagne, V. K. Champagne III C. Widener // Cold-Spray Coatings. 2018. P. 25—56.
- [4]. Papyrin A. Cold Spray Technology / A. Papyrin // Advanced Materials & Processes. September 2001. P. 49–51.
- [5]. Davis R. Handbook of Thermal Spray Technology [Text] / R. Davis ASM International and the Thermal Spray Society, 2004. 332 p.

- [6]. Bonding mechanism in cold gas spraying / H. Assadi, F. Gärtner, T. Stoltenhoff, H. Kreye // Acta Materialia, − 2003. − Vol. 51, № 15. − P. 4379–4394.
- [7]. Холодное газодинамическое напыление. Теория и практика / под ред. В. М. Фомина М.: Физматлит, 2010.— 545 с.
- [8]. Maev R. G. Low-Pressure Cold Spray (LPCS) / R. G. Maev, V. Leshchynsky // In: Cavaliere P. (eds) Cold-Spray Coatings. Springer, Cham, 2017. — P. 95–142.
- [9]. Шоринов А. В. Разработка технологического процесса восстановления корпусных деталей
- авиационной техники холодным газодинамическим напылением / А. В. Шоринов, С. Е. Маркович, А. И. Долматов // Авиационно-космическая техника и технология. 2017. N 9 (144). С. 98—102.
- [10]. Canales H. Statistical Analysis of the effect of process parameters and coatings properties in the low pressure cold spraying process / Canales H., Markovych S., Dolmatov A. // І́нтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ: тези доп. Всеукр. науковотехн. конф. 14—19 вересня 2014 р. Харків, 2014. С. 103.

Статья поступила в редакцию 07.05.2018

- **Шорінов О. В.** м. н. с. кафедри технологій виробництва авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, е-mail: shorinov1@gmail.com;
- **Маркович С. Є.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технологій виробництва авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, *e-mail: motor.khai@gmail.com*

ВІДНОВЛЕННЯ КОРПУСНИХ ДЕТАЛЕЙ З ЛЕГКИХ СПЛАВІВ ХОЛОДНИМ ГАЗОДИНАМІЧНИМ НАПИЛЮВАННЯМ

Мета роботи. Демонстрація можливостей технології холодного газодинамічного напилювання низького тиску для ремонту і відновлення корпусних деталей авіаційної техніки з легких сплавів.

Методи дослідження. Напилювання захисно-відновних покриттів на основі алюмінію на корпусні деталі авіаційної техніки з магнієвих і алюмінієвих сплавів виконано з використанням установки холодного газодинамічного напилювання низького тиску ДИМЕТ-405. Забезпечення заданого комплексу фізико-механічних властивостей покриттів, а саме адгезійної міцності, мікротвердості, мікроструктури, здійснюється з використанням кореляційної карти впливу технологічних режимів на властивості покриттів.

Отримані результати. На сьогодні розвиток ремонтного виробництва в напрямку створення технологій напилювання захисних та відновлювальних покриттів є актуальним завданням. Представлені можливості застосування технології холодного газодинамічного напилювання низького тиску для відновлення корпусних деталей авіаційної техніки на прикладі корпусу коробки приводів з магнієвого сплаву, корпусу насоса і корпусу дозатора з алюмінієвих сплавів. У випадку з корпусом з магнієвого сплаву крім відновлення пошкоджених ділянок фланцю від корозії, також забезпечується корозійний захист. Енерго- та ресурсозаощадлива технологія холодного газодинамічного напилювання передбачає використання недорогого мобільного технологічного обладнання для нанесення покриттів як в умовах виробництва, так і в «польових» умовах. Етапами технологічного процесу відновлення є: підготовка поверхні з пошкодженням до напилювання шляхом обдування піском, оброблення дефектів для забезпечення форми, що запобігає утворенню пустот, знежирення, безпосередньо напилювання з наступною механічною обробкою для отримання заданої геометрії і якості поверхні. Отримані результати розширюють можливості використання технології холодного газодинамічного напилювання захисних та відновлювальних покриттів як в автомобіле-, так і в авіадвигунобудуванні.

Наукова новизна. Розроблено новий підхід до проектування технологічних процесів формування відновних покриттів на корпусних деталях з легких сплавів (магнієві і алюмінієві сплави) на основі вибору технологічних режимів напилювання із застосуванням кореляційної карти, яку можна використовувати для аналізу впливу параметрів процесу на властивості покриттів.

Практична цінність. Технологія холодного газодинамічного напилювання може широко застосовуватись в ремонтному виробництві для формування захисних і відновлювальних покриттів. Розроблено технологічні рекомендації та відпрацьований технологічний процес відновлення корпусних деталей з легких сплавів холодним газодинамічних напилюванням.

Ключові слова: холодне газодинамічне напилювання; технологічний процес відновлення; захисні та відновлювальні покриття.

Shorinov O. V.Junior researcher of Dept. of Aircraft Engine Manufacturing Technologies, Kharkiv National Aerospace University, Kharkiv, Ukraine, *e-mail: shorinov1@gmail.com*:

Markovych S. E. Candidate of Technical Science, Assistant Professor of Dept. of Aircraft Engine Manufacturing Technologies, Kharkiv National Aerospace University, Kharkiv,

Ukraine, e-mail: motor.khai@gmail.com

RESTORATION PROCESS OF CASING PARTS MADE OF LIGHT ALLOYS USING COLD GAS-DYNAMIC SPRAYING

Purpose. Demonstration of the capabilities of a low-pressure cold gas-dynamic spraying technology for repair and restoration of aeronautical casing parts made of light alloys.

Methodology. Deposition of protective and restorative coatings based on aluminum on aeronautical casing parts made of light alloys such as magnesium and aluminum alloys was performed using the DYMET-405 low-pressure gas-dynamic spraying machine. Ensuring of the desired physical and mechanical properties of coatings such as adhesion strength, microhardness, microstructure is carried out using a correlation map of influence of technological modes on the properties of coatings.

Findings. Development of maintenance, repair, and overhaul processes (MRO) in the direction of creating technologies for the deposition of protective and restorative coatings is a crucial task to date. The possibilities of using low-pressure gas-dynamic spraying technology for restoration of aircraft casing parts are exemplified by the magnesium housing assembly, the aluminum pump and the dispenser housings. In case of the magnesium housing, in addition to restoring the damaged areas of the flange, corrosion protection is also provided. Energy-and resource-saving technology of cold gas-dynamic spraying provides utilization of low-cost portable technological equipment for coating application both in production and in "field" conditions. The restoration process stages are: preparation of the damaged surfaces by sand blasting, cutting the defects to form a cavity preventing and degreasing, coating application with subsequent machining to obtain a given geometry and surface quality. The obtained results expand opportunities of using the technology of cold gas-dynamic spraying of protection and restoration coatings both in automobile and aircraft engine manufacturing.

Scientific novelty. A new approach to design of technological processes for the formation of restoration coatings on the casing parts made of light alloys (magnesium and aluminum alloys) is developed based on the selection of technological spraying modes using a correlation map that can be used to analyze the influence of process parameters on the properties of coatings.

Practical value. The technology of cold gas-dynamic spraying can be widely used in repair production for the formation of protection and restoration coatings. Technological recommendations are developed and the technological process of restoration of the casing parts made of light alloys using cold gas-dynamic spraying is optimized.

Keywords: cold gas-dynamic spraying; restoration process; protection and restoration coatings.

REFERENCES

- [1]. Eliseev Ju. S. (1999). *Himiko-termicheskaja* obrabotka i zashhitnye pokrytija v aviadvigatelestroenii. Moskow: Vysshaja shkola.
- [2]. Champagne V. K., Helfritch D. J. (2014). Mainstreaming cold spray push for applications. *Surface Engineering*, *30* (6), 396–403.
- [3]. Champagne V.K., Champagne III V.K., Widener C. (2018). Cold-Spray Coatings: Recent Trends and Future perspectives. In P. Cavaliere (Ed.), *Cold Spray Applications* Cham, Switzerland: Springer International Publishing, 25–56.
- [4]. Papyrin A. (2001). Cold Spray Technology. *Advanced Materials & Processes*, 159 (9), 49–51.
- [5]. Davis R. (2004). *Handbook of Thermal Spray Technology*. Ohio, USA: ASM International and the Thermal Spray Society.
- [6]. Assadi H., Gärtner F., Stoltenhoff T., Kreye H. (2003). Bonding mechanism in cold gas spraying. *Acta Materialia*, *51* (15), 4379–4394.

- [7]. Fomin V. M. (2010). *Holodnoe gazodinamicheskoe napylenie. Teorija i praktika* . Moskow: Fizmatlit.
- [8]. Maev R. G., Leshchynsky V. (2018). Cold-Spray Coatings: Recent Trends and Future perspectives. In P. Cavaliere (Ed.), *Low-Pressure Cold Spray*, 95–142. Cham, Switzerland: Springer International Publishing.
- [9]. Shorinov A. V., Markovich S. E., Dolmatov A. I. (2017). Razrabotka tehnologicheskogo processa vosstanovlenija korpusnyh detalej aviacionnoj tehniki holodnym gazodinamicheskim napyleniem. *Aerospace technic and technology*, 9 (144), 98–102.
- [10]. Canales H., Markovych S., Dolmatov A. (2014). Statistical Analysis of the effect of process parameters and coatings properties in the low pressure cold spraying process. *Integrovani komp'juterni tehnologii v mashinobuduvanni (IKTM) : tezi dop. Vseukr. naukovo-tehn. Konf.* Kharkiv, Ukraine: National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", 103.

УДК 669.295:621.762

Павленко Д. В. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии авиационных двигателей Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, *e-mail: dvp1977dvp@gmail.com*

ЗАКОНОМЕРНОСТИ УПЛОТНЕНИЯ ТИТАНОВЫХ ПРЕССОВОК

Цель роботы. Установить основные закономерности уплотнения порошков титана марки ПТ5 на этапах прессования и спекания, а также закономерности распределения пористости в спеченных заготовках.

Методы исследования. Титановые прессовки получали путем холодного одностороннего прессования порошков при различных давлениях и последующего вакуумного спекания. Для исследования пористости прессовок на основе порошка титана марки ПТ5 использовали метод гидростатического взвешивания и анализа микрофотографий шлифов. Для обработки экспериментальных данных использовали методы математической статистики. Объектом исследования являлся процесс уплотнения титановых прессовок. Предметом исследования являлись закономерности изменения плотности и пористости прессовок, а также их геометрических размеров в зависимости от давления прессования.

Полученные результаты. Приведены результаты исследования распределения пористости в цилиндрических прессовках из порошка титана ПТ5 при одностороннем холодном прессовании и последующем вакуумном спекании. Установлены основные закономерности распределения пористости в спеченных прессовках и их локальных частях. Показано, что для прессовок диаметром 40 мм и высотой 70 мм минимальное значение пористости, после одностороннего прессования при давлении 700 МПа и спекания при температуре 1250 °C в течение 2,5 ч, наблюдается в центральной верхней части и составляет 4,5%. Максимальная пористость наблюдается в нижней части, в периферийной зоне. Среднее значение пористости составляет 8,8%, что свидетельствует о наличие преимущественно закрытых пор. Показано, что распределение пор в средней части прессовок подчиняется закону нормального распределения. На основании исследования плотности и геометрии прессовок после прессования с различными режимами и последующего вакуумного спекания установлены закономерности изменения пористости и размеров. Показано, что при давлении прессования больше 620...640 МПа последующее вакуумное спекание приводит к увеличению линейных размеров прессовок. Прессование при более низком давлении способствует формированию открытой пористости, что обеспечивает повышение плотности при спекании и усадке. На основании установленных закономерностей обоснован рациональный диапазон давления прессования. Определен параметр прессуемости исследованных порошков и установлено давление прессования, при котором обеспечивается получение беспористой (компактной) прессовки. Показано, что, учитывая эффекты появления вторичной пористости в проиессе спекания, для получения компактных спеченных заготовок, имеющих 100% плотность, технологический процесс должен включать операции деформационной обработки прессовок после спекания.

Научная новизна. Установлены закономерности изменения плотности, пористости и линейных размеров титановых прессовок в зависимости от давления прессования с учетом консолидации вакуумным спеканием.

Практическая ценность. На основании установленного распределения пористости в цилиндрических прессовках выполнен анализ пористости заготовок для выбора режимов интенсивной пластической деформации методом винтовой экструзии. Установлена рациональная величина давления прессования, при которой обеспечивается минимальное изменение линейных размеров прессовок в процессе спекания.

Ключевые слова: порошковая металлургия; титан; прессовка; прессование; спекание; давление; уплотнение; пористость; размер.

ВВЕДЕНИЕ

Повышение цен на энергетические ресурсы и необходимость сокращения вредных выбросов в окружающую среду способствуют поиску новых и развитию существующих энергосберегающих технологий во всех отраслях промышленности. Одной из актуальных задач, связанных со снижением стоимости производства газотурбинных двигателей (ГТД), является разработка ресурсо-

сберегающих технологий получения полуфабрикатов титановых сплавов различных марок и деталей из них. Это связано с широким применением в конструкции современных ГТД титановых сплавов, высокой стоимостью и значительными затратами энергетических ресурсов при их производстве и обработке, оказывающими негативное влияние на окружающую среду и, соответственно, себестоимости изделий.

© Павленко Д. В., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-X Так, например, для получения деформированного полуфабриката сложнолегированных титановых сплавов при применении традиционной технологии трехкратного переплава расходуемого электрода в вакуумной гарнисажной печи на выплавку 1 тонны титана используется около 80 МВт электрической энергии, а также порядка 270 кубических метров природного газа расходуется на подогрев сляба при дальнейшей деформационной обработке.

В связи с этим, в настоящее время являются актуальными задачи, связанные с развитием ресурсосберегающих технологий получения заготовок из титановых сплавов. Одна из таких технологий основана на методах порошковой металлургии. Спекание частиц порошков в твердой фазе и получение заготовок деталей машин, требующих минимальный объем механической обработки, делает технологию получения заготовок на основе методов порошковой металлургии не только конкурентоспособной в сравнении с технологией получения заготовок литьем, но и экономически обоснованной [1, 2, 3]. Интеграция современных технологий порошковой металлургии, интенсивной пластической деформации, высокоскоростного резания позволит значительно сократить затраты энергетических ресурсов на изготовление изделий из титановых сплавов, повысит их конкурентоспособность на мировом рынке высокотехнологичной продукции.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

Технологии порошковой металлургии и обработки порошковых заготовок высоким давлением исследуются и успешно применяются в различных отраслях промышленности уже достаточно давно [4, 5]. С использованием методов порошковой металлургии получают высокоточные заготовки из цветных и черных металлов для автомобильной, электротехнической и ряда других отраслей промышленности (рис. 1*a*). Однако, доля деталей, полученных из порошков, в авиационном двигателестроении незначительна, что является следствием ряда недостатков, свойственным спеченным материалам.



Рисунок 1. Заготовки, полученные методами порошковой металлургии для различных отраслей промышленности: a — детали машин, δ — лопатка направляющего аппарата ГТД; s — рычаг управления положением лопаток направляющего аппарата двигателя ТВЗ-117

Применительно к сложнолегированным титановым сплавам, в первую очередь, к ним следует отнести остаточную пористость, а также негомогенность структурного и фазового состава. Оба эти фактора значительно снижают уровень прочности изготавливаемых из них деталей и увеличивают рассеяние прочностных характеристик. Особенно данное условие проявляется при работе в условиях переменных нагрузок, свойственным авиационной технике [7]. По этой причине в настоящее время разрабатываются технологии получения из порошков лопаток статора компрессора $\Gamma T \coprod$ (рис. 16), рычагов управления положением лопаток направляющего аппарата (рис. 1в) и ряда других, работающих при незначительных статических нагрузках деталей.

Несмотря на это, применение технологий порошковой металлургии в авиадвигателестроении является весьма перспективным [8]. Залогом успешного развития являются развитие методов устранения пористости как в объеме, так и в поверхностном слое деталей, а также технологий оценки прочностной надежности порошковых заготовок с учетом особенностей морфологии порового пространства.

Установление и изучение закономерностей уплотнения спеченных титановых заготовок является актуальной задачей в связи с разработкой технологий их дальнейшего упрочнения путем обработки давлением [9, 10]. При этом могут применяться как традиционные методы обработки давлением, методы интенсивного пластического деформирования (ИПД), так и методы упрочнения поверхностных слоев деталей. Основной эффект упрочнения при этом достигается в основном за счет устранения пористости, а также при применении методов интенсивной пластической деформации.

Режим обработки спеченных заготовок должен определяться исходя из механических характеристик обрабатываемого материала и величины исходной пористости. Исследования, приведенные в работе [11] показывают, что исходная пористость заготовок является ключевым параметром в выборе величины противодавления при винтовой экструзии спеченных заготовок. Практический опыт винтовой экструзии также показал, что при нерациональных режимных параметрах процесса возможно как разрушение заготовок (рис. 2a), так и их успешная деформация (рис. 2δ).

Принимая во внимание тот факт, что исходные заготовки для ИПД методом винтовой экструзии изготавливаются из цилиндрических формовок электроэрозионным методом (рис. 3), необходимо оценить равномерность распределения пористости в их объеме.



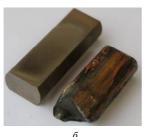


Рисунок 2. Общий вид титановых образцов в исходном состоянии; разрушившихся в процессе деформации (a) и после 5-ти циклов деформации винтовой экструзией (δ)

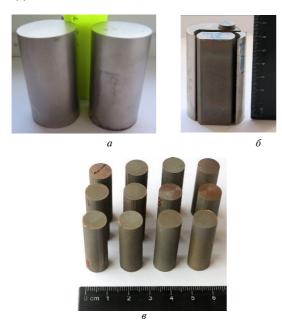


Рисунок 3. Общий вид прессовок после спекания (a), вырезка заготовок из прессовок для ИПД (b) и цилиндрические образцы для исследования распределения пористости (b)

Особенности плотности формовок при различных условиях прессования изучались как отечественными, так и зарубежными исследователями. Известно [12], что при формовании порошков и порошковых смесей в одностороннем прессовании в жестких пресс-формах наблюдается линейный закон изменения пористости от верхнего торца прессовки, взаимодействующего с пуансоном, к нижнему. Наличие трения частиц порошка о стенки прессовки и различие в условиях деформации частиц также приводят к неравномерности пористости в радиальном направлении.

На изменение плотности и пористости прессовок в зависимости от давления прессования, а также на их изменение при спекании указывают авторы работы [13]. В этой и ряде других работ показано, что изучение закономерностей уплотнения является важным аспектом для обеспечения точности изготавливаемых метолом порошковой металлургии деталей. Изменение линейных размеров спекаемых заготовок может оказывать значительное влияние на их точность. Необходимо отметить, что в зависимости от параметров применяемых порошков, режимов прессования и спекания возможно как уменьшение, так и увеличение размеров заготовок. При этом, несмотря на достаточно большое количество исследований, посвященных моделированию процесса компактирования порошков, например [14, 15 и др.], исследования порошков титана, полученных методом механического размола титановой губки, применяемые для получения спеченных заготовок в авиадвигателестроении [16] весьма ограничены.

2 ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Цель роботы — установление основных закономерностей уплотнения порошков титана марки ПТ5 на этапах прессования и спекания, а также закономерностей распределения пористости в спеченных заготовках. Для ее достижения были решены задачи, связанные с исследованием распределения пористости в объеме заготовки после прессования на различных масштабных уровнях, а также их эволюции в зависимости от режима прессования и спекания.

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДО-ВАНИЙ

Исследования выполняли для порошков титана марки ПТ5, полученного из отсева нефракционных частиц в процессе разделки блока титана губчатого производства Запорожского титаномагниевого комбината [16]. Порошки соответствовали ТУ У14-10-026-98 и до использования хранились в закрытой таре. Для получения сплава ВТ8 использовали порошковую смесь, полученную путем смешивания порошка основы с порошками легирующих элементов в барабанесмесителе. Компактирование выполняли односторонним прессованием в жестких пресс-формах при комнатной температуре. Давление прессования цилиндрических заготовок, используемых для изготовления заготовок для ИПД винтовой экструзией, составляло 700 МПа. Спекание выполняли в вакууме при температуре 1250 °C. Продолжительность изотермической выдержки в вакуумной печи составляла 2,5 часа. Охлаждение заготовок выполняли совместно с печью. Для обеспечения требуемого химического состава прессовок вводили легирующие элементы в виде порошков чистых металлов.

Исследование пористости выполняли методом гидростатического взвешивания. Использовали весы с погрешностью 0,01 г. Поверхность образцов при погружении в дистиллированную воду защищали слоем парафина. При расчете пористости плотность компактного тела принимали равной плотности сплава BT1-0, составляющей $4510~{\rm kr/m^3}$. Оценку пористости по микрофотографиям выполняли при помощи программы Image-Pro Plus.

Для оценки уплотняемости порошков в соответствии с рекомендациями [17] выполняли одностороннее прессование в жесткой пресс-форме диаметром 20 мм. Навеску порошков выбирали таким образом, чтобы высота формовок была соизмерима с диаметром. Прессование выполняли при трех различных усилиях, соответствующих давлению прессования 300, 500 и 700 МПа. Измерение диаметра формовок до и после спекания выполняли микрометром с точностью 1 мкм. Диаметр прессовки контролировали в трех различных сечениях. По результатам измерений рассчитывали среднее значение размера и стандартное отклонение с учетом объема выборки измерений для уровня доверительной вероятности 95%. Выполняли не менее трех прессовок при каждом из исследованных усилий прессования. Результаты измерений усредняли. Для прессовок контролировали массу, геометрические размеры, плотность и пористость до и после спекания.

4 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ АНАЛИЗ

Для оценки распределения пористости в пределах спеченной прессовки высотой 70 мм и диаметром 40 мм (рис. 4*a*), используемой для последующего изготовления заготовок для ИПД методом винтовой экструзии, после вакуумного спекания, электроэрозионным методом вырезали 20 цилиндрических образцов диаметром 12 мм и высотой 30 мм (рис. 3*a*). Для каждого образца определяли значение общей пористости по результатам трех измерений методом гидростатического взвешивания. Значение пористости для различных зон прессовки после спекания и изолинии распределения показаны на рис. 4.

Гистограмма распределения пористости в объеме прессовки (рис. 5) указывает на хорошее соответствие закона распределения функции Gumbel, плотность распределения для которой определяется выражением:

$$f(x) = \frac{1}{b} \cdot e^{\frac{x-a}{b}} \cdot e^{e\left[-\frac{x-a}{b}\right]} . \tag{1}$$

Несоответствие установленного закона распределения пористости в объеме спеченной прессовки нормальному распределению объясняется наличием закономерностей формирования порового пространства в ее различных частях.

Так, минимальное значение пористости характерно для верхней части спеченного полуфабриката, контактирующего с пуансоном и составляет 4,5%, при этом, как и свойственно одностороннему прессованию, величина пористости увеличивается по мере приближения к основанию прессовки (рис. 4ϕ), где составляет 20,2%.

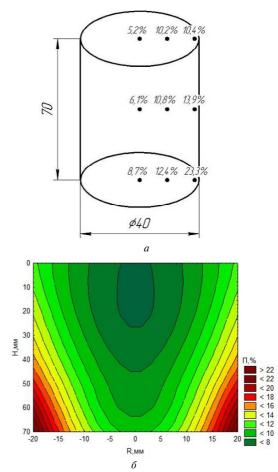


Рисунок 4. Распределение пористости в объеме спеченной прессовки (давление прессования 700 МПа (a) и изолинии распределения пористости (сплайновая интерполяция) (a)

С учетом установленного закона распределения среднее значение пористости в спеченной прессовке составляет 8,8%, что свидетельствует о наличие преимущественно закрытых пор. Распределение пористости в радиальном направлении прессовки также неравномерно. Минимальное значение характерно для центральной зоны, максимальное — для периферийной. Таким образом, максимальная пористость соответствует периферийным зонам прессовки в нижнем сечении, контактирующем при прессовании с неподвижным

пуансоном. Наблюдаемые закономерности обусловлены действием сил трения между пуансонами и стенками пресс-формы.

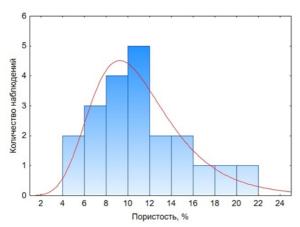
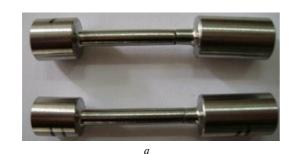


Рисунок 5. Эмпирическое и теоретическое распределение пористости в прессовке после спекания (распределена Gumbel a = 8,9335; b = 3,1459)

Пористость определяли для 20-ти отдельных зон по макрофотографиям поперечного сечения рабочей зоны образца (рис. 6δ).



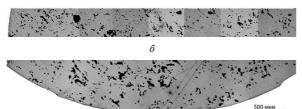


Рисунок 6. Общий вид образца, вырезанного из центральной части спеченной прессовки (a) и макрофотография поперечного сечения в рабочей зоне в центральной (δ) и периферийной (a) частях

Анализ статистических данных распределения пористости показал, что плотность вероятности ее распределения подчиняется нормальному закону (рис. 7), что свидетельствует о их случайном характере. Средняя пористость составляет 8...9%, в то время как в образце присутствуют локальные участки с пористостью 4...5% и 13...14%. При этом минимальная пористость наблюдается для периферийной части образца (рис. 6в), что, вероятно, является следствием уплотнения повер-

хностного слоя под действием силы резания в процессе механической обработки.

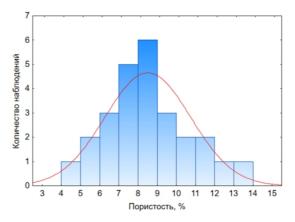


Рисунок 7. Гистограмма распределения пористости в поперечном сечении цилиндрического образца из средней части спеченной прессовки

Таким образом, установленные закономерности распределения пористости в объеме цилиндрической прессовки и на макроуровне показывают, что вырезка заготовки для ИПД методом винтовой экструзии из центральной части спеченной прессовки обеспечивает разность величины пористости между ее верхней и нижней частью не более 3,5%, а средняя пористость заготовки находится в диапазоне 8...9%. Это позволяет, исходя из рекомендаций работы [11], оценить режимные параметры винтовой экструзии, основными из которых являются давление и противодавление прессования.

Очевидно, что в случае серийного или массового производства деформированных титановых полуфабрикатов по технологии ИПД спеченных заготовок методом винтовой экструзии [18], вырезка заготовок из цилиндрических прессовок является нерациональной с точки зрения коэффициента использования материала и трудоёмкости. Перспективным является использовать основное преимущество технологии порошковой металлургии и выполнять прессование заготовок, форма и размеры которых соответствуют заготовкам для винтовой экструзии. Изменение размеров и пористости прессовок в процессе прессования и спекания затрудняет выбор режимов компактирования для получения точных заготовок.

Для изучения особенностей изменения пористости и геометрии прессовок после прессования с различным давлением и спеканием, выполняли прессование образцов диаметром 20 мм при различном давлении (рис. 8). После прессования все образцы спекали в вакуумной печи одновременно.

Результаты исследования пористости прессовок, прессование которых выполняли с различным давлением до и после спекания, а также их геометрических размеров, позволили оценить уп-

рочняемость порошка и установить основные закономерности изменения пористости в процессе компактирования и консолидации вакуумным спеканием (рис. 9, 10).

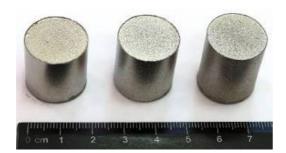


Рисунок 8. Общий вид образцов спрессованных при различном давлении

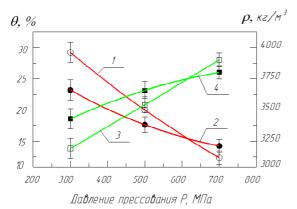


Рисунок 9. Зависимость пористости (и) и кажущейся плотности (с) прессовок от давления прессования: 1 — пористость до спекания; 2 — пористость после спекания; 3 — кажущаяся плотность до спекания; 4 —кажущаяся плотность после спекания

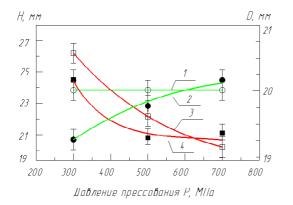


Рисунок 10. Зависимость высоты (H) и диаметра (D) прессовок от давления прессования: 1 — диаметр до спекания; 2 — диаметр после спекания; 3 — высота до спекания; 4 — высота после спекания

Анализ зависимости пористости от давления прессования показывает (рис. 9), что с увеличением давления пористость прессовок уменьшается. Последующее вакуумное спекание приводит к изменению пористости, однако его влияние неоднозначно и определяется величиной

давления, при котором получена прессовка. Так, для прессовок, компактирование которых выполняли при давлении не более 620...640 МПа, спекание приводило к уменьшению пористости и, соответственно, увеличению кажущейся плотности. Для прессовок, полученных прессованием при более высоком давлении, пористость при спекании увеличивалась, наблюдалось их разуплотнение (рис. 9).

Исследование геометрии прессовок также позволило установить неоднозначное влияние давления предварительного прессования. Для прессовок, полученных при давлении прессования не превышающем 620...640 МПа, при спекании наблюдается уменьшение диаметра и высоты. При более высоких давлениях прессования диаметр и высота прессовок увеличивались (рис. 10).

Установленные закономерности могут быть объяснены наличием в порах газа, а также газовыделением с их поверхности в процессе спекания. При этом давление прессования оказывает влияние на характер порового пространства прессовок. При давлении ниже 620...640 МПа в прессовке формируется преимущественно открытые, взаимно сообщающиеся поры. Увеличение давления прессования приводит к их захлопыванию. Таким образом, при спекании открытые поры захлопываются, так как имеют возможность для выхода газов. Наблюдается усадка заготовок. Из закрытых пор газы не имеют возможность свободно выйти и, таким образом, в результате их расширения кажущаяся плотность заготовки уменьшается, а пористость незначительно увеличивается. Наблюдается увеличение линейных размеров прессовок. Эффект появления газовой пористости особенно проявляется при использовании в составе шихты гидрированного титана [19].

Причиной увеличения размеров может являться также появление, свойственной для сложнолегированных сплавов, диффузионной пористости, вызванной различной скоростью диффузии порошков легирующих элементов при твердофазном спекании.

Для описания зависимости, связывающей плотность прессовок и давление прессования, использовали известное уравнение М.Ю. Бальшина, которое описывает процесс уплотнения порошковых материалов в широком диапазоне изменения указанных характеристик [20]. В логарифмической форме оно может быть записано в виде:

$$lg(P) = m \cdot lg(\overline{\rho}) + lg(P_{\text{max}}),$$
 (2)

где P — давление прессования; МПа; P_{\max} — давление прессования, обеспечивающее получение беспористой (компактной) прессовки, МПа; $\bar{\rho}$ — относительная плотность прессовки; %; m — по-казатель прессуемости, зависящий от свойств порошка.

Зависимость (2) для исследованных прессовок имеет вид:

$$lg(P) = lg(\overline{\rho}) + 3.82. \tag{3}$$

Значение показателя прессуемости для исследованных порошков близко к единице, а расчетное давление, необходимое для получения беспористой заголовки, составляет 6,6·10³ МПа. Полученная расчетная величина давления указывает на то, что ее достижение для прессования полуфабрикатов, размер которых достаточен для изготовления деталей ГТД, возможно при использовании прессового оборудования большой мощности. Так, например, для рассмотренных заготовок диаметром 20 мм расчет по формуле (3) показывает, что для получения компактной заготовки, плотность которой соответствует плотности литого титана, прессование должно выполняться при усилии не менее $2,07\cdot10^3$ кН. Однако, с учетом установленных закономерностей уменьшения плотности для прессовок, полученных при высоком давлении за счет появления вторичной пористости (газовой и диффузионной), получение абсолютно компактных заготовок после спекания в твердой фазе является труднодостижимой задачей.

5 ВЫВОДЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬ-НЕЙШИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Исследования плотности и геометрии спеченных титановых прессовок на различных масштабных уровнях, а также в зависимости от усилия прессования, позволили установить основные закономерности уплотнения на этапах компактирования и консолидации.

Установлено, что минимальное значение пористости прессовки диаметром 40 мм и высотой 70 мм после одностороннего прессования при давлении 700 МПа и спекания при температуре 1250°С в течение 2,5 ч. наблюдается в центральной верхней части и составляет 4,5%. Максимальная пористость наблюдается в нижней части в периферийной зоне и составляет 20,2%. Среднее значение пористости составляет 8,8%, что свидетельствует о наличии преимущественно закрытых пор.

Установлено, что пористость в центральной части прессовок после спекания подчиняется закону нормального распределения, что свидетельствует об их случайном характере. Средняя величина пористости составляет 8...9%, в то время как в образце присутствуют локальные участки с пористостью 4...5% и 13...14%. Установлено наличие поверхностного уплотненного слоя в результате воздействия на него силы резания при механической лезвийной обработке.

Установлены зависимости, связывающие величину кажущейся плотности и пористости, а также геометрических размеров прессовок в различном состоянии с давлением прессования. Показано, что при давлении прессования более

620...640 МПа последующее вакуумное спекание приводит к формированию закрытых пор и увеличению геометрических размеров прессовок за счет появление вторичной пористости. Прессование при более низких давлениях способствует формированию открытой пористости, что обеспечивает повышение плотности при спекании и усадки прессовок.

На основании установленных закономерностей уплотняемости, связывающей плотность прессовок и давление прессования установлено, что величина давления, необходимого для получения компактных прессовок из исследованного порошка составляет не менее 6,6·10⁵ МПа. Установленное значение давления прессования для заготовок средних размеров делает процесс получения компактных заготовок в условиях серийного производства нерациональным, так как для его обеспечения требуется прессовое оборудование большой мощности. Явления, протекающие в прессовках, полученных при большом давлении в процессе твердофазного спекания, не позволяют получать заготовки со 100% плотностью.

Таким образом, для эффективного уплотнения прессовок из порошков на основе титана и получения компактных заготовок деталей авиационных двигателей в условиях серийного производства, рациональным является дополнительное применение методов обработки давлением спечённых прессовок, наиболее эффективно устранение остаточной пористости могут обеспечивать методы, реализующие интенсификацию сдвиговых деформаций.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Производство титановых сплавов и деталей экономичным методом порошковой металлургии для широкомасштабного промышленного применения /О. М. Ивасишин, Д. Г. Саввакин, К. А. Бондарева, и др. // Наука та інновації. 2005. Т 1. —№2. С. 44—57.
- [2]. Martin Jackson Titanium 21st century // Materials world. № 3. 2007. P. 32–34.
- [3]. George Zheng CHEN The FFC cambridge process for metal production: principle, practice and prospect: 3rd International Slag Valorisation Symposium transition to sustainable materials management 19–20 March 2013 Leuven, Belgium. P. 217–233.
- [4]. Green strength of powder compacts provided for production of highly porous titanium parts / Laptev A., O. Vyal, M. Bram, H. P. Buchkremer, D. Stover // Powder Metallurgy. 2005. Vol. 48. № 4. P. 358–364.
- [5]. Бриджмен П. Исследование больших пластических деформаций и разрыва. Пер. с англ. М.: Изд-во иностр. лит-ры, 1955. 444 с.
- [6]. Инновационные технологические решения [Электронный ресурс] Режим доступа на 09.05.2018 http://www.kodamet.com.

- [7]. Сопротивление усталости сплава Ti-6Al-4V, полученного методом порошковой металлургии / О.М. Ивасишин, К.А. Бондарева, В.И. Бондарчук, и др. // Проблемы прочности. 2004. № 3. С. 5—13.
- [8]. Современные технологии в производстве газотурбинных двигателей / Под ред. А. Г. Братухина, Г. К. Язова, Б.Е. Карасева. М.: Машиностроение, 1997. —416 с.
- [9]. Matthieu Bardet. Processing of titanium-based composite materials with nanosized TiC and TiB reinforcements using different powder metallurgy processes: hydrogenation/dehydrogenation sintering, and severe plastic deformation (Equal Channel Angular Pressing: ECAP). Material chemistry. University de Bordeaux, 2014. English.
- [10]. Павленко Д. В. Методология обработки давлением спеченных сплавов при изготовлении деталей газотурбинных двигателей / Д. В. Павленко // Вестник двигателестроения. 2017. №1. С. 83—92.
- [11]. Kuz'mov A. V. Analysing the twist extrusion of porous blanks using modified theories of plasticity for porous bodies / A. V. Kuz'mov, M. B. Shtern, E. G. Kirkova, Ya. E. Beygel'zimer, D. V. Pavlenko // Powder Metallurgy and Metal Ceramics. − 2016. − Vol. 54, № 11−12. − P. 631−640.
- [12]. Vamsi Krishna B. Inferences on plastic properties and coefficient of friction during simultaneous compression deformation of dissimilar sintered powder metallurgical preforms / B. Vamsi Krishna, P. Venugopal, K. Prasad Rao // Materials Science and Technology. — 2004. — Vol. 20, Issue 3. — P. 322—334.

- [13]. Compacting of metal powders [Электронный ресурс] Режим доступа на 18.05.2018 https://mail.pk.edu.pl/~mnykiel/iim/KTM/MP/DOWNLOAD/pdf/CHAPT04.PDF.
- [14]. Sinka I.C. Modelling Powder Compaction / I. C. Sinka // KONA. 2007. Vol. 25. P. 4–22.
- [15]. A modified Drucker-Prager Cap model for die compaction simulation of pharmaceutical powders. / L.H. Han, J.A. Elliott, A.C. Bentham, et al. // International Journal of Solids and Structures. − 2008. − Vol. 45, №10. − P. 3088−3106.
- [16]. Павленко Д. В. Влияние параметров порошков титана на прочность спеченных полуфабрикатов /Д. В. Павленко // Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні. 2014. —№2. С. 87—92.
- [17]. ГОСТ 25280-90 Порошки металлические. Метод определения уплотняемости. М.: Изд-во стандартов, 1991. 15 с.
- [18]. Совершенствование технологических процессов и оснастки для деформирования порошковых заготовок с применением интенсивной пластической деформации / А. Ф. Тарасов, Я. Ю. Бейгельзимер, Д. В. Павленко, М. Б. Штерн //Обработка материалов давлением. 2015. №2 (41). С. 336—344.
- [19]. Robertson I. M. Swelling during sintering of titanium alloys based on titanium hydride powder / I. M. Robertson, G. B. Schaffer // Powder Metallurgy.
 2010. Vol 53. №1. P. 27–33.
- [20]. Цеменко В. Н. Процессы порошковой металлургии / Цеменко В. Н. Теория и физические основы уплотнения порошковых материалов. Санкт-Петербург: СПБГПУ. 2005. 126 с.

Статья поступила в редакцию 28.05.2018

Павленко Д. В. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технології авіаційних двигунів Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна *e-mail: dvp1977dvp@gmail.com*

ЗАКОНОМІРНОСТІ УЩІЛЬНЕННЯ ТИТАНОВИХ ПРЕСОВОК

Мета роботи. Встановлення основних закономірностей ущільнення порошків титану марки ПТ5 на етапах пресування та спікання, а також закономірностей розподілу пористості в спечених заготових

Методи дослідження. Титанові пресовки одержували шляхом холодного однобічного пресування порошків при різних тисках і наступного вакуумного спікання. Для дослідження пористості пресовок на основі порошку титану марки ПТ5 використовували метод гідростатичного зважування та аналізу мікрофотографій шліфів. Для обробки експериментальних даних використовували методи математичної статистики. Об'єктом дослідження був процес ущільнення титанових пресовок. Предметом дослідження були закономірності зміни щільності та пористості пресовок, а також їх геометричних розмірів залежно від тиску пресування.

Отримані результати. Приведені результати дослідження методом гідростатичного зважування розподілу пористості в циліндричних пресовках з порошку титану ПТ5 при однобічному холодному пресуванні та наступному вакуумному спіканні. Встановлено основні закономірності розподілу пористості в спечених пресовках та їх локальних частинах. Показано, що для пресовок діаметром 40 мм та висотою 70 мм мінімальне значення пористості після однобічного пресування при тиску 700 МПа та спікання при температурі 1250 °C протягом 2,5 ч. спостерігається в центральній верхній частині і

становить 4,5%. Максимальна пористість спостерігається в нижній частині, в периферійній зоні. Середнє значення пористості становить 8,8%, що свідчить про наявність переважно закритих пор. Показано, що розподіл пор у середній частині пресовок підкоряється закону нормального розподілу. На підставі дослідження щільності і геометрії пресовок після пресування з різними режимами та наступного вакуумного спікання, встановлено закономірності зміни пористості та розмірів. Показано, що при тиску пресування більше ніж 620...640 МПа наступне вакуумне спікання приводить до збільшення лінійних розмірів пресовок. Пресування при більш низькому тиску сприяє формуванню відкритої пористості, що забезпечує підвищення щільності при спіканні і усадці. На підставі встановлених закономірностей, обґрунтовано раціональний діапазон тиску пресування. Визначено параметр пресованості досліджених порошків і встановлено тиск пресування, при якому забезпечується одержання беспористої (компактної) пресовки. Показано, що, враховуючи ефекти появи вторинної пористості в процесі спікання, для одержання компактних спечених заготовок, які мають 100% щільність, технологічний процес повинен включати операції деформаційної обробки пресовок після спікання.

Наукова новизна. Встановлені закономірності зміни щільності, пористості та лінійних розмірів титанових пресовок залежно від тиску пресування з урахуванням консолідації вакуумним спіканням.

Практична цінність. На підставі встановленого розподілу пористості в циліндричних пресовках виконано аналіз пористості заготовок для вибору режимів інтенсивної пластичної деформації методом гвинтової екструзії. Встановлено раціональну величину тиску пресування, при якій забезпечується мінімальна зміна лінійних розмірів пресовок у процесі спікання.

Ключові слова: порошкова металургія; титан; пресовка; пресування; спікання; тиск; ущільнення; пористість; розмір.

Pavlenko D. V.

Ph.D, Associate Professor, Associate Professor of the Aircraft Engines Technologies Department of Zaporizhzhia National Technical University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: dvp1977dvp@gmail.com

REGULARITIES OF TITANIUM COMPACTS COMPACTION

Purpose. The purpose of this paper is to establish the main regularities of compaction of titanium powders of $\Pi T5$ grade at the stages of pressing and sintering as well as regularities of porosity distribution in sintered billets.

Methodology. Titanium compacts were produced by cold single-sided pressing of powders at various pressures. The compacts were sintered in vacuum. Porosity of the compacts was investigated by hydrostatic weighing. Method of analyzing of microphotographs of thin sections was also used. Methods of mathematical statistics were used to process the experimental data. The object of study was the process of titanium compacts compaction. The subject of study were the regularities of density and porosity changes of compacts, as well as their geometric dimensions.

Findings. The results of study of the porosity distribution in cylindrical compacts of IT5 titanium powder with unilateral cold pressing and vacuum sintering are presented. The main regularities in porosity distribution in sintered compacts and their local parts are established. It is shown that for compacts with a diameter of 40 mm and a height of 70 mm the minimum value of porosity after single-sided pressing at 700 MPa and sintering at 1250 °C for 2.5 hours is observed in the central upper part. The porosity in this part of the compact is 4.5%. The maximum value of porosity is observed in the lower part of the peripheral zone of the compact. The average value of porosity is 8.8%. This indicates the presence of predominantly closed pores. It is shown that the distribution of pores in the middle part of the compacts obeys the law of normal distribution.

Based on the research of density and geometry of compacts after pressing at different modes and vacuum sintering, regularities in the change of porosity and size have been established. It is shown that at a compacting pressure of more than 620 to 640 MPa vacuum sintering leads to the increase in linear dimensions of the compacts. Compaction at the lower pressure promotes the formation of open porosity. This provides an increase in density during sintering and shrinkage. The rational range of compaction pressure is justified. The compressibility parameter of the observable powders is determined. Compacting pressure at which a nonporous compact can be obtained is established. It is shown that, taking into account the effects of the appearance of a secondary porous during sintering, to obtain the compact billets having a 100% density, the technological process should include deformation processing of compacts after sintering.

Scientific novelty. The regularities of density, porosity and linear dimensions change of titanium compacts are determined depending on the compaction pressure, taking into account vacuum sintering consolidation.

Practical value. Based on the established distribution of porosity in cylindrical compacts, the analysis of porosity of the billets for selection of the modes of intensive plastic deformation by twist extrusion is performed. A rational value of the compaction pressure which ensures a minimal change in linear dimensions of the compacts during the sintering process is established.

Keywords: powder metallurgy, titanium, compact, pressing, sintering, pressure, compaction, porosity, size.

REFERENCES

- [1]. Ivasishin O. M., Savvakin D. G., Bondareva, K. A., (2005) Proizvodstvo titanovykh splavov i detalei ekonomichnym metodom poroshkovoi metallurgii dlya shirokomasshtabnogo promyshlennogo primeneniya. *Nauka ta innovatsii*, 1(2), 44–57.
- [2]. Jackson M. (2007) Titanium 21st century. Materials world, 3, 32–34.
- [3]. Zheng Chen G. (2013, 19-20 March) The FFC cambridge process for metal production: principle, practice and prospect: 3rd International Slag Valorisation Symposium transition to sustainable materials management. 217–233.
- [4]. Laptev A. Vyal, O. Bram, M. Buchkremer, H. P. Stover D. (2005) Green strength of powder compacts provided for production of highly porous titanium parts. Powder Metallurgy, 48(4), 358–364.
- [5]. Bridzhmen P. (1955) Issledovanie bol'shikh plasticheskikh deformatsij i razryva. Moscow, 444.
- [6]. CODA (2018) Innovatsionnye tekhnologicheskie resheniya Retrieved from http://www.kodamet.com.
- [7]. Ivasishin O. M., Bondareva K. A., Bondarchuk V. I. (2004) Soprotivlenie ustalosti splava Ti-6Al-4V, poluchennogo metodom poroshkovoj metallurgii. *Problemy prochnosti*. 3, 5–13.
- [8]. Bratukhina A. G., Yazova G. K., Karaseva B. E. (Eds) (1997) Sovremennye tekhnologii v proizvodstve gazotur-binnykh dvigatelei, Moscow, Mashinostroenie, 416.
- [9]. Matthieu Bardet (2014) Processing of titanium-based composite materials with nanosized TiC and TiB reinforcements using different powder metallurgy processes: hydrogenation/dehydrogenation sintering, and severe plastic deformation (Equal Channel Angular Pressing: ECAP). Material chemistry. University de Bordeaux.
- [10]. Pavlenko D.V. (2017) Metodologiya obrabotki davleniem spechennykh splavov pri izgotovlenii detalei gazoturbinnykh dvigatelei, *Vestnik dvigatelestroeniya*, 1, 83–92.

- [11]. Kuz'mov A. V., Shtern M. B., Kirkova E. G., Beygel'zimer Ya. E, Pavlenko D. V. (2016) Analysing the twist extrusion of porous blanks using modified theories of plasticity for porous bodies. *Powder Metallurgy and Metal Ceramics*. 54 (11–12), 631–640.
- [12]. Vamsi Krishna B., Venugopal P., Prasad Rao K. (2004) Inferences on plastic properties and coefficient of friction during simultaneous compression deformation of dissimilar sintered powder metallurgical preforms. Materials Science and Technology, 20(3), 322–334.
- [13]. Compacting of metal powders (2018) Retrieved from https://mail.pk.edu.pl/~mnykiel/iim/KTM/MP/DOWNLOAD/pdf/CHAPT04.PDF.
- [14]. Sinka. I.C. (2007) Modelling Powder Compaction. KONA. 25, 4–22.
- [15]. Han L.H., Elliott J.A., Bentham A.C., Mills A., Amidon G.E., Hancock B.C. (2008) A modified Drucker-Prager Cap model for die compaction simulation of pharmaceutical powders. *International Journal of Solids and Structures*, 45(10), 3088–3106.
- [16]. Pavlenko D.V. (2014) Vliyanie parametrov poroshkov titana na prochnosť spechennykh polufabrikatov. *Novi materiali i tekhnologii v metalurgii ta mashinobuduvanni*, 2, 87–92.
- [17]. GOST 25280-90 Poroshki metallicheskie. Metod opredeleniya uplotnyaemosti. Moscow: Izd-vo standartov, 1991, 15.
- [18]. Tarasov A. F., Beigel'zimer Ya. Yu., Pavlenko D. V., Shtern M. B. (2015) Sovershenstvovanie tekhnologicheskikh protsessov i osnastki dlya deformirovaniya poroshkovykh zagotovok s primeneniem intensivnoi plasticheskoi deformatsii. *Obrabotka materialov dayleniem*, 2(41), 336–344.
- [19]. Robertson I. M., Schaffer G. B. (2010) Swelling during sintering of titanium alloys based on titanium hydride powder. *Powder Metallurgy*, 53 (1), 27–33.
- [20]. Tsemenko V. N. (2005) Protsessy poroshkovoi metallurgii. *Teoriya i fizicheskie osnovy uplotneniya poroshkovykh materialov* Sankt-Peterburg: SPBGPU.

УДК 621.831

Кравцов В. В.

аспирант Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, *e-mail: ki70791@gmail.com*

ДВОЙНАЯ ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС ГЛАВНЫХ ВЕРТОЛЕТНЫХ РЕДУКТОРОВ

Цель работы. Оценка влияния последовательных этапов химико-термической обработки (цементация + азотирование) на качество изготовления зубчатых колес из стали $16X3HB\Phi MБ-III$ главных вертолетных редукторов.

Методы исследования. Микроструктура образцов зубчатых колес из стали 16Х3НВФМБ-III главных вертолетных редукторов исследовалась на оптическом металлографическом микроскопе модели «Axio Observer. Dlm» (фирма «Karl Zeis», производитель Германия), оснащенного камерой ARTCAM-300MI (3M pixels progressive USB2/0 COLOR CMOS CAMERA); съемка образцов выполнена в отраженном свете по методам светлого поля. Механические свойства образцов зубчатых колес из стали 16Х3НВФМБ-III после XTO определялись по стандартной методике при испытании на растяжение по ГОСТ 1497-84 на машине INSTRON-8801.

Полученные результаты. В работе, на основе результатов экспериментальных исследований, показано влияние двойной химико-термической обработки на микротвердость, микроструктуру и механические свойства зубчатых колес из стали 16X3HBФMБ-Ш главных вертолетных редукторов.

Научная новизна. В данной работе экспериментально установлено влияние последовательных этапов (цементация + азотирование) химико-термической обработки на параметры качества контактных поверхностей зубчатых колес из стали 16ХЗНВФМБ-Ш главных вертолетных редукторов.

Практическая ценность. На основании полученных результатов эксперимента возможно разработать рациональный технологический процесс изготовления зубчатых колес из стали 16ХЗНВФМБ-Ш главных вертолетных редукторов, обеспечивающий высокие эксплуатационные характеристики.

Ключевые слова: главный вертолетный редуктор; зубчатые колеса; двойная химико-термическая обработка; микроструктура цементированного слоя; микроструктура азотированного слоя; механические свойства зубчатых колес; экспериментальные данные.

ВВЕДЕНИЕ

Изготовление зубчатых колес — многооперационный технологический процесс, где операции горячей пластической деформации и механической обработки сочетаются с операциями термической обработки заготовок и химико-термической обработки (ХТО) деталей. Зубчатые колеса вертолетных редукторов относятся к числу наиболее сложных в технологическом отношении деталей. При их изготовлении число операций и переходов достигает нескольких десятков. Сложная и ажурная конфигурация зубчатых колес, минимальные припуски существенно усложняют процессы термической и механической обработки, требуют тщательного их выполнения [1].

Работоспособность зубчатых колес в решающей степени зависит от точности изготовления и качества поверхностного слоя зубьев, которое должно быть высоким, чтобы в условиях действия больших контактных напряжений, сил трения и контактных температур рабочие поверхности могли противостоять повреждению и разрушению усталости [2, 3].

Среди современных упрочняющих технологий, обеспечивающих требуемые эксплуатационные характеристики зубчатых колес, центральное место принадлежит химико-термической обработке.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

Химико-термическая обработка (ХТО) представляет собой совокупность процессов теплового и химического воздействия, направленных на изменение химического состава и структуры поверхностного слоя зубьев колес для повышения их эксплуатационных свойств. При ХТО зубчатые колеса помещают в нагретую до высоких температур химически активную среду, в которой происходит диффузионное насыщение их поверхности одними или несколькими химическими элементами. В результате поверхностного легирования в сочетании с предварительной или последующей термической обработкой формируют диффузионные слои, обладающие комплексом высоких механических свойств.

© Кравцов В. В.., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-16 ХТО включает несколько способов. Для эффективного упрочнения поверхности зубьев колес используют цементацию, высокотемпературную нитроцементацию и азотирование. Каждый из этих способов имеет несколько технологических вариантов, отличающихся насыщающей средой, оборудованием, технологическими возможностями, экономичностью и экологической чистотой. Влияние этих факторов обуславливает различный механизм формирования диффузионного слоя при цементации (нитроцементации) и азотировании, его химический состав, структуру и свойства [2], [4]—[6].

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Цель работы — оценка влияния последовательных этапов химико-термической обработки (цементация + азотирование) на качество изготовления зубчатых колес из стали 16Х3НВФМБ-Ш главных вертолетных редукторов.

3 ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

В качестве объекта исследования, для последовательной химико-термической обработки, приняты образцы зубчатых колес главных вертолетных редукторов из стали 16X3HBФМБ-Ш.

4 МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для оценки качества материала проведена химико-термическая обработка трёх образцов из стали 16Х3НВФМБ-Ш по следующим режимам: образец № 1:

- цементация (930 °C) 16ч;
- отжиг (660 °C) − 7 ч;
- нормализация (935 °C) 3 ч 30 мин;
- отпуск (650 °C) − 4 ч;
- закалка (915 °C) − 2 ч 15 мин;
- холод (-60 °C) 1 ч 10 мин;
- отпуск (300 °C) 3 ч 15 мин.

образец № 2: после цикла обработки, как для образца № 1 + азотирование при 540 °C - 2 ч 30 мин.

образец № 3: после цикла обработки, как для образца № 2 + повторное азотирование при $550 \, ^{\circ}\text{C} - 2 \, \text{ч}$.

Микроструктура образцов исследовалась на оптическом металлографическом микроскопе «Axio Observer. Dlm» (фирма «Karl Zeis», Германия), оснащенного камерой ARTCAM-300MI (3M pixels progressive USB2/0 COLOR CMOS CAMERA); съемка выполнена в отраженном свете по методам светлого поля.

Механические свойства образцов после XTO определялись по стандартной методике при испытании на растяжение по ГОСТ 1497-84 на машине INSTRON-8801.

5 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Результаты определения микротвердости по сечению диффузионного слоя со стороны поверхностей, подвергавшихся цементации и цементации с азотированием, представлены в табл. 1.

Примечание. Значения твердости, представленные в таблице 1, в единицах измерения (HRN15) и (HRC), получены на основании таблиц перевода значений прямого измерения методом Виккерса HV1.

Из приведенных результатов микротвердости (HV1) следует, что эффективная глубина диффузионного слоя, соответствующая 500HV, составляет:

- образец № 1 2,2 мм;
- образец № 2 1,9 мм;
- образец № 3 1,55 мм.

На образце №1 глубина цементированного слоя составляет ~ 2,17 мм (рис. 1a).

Микроструктура цементированного слоя представляет собой мартенсит и карбиды, выделившиеся в виде сетки (рис. 16, θ), микроструктура сердцевины — мартенсит отпуска.

На образцах №2 и №3 глубина упроченного слоя составляет ~ 2,220 мм (рис. 2a, 3a).

Микроструктура упроченного слоя представляет собой мартенсит + карбиды в виде грубой сетки и карбонитриды. С поверхности имеется ξ - фаза толщиной $\sim 0,004$ мм на образце № 2 и $\sim 0,010$ мм на образце № 3 (рис. 26, e; 36, e), микроструктура сердцевины — мартенсит отпуска.

Таблица 1. Микротвердость по сечению диффузионного слоя

No	Расстояние от поверхности, мм										
образца		0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0
ооразца				Мик	ротвердос	ть, HV1 (F	IRC, HRN	15)			
Образац	HV1	754	757	749	727	716	692	656	623	561	527
Образец № 1	HRN15	91,0	91,0	91,0	90,5	90,5	90,0	89,0	88,5	86,5	85,5
JN⊻I	HRC	62,0	62,0	62,0	61,0	60,5	59,5	58,0	56,5	53,0	51,0
Ognopay	HV1	610	599	593	592	579	575	558	537	524	498
Образец №2	HRN15	88,0	88,0	87,5	87,5	87,5	87,5	87,0	86,0	85,5	85,0
JN≌Z	HRC	55,5	55,0	54,5	54,5	54,0	53,5	52,5	51,5	50,5	49,0
Ognopay	HV1	578	572	567	564	552	537	518	496	_	_
Образец №3	HRN15	87,0	87,0	87,0	87,0	86,5	86,0	85,5	84,5	_	_
7123	HRC	54,0	53,5	53,0	53,0	52,5	51,5	50,0	48,5	_	_

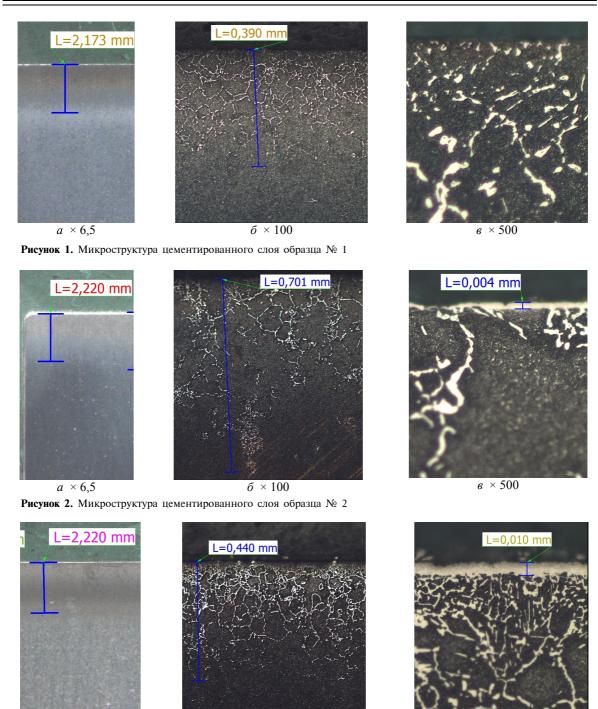


Рисунок 3. Микроструктура цементированного слоя образца № 3

Примечание. Качество азотирования, проведенного после цементации на образцах N 2 и N 3, оценивали со стороны поверхности, не подвергавшейся цементации.

 $\delta \times 100$

В результате установлено, что качество азотирования удовлетворительное:

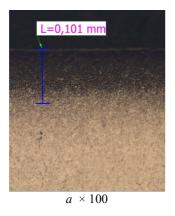
 $a \times 6.5$

- глубина азотированного слоя на образце № 2 составляет ~ 0.10 мм, на образце № $3 \sim 0.13$ мм;
- твердость азотированного слоя на образце №2 89 HRN15, на образце №3 90-91 HRN15.
- микроструктура азотированного слоя представляет собой азотистый мартенсит отпуска и единичные тонкие избыточные нитриды; толщина ξ фазы на образцах № 2 и № 3 составляет ~ 0.002 и ~ 0.005 мм, соответственно (рис. 4, 5).

в × 500

Дополнительно определены механические свойства стали 16X3HBФМБ-Ш после двойной термообработки (цементация + азотирование).

Испытания проводились на хордовых образцах, вырезанных из зубчатого колеса. Результаты испытаний представлены в табл. 2.



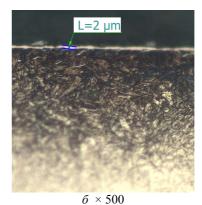
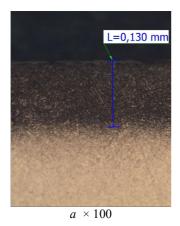


Рисунок 4. Микроструктура азотированного слоя образца № 2



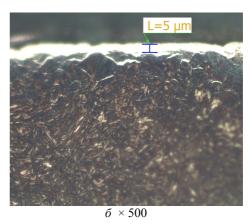


Рисунок 5. Микроструктура азотированного слоя образца № 3

Таблица 2. Механические свойства образцов из стали 16X3HBФМБ-Ш после двойной термообработки (цементация + азотирование)

№ образца	Режим термообработки	σ _в , МПа	σ _{0,2} , МПа	δ, %	Ψ, %	КСИ, МПа
Хордовый образец из стали 16Х3НВФМБ-Ш	- цементация (930°C) – 3ч - отжиг (660°C) – 7 ч	1291,6	1127	12,4	51,1	45,4
	- закалка (915 °C) – 2 ч 30 мин			не менее		
Нормы по 27 ТУ-135	- холод (-60 °C) – 1 ч 10 мин - отпуск (300 °C) – 3 ч 15 мин - азотирование (540 °C) – 2 ч 30 мин	1274	1127	6,5	35	41,2

выводы

Качество материала образцов №1, 2, 3 детали — колесо зубчатое, после цементации (образец №1) и после цементации и азотирования (образцы №2 и №3) по твердости поверхности, твердости серд-цевины и глубине упрочненного слоя соответствуют нормам.

Следует отметить, что после выполнения двойной химико-термической обработки (цементация + азотирование) имеет место снижение твердости упрочненного слоя при прямом измерении поверхности под нагрузкой 1500H (HRC), а также микротвердости (HV1) по сечению уп-

рочненного слоя, на расстоянии ~ 0.2 мм от поверхности, в сравнении с твердостью и микротвердостью цементированного слоя, вследствие того, что азотирование выполняется при температуре 540 °C, превышающей температуру отпуска после цементации (300 °C).

Микроструктура цементированного слоя на образцах № 1, 2, 3 неудовлетворительная.

Механические свойства основного материала колеса зубчатого после двойной химико-термической обработки (цементация + азотирование) соответствуют нормам 27ТУ-135.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Елисеев Ю. С. Научные основы совершенствования технологии изготовления зубчатых колес ГТД / Елисеев Ю. С. // Двигатель. $2001. N_0 4$ (16). С. 10-13.
- [2]. Производство зубчатых колес газотурбинных двигателей: Произв. практ. издание / Ю. С. Елисеев, В. В. Крымов, И. П. Нежурин и др.; под ред. Ю. С. Елисеева. М.: Высш. шк., 2001. 493 с.
- [3]. Фомина Л. П. Повышение триботехнических свойств зубчатых колес газотурбинного двигателя путем совершенствования технологии их изготовления / Л. П. Фомина // Технология металлов 2004. N 8. C. 43—47.

- [4]. Райцес В. Б. Химико-термическая обработка деталей / В. Б. Райцес, В. М. Литвин. К. : Техника, 1980. 152 с.
- [5]. Цырлин Э. С. Химико-термическая обработка деталей машин / Э. С. Цырлин. М.: НИИ-маш, 1980. 80 с.
- [6]. Современные технологии повышения долговечности цилиндрических зубчатых колес / А. А. Пермяков, А. Н. Шелковой, А. А. Клочко, А. А. Охрименко // Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта: матеріали XVIII міжнародної науково-технічної конференції 29 червня—1 липня 2017 р. Київ, 2017. С. 348—350.

Статья поступила в редакцию 16.03.2018

Кравцов В.В.

аспірант Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail: ki70791@gmail.com*

ПОДВІЙНА ХІМІКО-ТЕРМІЧНА ОБРОБКА ЗУБЧАТИХ КОЛІС ГОЛОВНИХ ВЕРТОЛЬОТНИХ РЕДУКТОРІВ

Мета роботи. Оцінка впливу послідовних етапів хіміко-термічної обробки (цементація + азотування) на якість виготовлення зубчатих коліс зі сталі 16ХЗНВФМБ-Ш головних вертольотних редукторів.

Методи дослідження. Мікроструктура зразків зубчатих коліс зі сталі 16ХЗНВФМБ-ІІІ головних вертольотних редукторів досліджувалась на оптичному металографічному мікроскопі моделі «Axio Observer. Dlm» (фірма «Karl Zeis», виробник Німеччина), оснащеного камерою ARTCAM-300MI (3M pixels progressive USB2/0 COLOR CMOS CAMERA); зйомка зразків виконана у відбитому світлі за методами світлого поля.

Механічні властивості зразків зубчатих коліс з сталі 16ХЗНВФМБ-Ш після ХТО визначались за стандартною методикою при випробуванні на розтягування за ГОСТ 1497-84 на машині NSTRON-8801.

Отримані результати. В роботі, на основі результатів екпериментальних досліджень, показано вплив подвійної хіміко-термічної обробки на мікротвердість, мікроструктуру та механічні властивості зубчатих коліс зі сталі 16Х3НВФМБ-Ш головних вертольотних редукторів.

Наукова новизна. В данній роботі експериментально встановлено влив послідовних етапів (цементація + азотування) хіміко-термічної обробки на параметри якості контактних поверхонь зубчатих коліс зі сталі 16ХЗНВФМБ-Ш головних вертольотних редукторів.

Практична цінність. На основі отриманих результатів експерименту можливо розробити раціональний технологічний процес виготовлення зубчатих коліс із сталі 16ХЗНВФМБ-Ш головних вертольотних редукторів, який забезпечує високі експлуатаційні характиристики.

Ключові слова: головний вертольотний редуктор; зубчаті колеса; подвійна хіміко-термічна обробка; мікроструктура цементованого шару; мікроструктура азотованого шару; механічні властивості зубчатих коліс; експериментальні дані.

Kravtsov V. V. Postgraduate student of Zaporozhye National Technical University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: ki70791@gmail.com

DOUBLE CHEMICAL-THERMAL TREATMENT OF GEAR WHEELS OF HELICOPTER MAIN GEARBOXES

Purpose. Influence estimation of consecutive stages of chemical-thermal treatment (cementation + nitriding) on the manufacture quality of the gear wheels of helicopter main gearboxes made of 16H3NVFMB-Sh steel. **Research methods.** Models microstructure of the gear wheels of helicopter main gearboxes made of 16H3NVFMB-Sh steel was studied with the optical metallographic microscope «Axio Observer. Dlm» («Karl

Zeis», made in Germany), equipped with ARTCAM-300MI camera (3M pixels progressive USB2/0 COLOR CMOS CAMERA); shooting of models is executed in the reflected light by the light field methods. Mechanical properties of the gear wheels made of 16H3NVFMB-Sh steel were determined after chemical-thermal treatment according to standard procedure by tensile test on the NSTRON-8801 machine according to GOST 1497-84.

Findings. In the paper, based on the results of experimental studies, the influence of double chemical-thermal treatment on microhardness, microstructure and mechanical properties of the gear wheels of helicopter main gearboxes made of 16H3NVFMB-Sh steel is shown.

Scientific novelty. It was experimentally established the influence of consecutive stages (cementation + nitriding) of chemical-thermal treatment on the quality parameters of contact surfaces of the gear wheels of helicopter main gearboxes made of 16H3NVFMB-Sh steel.

Practical value. On the basis of the received results of experiment it is possible to develop the rational manufacture process of the gear wheels of helicopter main gearboxes made of 16H3NVFMB-Sh steel providing high operational characteristics.

Keywords: helicopter main gearbox; gear wheels; double chemical-thermal treatment; microstructure of the cemented layer; microstructure of the nitrided layer; mechanical properties of gear wheels; experimental data.

REFERENCES

- [1]. Eliseev Ju.S. (2001). Nauchnye osnovy sovershenstvovanija tehnologii izgotovlenija zubchatyh koles GTD Eliseev Ju.S. Dvigatel', 4(16), 10–13.
- [2]. Ju. S. Eliseev, V. V. Krymov, I. P. Nezhurin (2001). Proizvodstvo zubchatyh koles gazoturbinnyh dvigatelej: Proizv. – prakt. Izdanie, pod red. Ju.S. Eliseeva. Moscow: Vyssh. shk., 493.
- [3]. Fomina L. P. (2004) Povyshenie tribotehnicheskih svojstv zubchatyh koles gazoturbinnogo dvigatelja putem sovershenstvovanija tehnologii ih izgotovlenija. Tehnologija metallov, 8, 43–47.

- [4]. V. B. Rajces. (1980). Himiko-termicheskaja obrabotka detalej. Kiev: Tehnika, 152.
- [5]. Cyrlin Je.S. (1980). Himiko-termicheskaja obrabotka detalej mashin. Moscow: NIImash, 80.
- [6]. Permjakov A. A., Shelkovoj A.N., Klochko A.A., Ohrimenko, A.A. (2017). Sovremennye tehnologii povyshenija dolgovechnosti cilindricheskih zubchatyh koles: Progresivna tehnika, tehnologija ta inzhenerna osvita: materiali XVIII mizhnarodnoï naukovo-tehnichnoï konferencii 29 chervnja—1 lipnja, Kiev, 348—350.

УДК 621.762.82

Вишнепольский Е. В. старший преподаватель кафедры технологии машиностроения,

Запорожского национального технического университета, Запорожье,

Украина, e-mail: evishnepolskiy@gmail.com

Павленко Д. В. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии авиационных

двигателей Запорожского национального технического университета,

Запорожье, Украина, e-mail: dvp1977dvp@gmail.com

ФОРМИРОВАНИЕ КАЧЕСТВА ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СПЛАВА НА ОСНОВЕ АЛЮМИНИДОВ ТИТАНА, ПОЛУЧЕННЫХ ПО ТЕХНОЛОГИИ SLM АЛМАЗНЫМ ВЫГЛАЖИВАНИЕМ

Цель роботы. Установить рациональный режим алмазного выглаживания деталей из сплава на основе алюминидов титана, полученных по технологии селективного лазерного спекания порошков с точки зрения качества поверхности.

Методы исследования. Образцы получали из интерметаллидного сплава LMD OX 45-3 (Ti45-Al3-Nb) путем лазерного осаждения порошка OX 45-3 на металлическую подложку из сплава BT6. Для исследования пористости образцов использовали метод анализа микрофотографий шлифов. Для обработки экспериментальных данных использовали методы математической статистики. Формирование качества поверхности выполняли алмазным выглаживанием с различными режимными параметрами. Шероховатость поверхности исследовали при помощи профилографа.

Объектом исследования являлась область рациональных, с точки зрения качества поверхности, режимных параметров алмазного выглаживания деталей из сплава на основе алюминидов титана, полученных по технологии селективного лазерного спекания порошков. Предметом исследования являлись зависимости изменения шероховатости поверхности от режимных параметров алмазного выглаживания.

Полученные результаты. Приведены результаты исследования изменения шероховатости поверхности плоских образцов из интерметаллидного сплава LMD ОХ 45-3, полученного путем селективного лазерного осаждения порошка ОХ 45-3 на металлическую подложку из сплава ВТ6. Установлены основные закономерности изменения шероховатости в зависимости от различных режимов и условий выглаживания. Показано, что на величину шероховатости большое влияние оказывает исходная пористость поверхностного слоя образца. Показано, что для прогнозирования величины шероховатости образцов из некомпактных материалов, после алмазного выглаживания необходимо учитывать совокупное влияние усилия выглаживания, подачи, исходной пористости поверхностного слоя и радиуса алмазного индентора. Для исследованного сплава установлено, что выглаживание с подачей более 0,1 мм/об, при усилии 0,4 кH, алмазным индентором радиусом 1 мм при наличии тупиковых пор на поверхности образца приводит к значительному ухудшению шероховатости поверхности. Установлено, что с точки зрения шероховатости поверхности, для деталей из исследованного сплава, пористость поверхностного слоя которых составляет 9...11%, наиболее рациональным режимом алмазного выглаживания является усилие выглаживания 0,3 кH, подача 0,1 мм/об и радиусе сферы алмазного индентора 4 мм.

Научная новизна. Установлены зависимости изменения шероховатости поверхности образцов из сплава на основе алюминидов титана в зависимости от режимных параметров выглаживания и исходной пористости.

Практическая ценность. На основании установленных зависимостей шероховатости поверхности от режимных параметров алмазного выглаживания и исходной пористости поверхностного слоя, установлена рациональная область изменения и сочетания режимных параметров выглаживания, при которых обеспечивается минимальная величина шероховатости поверхностей деталей из исследованного сплава, полученного по технологии селективного лазерного спекания.

Ключевые слова: сплав; сплав на основе алюминидов титана; поверхность; алмазное выглаживание; подача; усилие выглаживания; шероховатость; режимные параметры.

ВВЕДЕНИЕ

Непрерывное развитие таких высокотехнологичных отраслей промышленности как авиационно-космическая, машиностроительная и других требует разработки новых конструкционных материалов, обладающих сочетанием полезных для практики эксплуатационных свойств, таких как высокие удельные прочностные свойства и упругие модули, сохраняющиеся до высоких температур, высокие жаропрочность и сопротивление ползучести, высокое сопротивление окислению и горению, низкая удельная плотность. Одним из путей решения поставленной задачи является применение интерметаллидных сплавов на основе алюминидов титана [1, 2], полученных с использованием технологий порошковой металлургии [3] и с применением аддитивных технологий [4]. Применение данных технологий позволяет сократить затраты на проектирование, освоение и изготовление новых изделий.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

Основными преимуществами указанных технологий является возможность получения изделий с высокими значениями коэффициента использования материала, что значительно снижает затраты на последующую обработку детали [5]. Спеченные титановые сплавы и сплавы на основе алюминидов титана также обладают высокими удельными прочностными свойствами, сохраняющимися до высоких температур, отличной жаропрочностью, сопротивлением ползучести [6]. При этом оба метода позволяют получать пространственно-сложные заготовки с большим количеством конструктивных концентраторов напряжений (рис. 1).



Рисунок 1. Детали летательных аппаратов, получаемые с помощью аддитивных технологий и технологий порошковой металлургии

Однако, широкое применение сплавов на основе алюминидов титана (САТ) ограничено их низкой пластичностью, склонностью к хрупкому разрушению в результате деформации, наличием остаточной пористости, способствующей снижению прочности, трещиностойкости, обрабатываемости резанием, а также триботехничес-

ких характеристик [6]. Основным недостатком таких технологий является также равнопрочность конструкций, что часто не отвечает условиям их эксплуатации, высокая чувствительность к концентрации напряжений.

Для повышения физических и механических характеристик сплавов САТ применяются различные методы как на этапе синтеза материалов, так и при их последующей обработке. Так, например, применение порошка мелкой фракции позволяет получить материал с управляемыми свойствами, однако, в свою очередь значительно увеличивается его стоимость [7]. Снижение стоимости получения полуфабрикатов САТ достигается путем применения методов самораспространяющегося высокотемпературного синтеза [8]. Однако, общим недостатком деталей, полученных при помощи технологий селективного лазерного спекания, порошковой металлургии, самораспространяющегося высокотемпературного синтеза является остаточная пористость, в значительной мере ухудшающая комплекс их механических характеристик.

Одними из прогрессивных методов устранения остаточной пористости в титановых полуфабрикатах являются методы интенсивной пластической деформации. В работах [9, 10, 11] показано, что их применение при обработке спеченных титановых заготовок позволяет получать компактные полуфабрикаты с улучшенными прочностными характеристиками. Однако данные технологии позволяют получать качественные исходные полуфабрикаты, требующие последующей обработки резанием. Учитывая, что механическую обработку сплавов САТ выполняют на значительно более шалящих режимах в сравнении с традиционными материалами, вследствие их низкой пластичности и теплопроводности, этот этап технологического процесса получения деталей приводит к существенному повышению стоимости [12].

Другой проблемой, ограничивающей широкое применение САТ, является их высокая чувствительность к концентрации напряжений, сопровождающаяся склонностью к зарождению усталостных трещин в области конструктивных концентраторов напряжений деталей [13]. Для ее решения применяются методы локального поверхностно пластического деформирования (ППД) [14, 15, 16]. Учитывая сложнопрофильность и малые размеры концентраторов напряжений в деталях, перспективной технологией является упрочняющая обработка алмазным выглаживанием (АВ) [17]. Однако, большая часть исследований посвящена упрочнению компактных сплавов [18, 19, 20], в то время как количество исследований АВ некомпактных (порошковых, пористых) материалов весьма ограничено.

На зарождение усталостных трещин в зонах концентрации напряжений большое влияние оказывает состояние поверхностного слоя. Одним из основных параметров, описывающих качество поверхностного слоя является шероховатость. Он описывает наличие микронеровностей на поверхности детали, которые в совокупности с зоной концентрации напряжений могут привести к появлению усталостных трещин.

Для эффективного применения алмазного выглаживания с целью снижения чувствительности САТ к концентрации напряжений необходимо установить закономерности влияния параметров выглаживания, исходя из особенностей обрабатываемого материала.

Анализ литературных источников показывает, что проблема повышения качества поверхностного слоя деталей из САТ, полученных путем применения аддитивных технологий из порошков, является актуальной и недостаточно решенной задачей.

2 ЦЕЛЬ И ЗАЛАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Целью работы являлось на основании оценки влияния режимов алмазного выглаживания на качества поверхности образцов из САТ, синтезированных из порошков путем селективного лазерного спекания, установить рациональные режимные параметры алмазного выглаживания синтезированных методом SLM деталей. Для достижения поставленной цели решались задачи, связанные с разработкой и реализацией плана эксперимента по исследованию влияния режимов АВ на качество поверхности, установление зависимостей шероховатости поверхности от режимов и условий выглаживания, а также анализ установленных закономерностей с целью установления рациональных режимов обработки.

Объектом исследования являлась область рациональных, с точки зрения качества поверхности, режимных параметров алмазного выглаживания деталей из сплава на основе алюминидов титана, полученных по технологии селективного лазерного спекания порошков. Предметом исследования являлись зависимости изменения шероховатости поверхности от режимных параметров алмазного выглаживания.

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДО-ВАНИЙ

Для исследований использовали стандартные выглаживатели с радиусом сферы алмаза 1,0 мм, 2,5 мм и 4 мм (рис. 2). Силу выглаживания контролировали при помощи динамометра.

В качестве смазывающей охлаждающей технологической среды применяли индустриальное масло 20.

Исследовали плоские образцы из интерметаллидного сплава LMD OX 45-3, полученного пу-



Рисунок 2. Общий вид применяемых алмазных выглаживателей с радиусом 1,0 мм (a), 2,5 мм (b), 4 мм (b)

тем лазерного осаждения порошка ОХ 45-3 на металлическую подложку из сплава ВТ6 [20]. Химический состав сплава LMD ОХ 45-3 масс. %: 3 Ti - 61,59; Al - 30,57; Nb - 7,68; Fe - 0,1. Минимальная толщина слоя сплава LMD ОХ 45-3 на подложке составляла 2 мм. Исследуемый сплав обладает низкой плотностью одновременно с высокой теплостойкостью и уникальными механическими свойствами, что в свою очередь востребовано в современном авиа- и машиностроении.

При выборе режимов выглаживания руководствовались, за недостатком данных для некомпактных материалов, данными, полученными ранее для традиционных компактных материалов [17]. Обработка выполнялась с усилием выглаживания 0,2; 0,3; 0,4кH; с подачей 0,05; 0,1; 0,15 мм/об.

Шероховатость поверхности образцов исследовали при помощи профилографа-профилометра фирмы TAYLOR HOBSON, который позволяет определять характеристики шероховатости в автоматическом режиме.

Микрофотографии поверхностей упрочненных образцов (рис. 3) получали при помощи цифрового микроскопа GAOSUO. Статистическую обработку экспериментальных данных и построение математических моделей выполняли в программе STATISTICA.



Рисунок 3. Общий вид образцов, упрочненных с различными режимами

4 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ АНАЛИЗ

Структура сплава LMD OX 45-3 представляла собой некомпактный материал, средняя величина пористости которой составляла 15%

(рис. 4). На поверхности образцов присутствовали открытые, тупиковые поры, средняя величина которых составляла 0,25 мм (рис. 5).

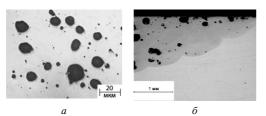


Рисунок 4. Структура поверхности (a) и переходной зоны с материалом подложки (δ) исходных образцов, полученных по технологии селективного лазерного спекания

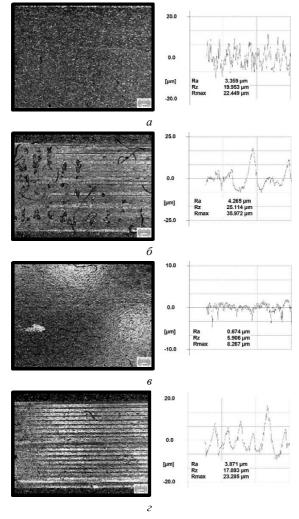


Рисунок 5. Поверхность образцов из сплава ОХ 45-3 после алмазного выглаживания с различными режимами: a — исходный; δ — P = 300 H, S = 0,05 мм/об, R = 1,0 мм; ϵ — P=300 H, S = 0,1 мм/об, R = 4,0мм; ϵ — P=300 H, S=0,15 мм/об, R=1,0 мм

На основании данных, полученных при проведении многофакторного эксперимента, построены трехмерные графики зависимости шероховатости от усилия выглаживания, подачи, радиуса сферы алмазного индентора и исходной пористости поверхностного слоя образцов (рис. 6).

Анализ полученных зависимостей показывает, что наиболее точно полиномиальные поверхности аппроксимируют закономерности влияния на шероховатость: радиуса сферы и исходной пористости (рис. 6θ), усилия выглаживания и радиуса сферы алмаза (рис. 6θ), подачи выглаживания и радиуса сферы алмаза (рис. 6θ). Эти же сочетания факторов оказывают наибольшее влияние на шероховатость поверхности.

Установленные закономерности показывают, что для выглаживания некомпактных материалов необходимо применять выглаживатели с радиусом сферы алмаза более 2,5 мм. Виглаживатель с меньшим радиусом может попадать на тупиковые поры, что в свою очередь приводит к ухудшению шероховатости, вплоть до появления микрорезания. Применение для обработки выглаживателей с радиусом сферы более 4 мм нецелесообразно — это значительно увеличивает площадь контакта выглаживателя с обрабатываемой поверхностью и для обеспечения одного и того же удельного давления необходимо прикладывать более высокое давление, что может приводить к растрескиванию пористого материала.

Так как исследуемый материал обладает высокими прочностными характеристиками, то выглаживание с усилием менее 0,3 кН нецелесообразно, так как это не приведет к достаточной степени деформации поверхностного слоя в зоне контакта.

Исследование влияния подачи на шероховатость показало, что оптимальной величиной является значение 0,1 мм/об. Большая подача алмазного индентора приводит к недостаточной степени перекрытия канавок после выглаживания, меньшая, из-за низкой пластичности материала, — к разрушению уже выглаженного поверхностного слоя в следствии прохода выглаживателя рядом с уже выглаженной поверхностью.

Поскольку все исследуемые факторы оказывают в определенной степени влияние на шероховатость поверхности, то наилучшего ее значения можно достичь только их рациональным сочетанием.

На основании обработки данных многофакторного эксперимента в программе STATISTICA была получена математическая модель, описывающая совокупное влияние исходной пористости, усилия выглаживания, подачи и радиуса сферы индентора на шероховатость.

$$Ra = 27,6-39,5 \cdot P - 128,6 \cdot S - 9,6 \cdot R - 144,5 \cdot \theta -$$

$$-15,2 \cdot P^2 + 222,6 \cdot S^2 + 0,37 \cdot R^2 + 158,1 \cdot \theta^2 +$$

$$+165,2 \cdot P \cdot S + 21,2 \cdot P \cdot R + 250,6 \cdot P \cdot \theta + 24,5 \cdot S \cdot R +$$

$$+235 \cdot S \cdot \theta + 34,2 \cdot \theta \cdot R - 78,1 \cdot P \cdot S \cdot R - 105 \cdot P \cdot \theta \cdot R ,$$
 где $P-$ усилие выглаживания, кH; $S-$ подача выглаживания, мм/об; $\theta-$ исходная пористость поверхностного слоя, %; $R-$ радиус сферы алмазного индентора.

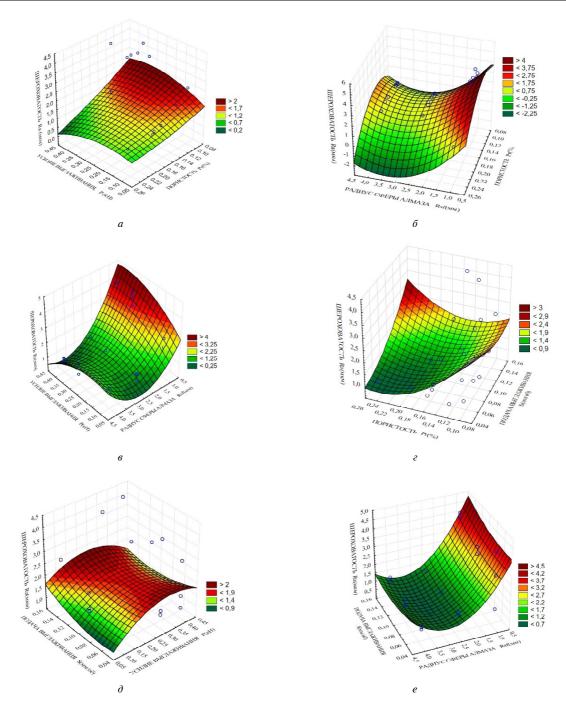


Рисунок 6. Зависимости шероховатости поверхности образцов от режимных параметров алмазного выглаживания: a — от силы и исходной пористости поверхностного слоя; δ — от радиуса сферы алмазного индентора и исходной пористости поверхностного слоя образцов; ϵ — от усилия выглаживания и радиуса сферы алмазного индентора; ϵ — от исходной пористости поверхностного слоя и подачи; δ — от усилия выглаживания и подачи; ϵ — от подачи и радиуса сферы алмазного индентора

Для оценки адекватности модели выполняли эксперименты в центре плана эксперимента. Расхождение экспериментальных и расчетных значений шероховатости поверхности не превышало 12 %, что объясняется влиянием одного из исследуемых факторов (исходной пористости поверхностного слоя), который носит случайный характер.

5 ВЫВОДЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬ-НЕЙШИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Исследования качества поверхности образцов из сплава LMD OX 45-3, полученного путем лазерного осаждения порошка ОХ 45-3 на металлическую подложку из сплава ВТ6, после алмазного выглаживания с различными режимами и

условиями позволили установить рациональные, с точки зрения шероховатости поверхности, режимные параметры обработки.

Установлено, что применение алмазных выглаживателей небольшого радиуса негативно сказывается на шероховатости поверхности. Обработку необходимо выполнять с усилием, находящимся в диапазоне 0,3... 0,4 кH, при подаче 0,1 мм/об.

Установлено, что на шероховатость поверхности, в независимости от режимов выглаживания, большое влияние оказывает исходная пористость поверхностного слоя, которую необходимо учитывать при назначении режимов обработки деталей. На основании анализа статистических данных получена математическая модель, описывающая совокупное влияние исследуемых факторов на шероховатость поверхности.

Таким образом, установлено, что наиболее рациональными режимными параметрами алмазного выглаживания поверхности образца, пористость которого составляет 9...11 %, с точки зрения шероховатости поверхности, является выглаживание с усилием 0,3 кH, подачей 0,1 мм/об, алмазным выглаживателем радиусом 2,5 мм.

Перспективой дальнейших исследований является установление зависимостей влияния режимных параметров алмазного выглаживания на такие параметры качества поверхностного слоя сплавов на основе алюминидов титана, как остаточная пористость, степень и глубина наклепа и остаточные напряжения. Для практического применения технологии выглаживания необходимо также установление рациональных диапазонов режимных параметров с точки зрения качества поверхностного слоя и расширение круга исследуемых материалов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Куликовский Р. А. Перспективы промышленного применения алюминидов титана в авиадвигателестроении / Р. А. Куликовский, С. Н. Пахолка, Д. В. Павленко // Строительство, материаловедение, машиностроение. Сб. научных трудов. 2015 Вып. 80. Дн-вск.: ПГАСА. С. 369—372.
- [2]. Белоконь Ю. А. Получение интерметаллидных титановых сплавов для деталей компрессора газотурбинных двигателей на основе метода сомораспространяющегося высокоскоростного синтеза / Ю. А. Белоконь, Д. В. Павленко, С. Н. Пахолка // Вестник двигателестроения. — 2016. — № 1. — С. 72—79.
- [3]. Манохин А. И. Развитие порошковой металлургии / А. И. Манохин, М. Х. Шорников. М.: Наука, 1988. 77 с.
- [4]. Назаров А. П. Типовые образцы изделий, получаемых методом селективного лазерного

- спекания / А. П. Назаров, А. А. Окунькова // Вестник Саратовского государственного технического университета. 2012. №3(67). С. 76—83
- [5]. Анциферов В. Н. Перспективные материалы и технологии порошковой металлургии / В. Н. Анциферов. Пермь: Пермский государственный технический университет, 2014. 109 с.
- [6]. Каблов Е. Н. Интерметалиды на основе титана и никеля для изделий новой техники / Е. Н. Каблов, В. И. Лукин // Автоматическая сварка. -2008. № 11. С. 76–82.
- [7]. Петрик И. А. Разработка порошков титановых сплавов для аддитивных технологий применительно к деталям ГТД / И. А. Петрик, А. В. Овчинников, А. Г. Селиверстов // Авиационно-космическая техника и технология. 2015. №8(125). С. 11—16.
- [8]. Belokon K., & Belokon Y. (2017) The Usage of Heat Explosion to Synthesize Intermetallic Compounds and Alloys. Processing, Properties, and Design of Advanced Ceramics and Composites II: Ceramic Transactions, Vol. 259, 109-115. https://doi.org/10.1002/9781119423829.ch9
- [9]. Павленко Д.В. Влияние деформирования методом винтовой экструзии на структуру и свойства сплава ВТ1-0 в разных состояниях / Д.В. Павленко, А.В. Овчинников // Фізикохімічна механіка матеріалів. 2015. №1. С. 50—57.
- [10]. Павленко Д. В. Повышение технологической пластичности спеченных титановых сплавов / Д. В. Павленко // Процеси механічної обробки в машинобудуванні. 2015. Вип. 15. С. 102—112.
- [11]. Павленко Д. В. Формирование субмикрокристаллической структуры в серийных и перспективных материалах лопаток компрессора ГТД / Д. В. Павленко, В. Ю. Кацюба, С. Н. Пахолка // Авиационно-космическая техника и технология. 2015. № 10(127). С. 33—39.
- [12]. Артеменко Н. С. Исследование лезвийной обрабатываемости интерметаллидов / Н. С. Артеменко, Д. С. Реченко, Ю.В. Титов, Е.В. Кривонос, А.В. Дейлова // Омский научный вестник. 2016. № 3(147). С. 44—46.
- [13]. Djanarthany S., Viala J.C., & Bouix J., (2001). An overview of monolithic titanium aluminides based on Ti3Al and TiAl. Materials Chemistry and Physics. Vol. 72, 301–319. https://doi.org/10.1016/ S0254-0584(01)00328-5
- [14]. Edalati K., Daio T., Arita M., Lee S., Horita Z., Tanaka I. (2014). High-pressure torsion of titanium at cryogenic and room temperatures: Grain size effect on allotropic phase transformations. Acta

- materialia, Vol. 68, 207 213. https://doi.org/10.1016/j.actamat.2014.01.037
- [15]. Shengqiang Y., & Wenhui L. (2017). Surface Finishing Theory and New Technology. China.: Springer.
- [16]. Lindemann J., Buque C., & Appel F., (2006). Effect of shot peening on fatigue performance of a lamellar titanium aluminide alloy. Acta Materialia, Vol. 54, 1155–1164 https://doi.org/10.1016/ j.actamat.2005.10.043
- [17]. Повышение сопротивления усталости мест концентрации напряжений в цилиндрических оболочках алмазным выглаживанием / Е. В. Вишнепольский, Г. В. Пухальская, И. Л. Гликсон // Вісник двигунобудування. 2009. №1. С. 90—94.
- [18]. Varga G. (2014). Effects of Technological Parameters on the Surface Texture of Burnished Surfaces. Key Engineering Materials. Vol. 581, 403 408. https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/KEM.581.403
- [19]. LHSKA K. & Kodácsy J., (2012) Investigation of the Microgeometry after Hard Turning and Diamond Burnishing. Advanced Materials Research. Vol. 472–475, 902–907. https://doi.org/ 10.4028/www.scientific.net/AMR.472-475.902
- [20]. Hamadache H., Zemouri Z., Laouar L., & Dominiak, S., (2014) Improvement of surface conditions of 36 Cr Ni Mo 6 steel by ball burnishing process. Journal of Mechanical Science and Technology. Vol. 28(4), 1491–1498. DOI: 10.1007/s12206-014-0135-1

Статья поступила в редакцию 30.06.2018

Вишнепольський Є. В.

старший викладач кафедри технології машинобудування, Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail: evishnepolskiy@gmail.com*

Павленко Д. В.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технології авіаційних двигунів Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, e-mail: dvp1977dvp@gmail.com

ФОРМУВАННЯ ЯКОСТІ ПОВЕРХНІ ДЕТАЛЕЙ ІЗ СПЛАВУ НА ОСНОВІ АЛЮМІНІДІВ ТИТАНУ, ОТРИМАНИХ ПО ТЕХНОЛОГІЇ SLM АЛМАЗНИМ ВИГЛАДЖУВАННЯМ

Мета роботи. Встановити раціональний режим алмазного вигладжування деталей із сплаву на основі алюмінідів титану, отриманих за технологією селективного лазерного спікання порошків з точки зору якості поверхні.

Методи дослідження. Зразки отримували з інтерметалідного сплаву LMD ОХ 45-3 (Ti45-Al3-Nb) шляхом лазерного осадження порошку ОХ 45-3 на металеву подложку із сплаву ВТ6. Для дослідження пористості зразків використовували метод аналізу мікрофотографій шліфів. Для обробки експериментальних даних використовували методи математичної статистики. Формування якості поверхні виконували алмазним вигладжуванням з різними режимними параметрами. Шорсткість поверхні досліджували за допомогою профілографу.

Об'єктом дослідження була область раціональних, з точки зору якості поверхні, режимних параметрів алмазного вигладжування деталей із сплаву на основі алюмінідів титану, отриманих за технологією селективного лазерного спікання порошків. Предметом дослідження були залежності зміни шорсткості поверхні від режимних параметрів алмазного вигладжування.

Отримані результати. Надані результати дослідження зміни шорсткості поверхні плоских зразків з интерметалідного сплаву LMD OX 45-3, отриманого шляхом селективного лазерного осадження порошку OX 45-3 на металеву подложку із сплаву BT6. Встановлені основні закономірності зміни шорсткості в залежності від різних режимів та умов вигладжування. Показано, що на величину шорсткості великий вплив оказує вихідна пористість поверхневого шару зразка. Показано, що для прогнозування величини шорсткості зразків з некомпактних матеріалів, після алмазного вигладжування необхідно враховувати сукупний вплив зусилля вигладжування, подачі, вихідної пористості поверхневого шару та радіусу алмазного індентора. Для досліджуваного сплаву встановлено, що вигладжування з подачею більше ніж 0,1мм/об, при зусиллі 0,4 кH, алмазним індентором радіусом 1 мм, при наявності тупикових пор на поверхні зразка, призводить до значного погіршення шорсткості поверхні. Встановлено, що з точки зору шорсткості поверхні, для деталей з досліджуваного сплаву, пористість поверхневого шару котрих складає 9...11 %, найбільш раціональним режимом алмазного вигладжування є зусилля вигладжування 0,3 кH, подача 0,1 мм/об та радіусі сфери алмазного індентору 4 мм.

Наукова новизна. Встановлені залежності зміни шорсткості поверхні зразків із сплаву на основі алюмінідів титану в залежності від режимних параметрів вигладжування та вихідної пористості.

Практична цінність. На основі встановлених залежностей шорсткості поверхні від режимних параметрів алмазного вигладжування та вихідної пористості поверхневого шару, встановлена раціональна область зміни та поєднання режимних параметрів, при яких забезпечується мінімальна величина шорсткості поверхонь деталей із досліджуваного сплаву, отриманого за технологією селективного лазерного спікання.

Ключові слова: сплав; сплав на основі алюмінідів титану; поверхня; алмазне вигладжування; подача; зусилля вигладжування; шорсткість; режимні параметри.

Vyshnepolskyi Y. V.

Senior Lecturer of the Mechanical Engineering Department of Zaporizhzhia National Technical University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: evishnepolskiy@gmail.com

Pavlenko D. V.

Ph.D, Associate Professor, Associate Professor of the Aircraft Engines Technologies Department of Zaporizhzhia National Technical University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: dvp1977dvp@gmail.com

FORMING THE QUALITY OF SURFACE OF THE PARTS MADE OF TITANIUM ALUMINIDE ALLOY OBTAINED BY SLM TECHNOLOGY BY DIAMOND SMOOTHING

Purpose. To establish a rational mode of diamond smoothing of the parts made of titanium aluminide alloy obtained by selective laser sintering of powders in terms of surface quality.

Methodology. The samples were prepared from the intermetallic alloy LMD OX 45-3 (Ti45-Al3-Nb) by laser deposition of OX 45-3 powder on a metal substrate made of BT6 alloy. To study the porosity of samples, the analysis of microphotographs of metallographic specimens was used. For the processing of experimental data, the methods of mathematical statistics were used. The surface quality was formed by diamond smoothing with various operating conditions. The surface roughness was examined using a profilograph.

Findings. The results of study of the variation of surface roughness of flat samples made of intermetallic alloy LMD OX 45-3 obtained by selective laser deposition of OX 453 powder onto the metal substrate of VT6 alloy are presented. The basic regularities of roughness variation are determined depending on different modes and conditions of smoothing. It is shown that the roughness is greatly affected by the initial porosity of the surface layer of the sample. It is shown that in order to predict the roughness of samples made of non-compact materials, after the diamond smoothing it is necessary to take into account the combined effect of the smoothing force, the feed, the initial porosity of the surface layer, and the radius of the diamond indentor. For the alloy studied, it was found that smoothing with a feed rate of more than 0.1 mm/rev, with a force of 0.4 kN, the diamond indentor with a radius of 1 mm, in the presence of dead-end pores on the surface of the sample, leads to a significant deterioration in the surface roughness. It is established that from the point of view of the surface roughness, for the details of the investigated alloy, which surface layer porosity is 9 to 11%, the most rational mode of diamond smoothing is a smoothing force of 0.3 kN, a feed of 0.1 mm/rev and a radius of diamond indenter sphere of 4 mm.

Scientific novelty. The dependences of the surface roughness variation of the samples made of titanium aluminide alloy depending on the operating conditions of smoothing and initial porosity are established.

Practical value. Based on the established dependencies of the surface roughness on the operating conditions of diamond smoothing and the initial porosity of the surface layer, a rational area has been established to change and combine the operating conditions of smoothing, which ensure the minimum roughness of the surfaces of parts made of the investigated alloy, obtained using selective laser sintering technology.

Keywords: alloy; titanium aluminide alloy; surface; diamond smoothing; feed; smoothing force; roughness; operating conditions.

REFERENCES

- [1]. Kulikovskiy R.A., Paholka S.N., & Pavlenko D.V. (2015) Perspektivyi promyishlennogo primeneniya alyuminidov titana v aviadvigatelestroenii [Prospects for the industrial use of aluminum in titanium in the aircraft engine
- industry]. *Stroitelstvo, materialovedenie, mashino-stroenie*. Sb. nauchnyih trudov, Vol. 80, 369–372 (in Russian).
- [2]. Belokon Yu.A., Pavlenko D.V., & Paholka S.N. (2016) Poluchenie intermetallidnyih titanovyih splavov dlya detaley kompressora gazoturbinnyih

- dvigateley na osnove metoda somorasprostranyayuschegosya vyisokoskorostnogo sinteza [Production of intermetallic titanium alloys for gas turbine engine compressor components on the basis of the high-velocity synthesis] Vestnik dvigatelestroeniya, 1, 72—79 (in Russian).
- [3]. Manohin A.I. (1988). Razvitie poroshkovoy metallurgii [Development of powder metallurgy]. Moscow: Nauka (in Russian).
- [4]. Nazarov A.P., & Okunkova A.A. (2012) Tipovyie obraztsyi izdeliy, poluchaemyih metodom selektivnogo lazernogo spekaniya [Typical samples of products obtained by selective laser sintering]. *Vestnik Saratovskogo gosudarstvennogo tehnicheskogo universiteta.* Bulletin of the Saratov State Technical University. 3(67). 76—83 (in Russian).
- [5]. Antsiferov V.N. (2014). Perspektivnyie materialyi i tehnologii poroshkovoy metallurgii [Perspective materials and technologies of powder metallurgy]. Perm: Permskiy gosudarstvennyiy tehnicheskiy universitet (in Russian).
- [6]. Kablov E.N., & Lukin V.I. (2008). Intermetalidyi na osnove titana i nikelya dlya izdeliy novoy tehniki [Intermetallides based on titanium and nickel for new products] *Avtomaticheskaya svarka*, Vol. 11. 76 82 (in Russian).
- [7]. Petrik I.A., Ovchinnikov A.V., & Seliverstov A.G. Razrabotka poroshkov titanovyih splavov dlya additivnyih tehnologiy primenitelno k detalyam GTD [Development of powders of titanium alloys for additive technologies applied to GTE parts]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya*, 8(125), 11–16 (in Russian).
- [8]. Belokon K., & Belokon Y. (2017) The Usage of Heat Explosion to Synthesize Intermetallic Compounds and Alloys. Processing, Properties, and Design of Advanced Ceramics and Composites II: Ceramic Transactions, Vol. 259, 109-115 https://doi.org/10.1002/ 9781119423829.ch9
- [9]. Pavlenko D.V. & Ovchinnikov A.V. (2015) Vliyanie deformirovaniya metodom vintovoy ekstruzii na strukturu i svoystva splava VT1-0 v raznyih sostoyaniyah [Effect of deformation by screw extrusion on the structure and properties of the alloy VT1-0 in different states] *Fizikohimichna mehanika materialiv*, 1, 50–57 (in Russian).
- [10]. Pavlenko D.V. (2015) Povyishenie tehnologicheskoy plastichnosti spechennyih titanovyih splavov [Increase of technological plasticization of sintered titanium alloys]. *Protsesi mehanichnoui obrobki v mashinobuduvanni*, Vol. 15, 102–112 (in Russian).
- [11]. Pavlenko D.V., Katsyuba V.Yu., & Paholka S.N. (2015) Formirovanie submikrokristallicheskoy

- strukturyi v seriynyih i perspektivnyih materialah lopatok kompressora GTD [Formation of submicrocrystalline structure in serial and perspective materials of GTE compressor blades]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya*, Vol. 10(127). 33–39 (in Russian).
- [12]. Artemenko N.S., Rechenko D.S., Titov Yu.V., Krivonos E.V., & Deylova A.V. Issledovanie lezviynoy obrabatyivaemosti intermetallidov [Investigation of blade interchangeability of intermetallic compounds] *Omskiy nauchnyiy vestnik*, Omsk Scientific Bulletin. 3(147). 44 46 (in Russian).
- [13]. Djanarthany S., Viala J.C., & Bouix J., (2001). An overview of monolithic titanium aluminides based on Ti3Al and TiAl. Materials Chemistry and Physics. Vol. 72. 301 319. https://doi.org/10.1016/S0254-0584(01)00328-5
- [14]. Edalati K., Daio T., Arita M., Lee S., Horita Z., Tanaka I. (2014). High-pressure torsion of titanium at cryogenic and room temperatures: Grain size effect on allotropic phase transformations. Acta materialia, Vol. 68, 207 213. https://doi.org/10.1016/j.actamat.2014.01.037
- [15]. Shengqiang Y., & Wenhui L., (2017). Surface Finishing Theory and New Technology. China.: Springer.
- [16]. Lindemann J., Buque C., & Appel F., (2006). Effect of shot peening on fatigue performance of a lamellar titanium aluminide alloy. Acta Materialia, Vol. 54, 1155–1164 https://doi.org/10.1016/j.actamat.2005.10.043
- [17]. Vishnepolskiy E.V., Puhalskaya G.V., & Glikson I.L., (2009) Povyishenie soprotivleniya ustalosti mest kontsentratsii napryazheniy v tsilin-dricheskih obolochkah almaznyim vyiglazhivaniem [Increase in fatigue resistance of stress concentration sites in cylindrical shells by diamond smoothing]. Visnik dvigunobuduvannya, 1.90–94 (in Russian).
- [18]. Varga G. (2014). Effects of Technological Parameters on the Surface Texture of Burnished Surfaces. Key Engineering Materials. Vol. 581., 403 408. https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/KEM.581.403
- [19]. Lhska K. & Kodácsy J., (2012) Investigation of the Microgeometry after Hard Turning and Diamond Burnishing. Advanced Materials Research. Vol. 472–475, 902–907. https://doi.org/ 10.4028/www.scientific.net/AMR.472-475.902
- [20]. Hamadache H., Zemouri Z., Laouar L., & Dominiak S., (2014) Improvement of surface conditions of 36 Cr Ni Mo 6 steel by ball burnishing process. Journal of Mechanical Science and Technology. Vol. 28(4), 1491 1498. DOI 10.1007/s12206-014-0135-1

УДК 621.74

Ефанов В. С. ведущий инженер УГМет АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, *e-mail:*

vsyefanov@gmail.com

Клочихин В. В. главный металлург АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, *e-mail*:

tb.ugmet@motorsich.com

Педаш А. А. канд. техн. наук, начальник бюро ГИПиГМ УГМет АО «Мотор Сич»,

Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Шило В. Г. начальник ОСМ УГМет АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, *e-mail*:

tb.ugmet@motorsich.com

ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КАТОДОВ НА КАЧЕСТВО ПОКРЫТИЙ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ

Цель работы. Проведение сравнительных исследований качества трубных катодов, изготовленных методом литья и металлургией гранул (MI), а также выполнить оценку качества покрытий, нанесенных на лопатки турбины методом ионно-плазменного осаждения с их применением.

Методы исследования. Проведены металлографические исследования влияния технологии изготовления катодов системы Me-Cr-Al-Y на состояние и качество покрытия. С помощью растровой электронной микроскопии проведена оценка влияния метода изготовления катодов на степень шероховатости поверхности покрытия. Проведен рентгеноструктурный микроанализ покрытия Me-Cr-Al-Y, полученного из катодов, изготовленных методами литья и металлургией гранул.

Полученные результаты. Уменьшена общая шероховатость поверхности лопаток с ионно-плазменным покрытием за счет использования технологии металлургии гранул. Сформировано плотную, дисперсную макро- и микроструктуру катода, отличающуюся однородным фазовым составом и равномерным распределением структурных составляющих, что обеспечило отсутствие присущих литой структуре рыхлот, пор, трещин. Снижено количество крупной фракции капельной фазы более чем в два раза.

Научная новизна. В процессе исследования определено влияние технологии изготовления катодов на качество получаемого покрытия, а также снижена шероховатость поверхности рабочих лопаток турбины. Проведена количественная оценка распределения капельной фазы на поверхности пера лопатки по фракциям.

Практическая ценность. Повышен класс чистоты поверхности лопаток турбины с ионно-плазменным покрытием, что способствует улучшению параметров работы двигателя. Повышение стабильности работы оборудования и увеличено количество циклов работы катода за счет уменьшения дефектов литья проявляющихся в процессе нанесения покрытия.

Ключевые слова: турбина; лопатка рабочая; ионно-плазменные покрытия; катод; капельная фаза; шероховатость; гранульная металлургия.

ВВЕДЕНИЕ

В современном двигателестроении для защиты лопаток турбин от горячей коррозии и повышения жаростойкости используют многокомпонентные покрытия на основе системы Me-Cr-Al-Y, обеспечивающие их работоспособность в широком интервале температур 700-1100 °C. Традиционная технология нанесения такого рода покрытий базируется на процессах физического испарения металлов в вакууме. При вакуумнодуговом испарении конденсация осуществляется из плазмы испаряемого материала покрытия при высоких и управляемых энергиях частиц, что обеспечивает повышенную плотность покрытия, хорошую адгезию, мелкозернистую структуру [1]. Для нанесения покрытий технологией PVD (Physical Vapor Deposition) используются специальные установки, в которых вакуумная плазменная дуга, мигрируя по поверхности трубного катода (материала покрытия) создает «облако» испаренного ионизированного материала, осаждающегося на поверхность лопаток.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

В серийном производстве АО «Мотор Сич» применяются установки ионно-плазменного нанесения покрытия типа МАП. Для данных установок используются трубные катоды выполненные из материала покрытия методом литья в кокиль. При этом существует высокая вероятность образования характерных для данной технологии внутренних дефектов, таких как поры, рыхлоты, ликвационные явления, и как следствие, существенно снижающих качество нанесения защитных покрытий. Металлургия гранул (МГ) позволяет получать кристаллизирующиеся с вы-

сокой скоростью микрослитки сферической формы с практически бездефектной структурой [2], а также позволяет улучшить качество получаемых заготовок в целом и соответственно качество наносимого впоследствии покрытия на лопатках [3].

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Проведение сравнительных исследований качества катодов, изготовленных традиционным литьем и металлургией гранул, а также выполнить оценку качества покрытий, наносимых на лопатки турбины методом PVD.

З ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИА-ЛА И АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТА-ТОВ

В качестве материала для исследования использовали катоды из сплава системы Ni-Cr-Al-Y (СДП-2), полученные литьем в кокиль и гранульной металлургией. Выплавку литого катода осуществляли переплавом шихтовых компонентов сплава для получения заданного химического состава на вакуумно-индукционной плавильной установке. Для устранения внутренней пористости литой катод подвергали горячему изостатическому прессованию на прессе фирмы OUINTUS.

Гранульный катод получали путем компактирования в горячем изостатическом прессе гранул фракцией до $0.06\,$ мм при температуре $1160\pm10\,$ °C и рабочем давлении $100\,$ МПа в течение 4 часов. При компактировании использовали гранулы, полученные газоструйным распылением расплава.

После литья и компактирования катоды подвергали механической обработке для обеспечения требуемых размеров. В процессе изготовления от катодов были отрезаны кольцевые фрагменты толщиной 30 мм для оценки качества материала.

Химический состав сплава катода определяли методом химического анализа. В связи с отсутствием нормативно-технической документации (НТД) на гранульные катоды сравнение химического состава проводили исходя из требований НТД на литые катоды.

Оценку шероховатости и капельной фазы на поверхности покрытия проводили под бинокулярным микроскопом STEMI 2000-С.

Исследование микроструктуры катодов проводили на микрошлифах с использованием микроскопа «Axio Observer. Dlm» и сканирующего электронного микроскопа «JEOL JSM 6360LA».

По результатам химического анализа установлено, что химический состав всех исследуемых катодов, соответствует требованиям НТД и находится примерно на одном уровне (таблица 1).

Таблица 1. Химический состав исследуемых катодов из сплава Ni-Cr-Al-Y (СДП-2)

Метод	Содержание элементов, %					
изготовления	Al	Cr	Fe	Ni	Y	
Литье	11,5	22,0	0,3	Осн.	-	
МΓ	12,1	19,7	0,17	Осн.	-	
Требования ТНД	11,013,5	18,022,0	≤0,3	Осн.	0,30,6	

Согласно техническим условиям на литые трубные катоды содержание иттрия расчетное и химическим анализом состава не устанавливается

При макроструктурном анализе установлено, что материал обоих заготовок катодов плотный, рыхлот, трещин, по количеству и размерам превышающих требования НТД не обнаружено. Следует отметить, что макроструктура гранульного катода характеризуется более мелкозернистой структурой по сравнению с литым катодом.

При дальнейшем изучении микроструктуры установлено, что она представляет собой γ- твердый раствор с наличием интерметаллидных Ni-Cr-Al и иттриевых фаз (рис. 1).

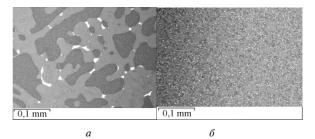


Рисунок 1. Микроструктура исследуемых катодов: a- литой; $\delta-$ гранульный

По результатам рентгеноструктурного микроанализа установлено наличие Ni-Cr-Al фаз с различной концентрацией элементов (рис. 2, 3, а также табл. 2, 3). Распределения иттриевой фазы имеет более равномерный характер в гранульном катоде, чем в литом.

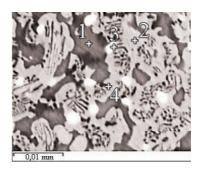


Рисунок 2. Результаты рентгеноструктурного микроанализа гранульного катода

Таблица 2. Химический состав и количественное содержание элементов в зонах согласно рис. 2

No		Содержание элементов, %						
зоны	Al	Cr	Fe	Ni	Y			
1	20,78	6,54	-	72,68	-			
2	12,28	9,14	0,21	78,37	-			
3	5,78	12,17	-	61,55	20,5			
4	5,12	56,12	-	38,76	-			

Следует отметить высокую дисперсность иттриевой фазы в структуре гранульного катода, в частности ее размеры не превышали 0,005 мм, тогда как в структуре литого катода в некоторых случаях она представляла собой конгломераты протяженностью более 0,05 мм.

Дисперсность структуры гранульного катода обусловлена применяемой гранулометрией сплава (размер гранул - ≤ 0.06 мм) и соответствующей наследственностью, приобретенной заготовкой катода при компактировании.

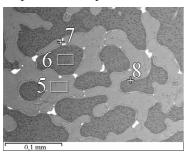


Рисунок 3. Результаты рентгеноструктурного микроанализа литого катода

Таблица 3. Химический состав и количественное содержание элементов в зонах согласно рис. 3

№	Содержание элементов, %						
зоны	Al	Cr	Ni	Y			
5	5,99	32,42	61,59	-			
6	16,80	15,28	67,92	-			
7	5,36	4,52	66,92	23,21			
8	12,89	5,37	81,74	-			

Отмечено наличие в катодах неметаллических включений. Предельные размеры включений составляли до 0,13 мм в гранульном катоде и 0,01 мм в литом. При этом в литом катоде они имели множественный характер, тогда как в гранульном — единичный (рис. 4).

На лопатки турбины, изготовленные из применяемого никелевого жаропрочного сплава ЖС32-ВИ, было нанесено покрытие Ni-Cr-Al-Y с использованием исследуемых катодов для сравнительного анализа и оценки его качества.

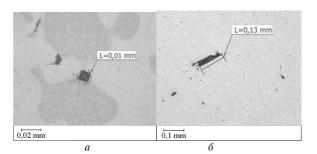


Рисунок 4. Неметаллические включения в катодах: a - литом, 6 - гранульном

Покрытие наносилось на серийной установке АПН-250, параметры технологического процесса идентичны для каждого из катодов, толщина покрытия при этом составляла 0,03...0,05 мм.

Установлено, что покрытия системы Ni-Cr-Al-Y, полученные с применением исследуемых катодов, по химическому составу и толщине покрытия, соответствуют требованиям НТД.

Результаты измерений толщины покрытия по контрольным поверхностям показывают (таблица 4), что покрытие, нанесенное на трактовые поверхности лопаток с использованием гранульного катода, аналогично по толщинам покрытию, полученному с использованием литого катода.

Таблица 4. Толщина измерения слоя покрытия на поверхности лопатки

Метод	Толщина покрытия, мкм					
изготовления катодов	вх. кромка	вых. кромка	спинка	корыто	Полка хвостовика	
Литье	3740	3640	4045	3542	2535	
МΓ	3842	3741	4145	3644	2735	

Анализ полученных результатов показывает, что в обоих случаях трещин и отслоений покрытия не обнаружено. Сцепление слоя с поверхностью лопаток достаточно прочное (рис. 5 и табл. 5).

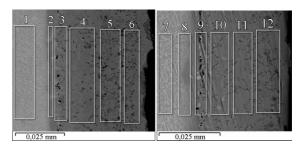


Рисунок 5. Результаты рентгеноструктурного микроанализа покрытия СДП-2 с использованием:

a — гранульного катода; δ — литого катода

Следует отметить, что шероховатость поверхности лопаток с покрытием Ni-Cr-Al-Y обуславливается наличием капельной фазы, которая является неотъемлемой частью плазменного потока при электродуговом распылении материала

катода. Величина и размеры капельной фазы зависят от многих параметров процесса (материала катода, тока дуги, расстояния до обрабатываемой поверхности, остаточного давления в объеме камеры и т.д.). В данном случае, при аналогичных параметрах процесса нанесения, размер и количество капельной фазы на поверхности лопатки зависит только от состояния испаряемого материала катодов, т. е. в конечном итоге от технологии их получения.

Таблица 5. Химический состав и количественное содержание элементов в зонах согласно рис. 5 a, δ

	Элемент, %								
№	Гранульный			No	Литой				
зоны	Al	Cr	Ni	зоны	Al	Cr	Ni		
1	6,40	5,38	63,32	7	6,13	5,39	62,58		
2	8,68	11,11	69,47	8	7,62	9,44	67,67		
3	7,19	24,98	59,31	9	8,65	22,62	60,67		
4	7,75	19,05	68,28	10	7,54	19,98	67,05		
5	8,14	23,8	65,49	11	8,14	20,58	67,32		
6	8,95	20,65	69,26	12	8,9	20,63	67,01		

С помощью сканирующей растровой электронной микроскопии оценивали качество поверхности лопаток с покрытием Ni-Cr-Al-Y, нанесенным с применением исследуемых катодов и проводили количественную оценку капельной фазы с разбивкой по фракциям на фиксированной площади каждой из сравниваемых образцов-лопаток (рис. 6).

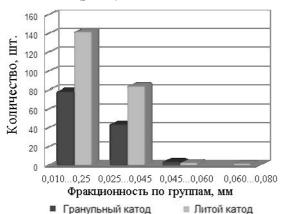
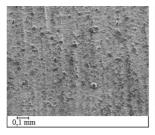


Рисунок 6. Распределение капельной фазы на поверхности лопаток по фракциям

Из рис. 6 следует, что покрытие, полученное с применением гранульного катода, имеет в два раза меньше капельной фазы размером 0,01...0,045 мм и полное отсутствие капельной фазы размером более 0,065 мм, что обеспечивает более низкую, шероховатость поверхности лопаток по сравнению с вариантом, в котором использовался литой катод (табл. 6) и соответственно — лучшее качество поверхности лопатки в целом (рис. 7).

Таблица 6. Результаты замера шероховатости лопаток после нанесения покрытий

Метод изготовления катодов	Шероховатость пера лопатки Ra, мкм			
	Спинка	Корыто		
Литье	2,21	2,02		
МΓ	1,56	1,31		



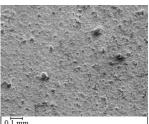


Рисунок 7. Внешний вид капельной фазы на поверхности лопатки после нанесения покрытия с использованием: а — гранульного катода; б — литого катода

Следует отметить, что в процессе эксплуатации, катоды изготовленные $M\Gamma$, показали более равномерную выработку поверхности, что увеличило количество циклов работы катода.

выводы

Применение технологии металлургии гранул при изготовлении катодов позволяет сформировать плотную, дисперсную макро- и микроструктуру, отличающуюся однородным фазовым составом и равномерными распределением структурных составляющих. При этом, в структуре отсутствуют присущие литой структуре рыхлоты, поры, трещины.

Покрытие, полученное с применением гранульного катода, характеризуется более мелкой капельной фазой на поверхности лопаток, что улучшает их шероховатость и состояние трактовых поверхностей лопатки в целом. Применение катодов, изготовленных по технологии металлургии гранул, по сравнению с литыми катодами, обеспечивает стабильную работу установки и увеличивает срок эксплуатации катодов.

В качестве продолжения исследовательских работ в данном направлении авторы планируют провести испытания лопаток с нанесенными покрытиями непосредственно в реальных условиях эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Каблов Е. Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей / Е. Н. Каблов— М.: МИСИС, 2001. 632 с.
- [2]. Логунов А. В. Современные жаропрочные никелевые сплавы для дисков газовых турбин / А. В. Логунов, Ю.Н. Шмотин. М.: Наука и технологии, 2013. 264 с.

[3]. Береснев А. Г. Получение мишеней для высококачественных покрытий из интерметаллидов никеля методом металлургии гранул /

А. Г. Береснев, А.В. Логунов [и др.] // Полет. — 2008. — № 11. — С. 49—51.

Статья поступила в редакцию 23.05.2018

Єфанов В. С. провідний інженер УГМет АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, *e-mail*:

vsyefanov@gmail.com

Клочихин В. В. головний металург АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, *e-mail:*

tb.ugmet@motorsich.com

Педаш О. О. канд. техн. наук, начальник бюро ГІПіГМ УГМет АТ «Мотор Січ», Запоріжжя,

Україна, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Шило В. Г. начальник ВСМ УГМет АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, е-*mail*:

tb.ugmet@motorsich.com

ВПЛИВ ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ КАТОДІВ НА ЯКІСТЬ ПОКРИТТІВ ЛОПАТОК ТУРБІНИ

Мета роботи. Проведення порівняльних досліджень якості трубних катодів, виготовлених методами лиття та металургії гранул (МГ), а також виконати оцінку якості покриттів, нанесених на лопатки турбіни методом іонно-плазмового осадження з їх застосуванням.

Методи дослідження. Проведено металографічні дослідження впливу технології виготовлення катодів системи Me-Cr-Al-Y на стан і якість покриття. За допомогою растрової електронної мікроскопії проведено оцінку впливу методу виготовлення катодів на ступінь шорсткості поверхні покриття. Проведено рентгеноструктурний мікроаналіз покриття Me-Cr-Al-Y, отриманого з катодів виготовлених методами лиття і металургією гранул.

Отримані результати. Зменшена загальна шорсткість поверхні лопатки з іонно-плазмовим покриттям за рахунок використання технології гранульной металургії. Сформовано щільну, дисперсну макро- і мікроструктуру катода, яка відрізняється однорідним фазовим складом і рівномірним розподілом структурних складових, що забезпечило відсутність властивих литий структурі рихлот, пор, тріщин. Знижена кількість великої фракції «крапельної фази» більш ніж у два рази.

Наукова новизна. У процесі дослідження визначено вплив технології виготовлення катодів на якість одержуваного покриття, а також знижена шорсткість поверхні робочих лопаток турбіни. Проведена кількісна оцінка розподілу крапельної фази на поверхні пера лопатки по фракціям.

Практична цінність. Підвищено клас чистоти поверхні лопаток турбіни з іонно-плазмовим покриттям, що сприяло поліпшенню параметрів роботи двигуна. Підвищення стабільності роботи обладнання і збільшена кількість циклів роботи катода за рахунок зменшення дефектів лиття, що виявляються в процесі нанесення покриття.

Ключові слова: турбіна; лопатка робоча; іонно-плазмові покриття; катод; крапельна фаза; шорсткість; гранульна металургія.

Yefanov V. S. Senior Engineer of Chief Metallurgical Engineer Department, MOTOR SICH JSC,

Zaporozhye, Ukraine, e-mail: vsyefanov@gmail.com

Klochikhin V. V. Chief Metallurgical Engineer, MOTOR SICH JSC, Zaporozhye, Ukraine,

e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Pedash A. A. Ph.D, Head of HIP&GM Bureau of Chief Metallurgical Engineer Department,

MOTOR SICH JSC, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Shylo V. G. Head of Special Metallurgy Division of Chief Metallurgical Engineer Department,

MOTOR SICH JSC, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

THE EFFECT OF CATHODE MANUFACTURING TECHNOLOGY ON THE QUALITY OF TURBINE BLADE COATINGS

Purpose. Conducting comparative studies of the quality of pipe cathodes made by casting and granule metallurgy (GM), and assessing the quality of coating applied to blades by ion-plasma deposition with their application.

Methodology. Metallographic studies effect of the Me-Cr-Al-Y cathode manufacturing technology on the condition and quality of the coating have been carried out. With the help of scanning electron microscopy, the effect of the cathode manufacturing method on the degree of roughness of the coating surface was evaluated. X-ray diffraction microanalyses of the Me-Cr-Al-Y coating of the cathodes produced by casting and granule metallurgy was carried out.

Findings. The overall roughness of ion-plasma coatings is reduced due to the use of granule metallurgy. A dense, dispersed macro- and microstructure of the cathode is formed, differing by a homogeneous phase composition and a uniform distribution of the structural components, which ensured the absence of weaknesses, pores, and cracks inherent in the cast structure. The amount of a large fraction of the «droplet phase» is more than halved.

Scientific novelty. In the course of investigation, the influence of cathode manufacturing technology on the quality of the obtained coating was determined, and the surface roughness of the blades was reduced. A quantitative evaluation of the distribution of the droplet phase on the blade airfoil surface by fractions was carried out.

Practical effect. The grade of surface cleanliness of ion-plasma coatings is improved, which contributes to the improvement of engine performance. The equipment stability is increased and the number of cathode operation cycles is extended due to the reduction of casting defects appearing during the coating process.

Key words: turbine; rotor blade; ion-plasma coatings; cathode; droplet phase; roughness; granule metallurgy.

REFERENCES

- [1]. Kablov Y. N. (2006). Litii lopatki gazoturbinyh dvigatelei. Moscow: MISIS Publ., 632.
- [2]. Logunov A. V. (2013). Sovremennyie zharoprochnye splavi dlya diskov gazovyih turbin. Moscow: Science and technology Publ., 264.
- [3]. Beresnev A. G. (2008). Poluchenie misheney dlya vyisokokachestvennyih pokryitiy iz intermetallidov nikelya metodom metalurgii granul. Poliot Publ., 11, 49–51.

УДК 621.923.7

Ефанов В. С. ведущий инженер УГМет АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, *e-mail*:

vsyefanov@gmail.com

Овчинников А. В. д-р техн. наук, проф. каф. ОТСП Запорожского национального технического

университета, Запорожье, Украина, e-mail: iaov@rambler.ru

Петрик И. А. канд. техн. наук, главный сварщик АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина,

e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Мыленко А. А. начальник бюро ЭФМО АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, *e-mail*:

motor@motorsich.com

СНИЖЕНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ МНОГОСЛОЙНЫХ ЖАРОСТОЙКИХ ПОКРЫТИЙ НА ПРОТОЧНЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ ЛОПАТОК ГТД

Цель работы. Снижение шероховатости ионно-плазменных покрытий методом виброполировки с сохранением равномерности толщины покрытия на проточных поверхностях лопатки.

Методы исследования. Проведены металлографические исследования влияния виброполировки на состояние покрытия в различных зонах пера лопатки. С помощью растровой электронной микроскопии проведена оценка влияния продолжительности обработки на степень шероховатости поверхности покрытия, а также проведена оценка эффективности применения различных защитных экранов и оснастки для сохранения геометрии профиля лопатки.

Полученные результаты. Разработана и применена специализированная защитная оснастка, обеспечивающая надежную защиту елочного хвостовика лопатки в процессе обработки виброполировкой. Проведена оценка влияния различных абразивных тел на степень обработки. Улучшена шероховатость ионно-плазменных покрытий с $\Delta 6$ до $\Delta 8$ класса методом виброполировки с сохранением равномерности толщины покрытия на проточных поверхностях лопатки. Потеря толщины покрытия на всех обрабатываемых участках составила менее 10...20%.

Научная новизна. В процессе исследования определено влияние формы и величины абразивных тел на степень обработки поверхности рабочих лопаток ТК. Определено влияние оснастки на области обработки проточных поверхностей лопатки.

Практическая ценность. Существенно снижена шероховатость поверхности ионно-плазменных покрытий с $\Delta 6$ до $\Delta 8$, что может способствовать улучшению параметров работы двигателя. Применение разработанной защитной оснастки и подбор абразивных тел обеспечили равномерное обрабатывание входной, выходной кромок пера лопатки без повреждения на них покрытия. Обеспечена надежная защита елочного профиля замка от воздействия абразивных тел при виброполировке. Подобраны оптимальные режимы установки и углы набегания абразивного потока, обеспечивающие максимальную эффективность обработки.

Ключевые слова: турбина; лопатка рабочая; ионно-плазменные покрытия; шероховатость; механическая обработка; виброполировка; капельная фаза.

ВВЕДЕНИЕ

Уменьшение удельного расхода топлива и одновременно растущая надежность газотурбинных двигателей (ГТД) являются ключевыми и приоритетными направлениями развития современного авиационного двигателестроения.

Традиционно используемые на сегодняшний день методики проектирования не учитывают влияние шероховатости на параметры двигателя в целом, так как расчет ведется для «идеально» гладких проточных частей. Вместе с тем шероховатость турбинных лопаток оказывает существенное влияние на аэродинамическую эффективность и тепловую нагрузку лопаток. Потенциально потери кинетической энергии за счет ше-

роховатости могут увеличиться в 4 раза, а коэффициент теплоотдачи к профилю до 2,5 раз [1].

Поэтому, на данный момент, при проектировании и изготовлении лопаток турбин перспективных газотурбинных двигателей значительная роль отведена минимизации шероховатости поверхности лопаток.

Применение жаростойких покрытий на лопатках турбины, на основе никелевого сплава, помогает защитить поверхность от высокотемпературной коррозии и разупрочнения, в результате воздействия высоких температур на лопатки, и увеличивает их ресурс работы [2]. На переходных режимах работы двигателя жаростойкое покрытие выравнивает температуру поверхности лопаток и понижает термические напряжения в них. Для нанесения жаростойких никелевых и алюминиевых покрытий на лопатки турбин широко применяется метод вакуумной плазменной технологии высоких энергий (ВПТВЭ).

Нанесение жаростойких покрытий данным методом позволяет получить низкую шероховатость (Ra = 1,5...3, Ra — обозначает значение исследуемого профиля с возможным отклонением (среднеарифметическим) и измеряется в мкм) поверхности и высокую стойкость к циклическим нагрузкам.

Это связано с тем, что основными продуктами эрозии катода вакуумной дуги с катодным пятном при осаждении ионно-плазменных покрытий являются ионы и частицы микронных и субмикронных размеров, а так же капли и твёрдые осколки катодного материала. Данный унос катодного материала в виде макрочастиц и их совокупность в общем плазменном потоке называется «капельной фазой» эрозии катода и не превышает 10 % от перенесенного материала. Размер макрочастиц не превышает 10...80 мкм при использовании литых катодов [3].

Капельная фаза, осаждаясь на поверхности пера лопатки, имеет среднюю шероховатость покрытия до $\Delta6...\Delta5$ (Ra 1,5...3), снижая в свою очередь производительность газотурбинных двигателей.

Наиболее эффективным является удаление «капельной фазы» с поверхности покрытия механическим способом. Для решения данной проблемы широко применяются различные методы виброполировки.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАЦИЙ

В серийном производстве наиболее широкое распространение для снижения шероховатости поверхности получили методы химического и механического полирования поверхности.

Химический метод полирования жаростойких покрытий, на проточных частях турбинных лопаток, имеющих многочисленные криволинейные поверхности и охлаждающие каналы с перфорационными отверстиями, трудно применим. Так как большинство лопаток требует защиты не покрываемых окончательно обработанных частей лопатки, а именно елочного хвостовика и ножки, что требует изготовления герметичной оснастки.

Метод виброполировки обеспечивает обработку только наружных частей лопаток без повреждения охлаждающих каналов и имеет возможность защиты окончательно обработанных зон с помощью применения защитной оснастки. К недостаткам метода можно отнести необходимость индивидуального подбора абразивных тел, компаунда и времени обработки, зависящих от гео-

метрии и материала обрабатываемого изделия.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Улучшение шероховатости ионно-плазменных покрытий не ниже $\Delta 8$ (Ra 0,4) методом виброполировки с сохранением равномерности толщины покрытия по перу лопатки.

З ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИА-ЛА И АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТА-ТОВ

Для отработки технологии по повышению класса шероховатости пера лопатки были выбраны образцы рабочих лопаток ТК (ТК — турбина компрессора) из сплава ЖС32-ВИ, с покрытием ГЦП+СДП-2 (ГЦП — газоциркуляционное покрытие системы Cr-Al, СДП-2 — жаростойкий сплав системы Ni-Cr-Al-Y). Выполнен замер фактической шероховатости Ra до обработки абразивными телами, результаты замера представлены в таблице 1.

Таблица 1. Исходная шероховатость (Ra) лопаток с покрытием СД Π -2

Образец №	1	2	3
Спинка пера лопатки	1,333,0	1,22,87	1,262,73
Корыто пера лопатки	1,422,98	1,682,78	1,852,65
Радиус входной кромки	1,12,3	1,32,5	1,42,3
Радиус выходной кромки	0,932,41	1,42,37	1,252,15
Полка хвостовика	1,363,5	1,473,2	1,432,86

Для определения состояния слоя покрытия на проточных поверхностях лопатки, проведен предварительный замер толщины покрытия на пере, корыте, радиусах переходов от пера к полкам, входной и выходной кромках пера лопатки до обработки (табл. 2). Замер толщины защитного покрытия ГЦП+СДП-2 и слоя СДП-2 на поверхности лопатки проводился на шлифах, изготовленных в трех сечениях (рис. 1).

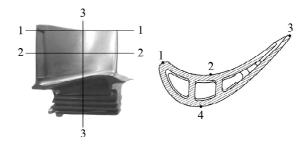


Рисунок 1. Места замеров толщины покрытия

Таблица 2. Исходная толщина слоя покрытия, мкм

Образец №	1	2	3
Спинка/ корыто пера	6880	6474	6878
Полка хвостовика	4550	4347	4348

Лопатки обрабатывались на установках фирмы ROSLER с вращением рабочих тел вокруг центральной вертикальной неподвижной оси барабана (рис. 2).



Рисунок 2. Внешний вид установки ROSLER для виброполировки

Данная установка обеспечивает равномерное движение абразивных тел по спирали вокруг неподвижной центральной части установки.

На первом этапе исследования лопатки-образцы поместили в оснастку (рис. 3), обеспечивающую защиту елочного профиля от воздействия абразивных тел.



Рисунок 3. Лопатка с оснасткой для защиты елочного профиля от обработки

Лопатки поместили в камеру. Однако, из-за достаточно большой массы лопаток с оснасткой процесс обработки не прошёл, т. к. лопатки оставались неподвижными на дне камеры, а силы потока абразивных частиц не хватало для их перемещения по ее объему.

Исходя из полученного результата, принято решение о закреплении лопаток с оснасткой в центральной части абразивного потока, путем закрепления к оси камеры, это решение позволило абразивному потоку во время работы свободно набегать на обрабатываемые поверхности лопатки и производить их обработку.

Получив положительный результат от закрепления оснастки, осуществлен подбор абразивных тел различной геометрической формы и размеров с целью определения возможной максимально эффективной и равномерной обработки поверхности покрытия (рис. 4).

Наибольшую эффективность при обработке показали абразивные тела усеченной цилиндрической формы, они позволили получать обработку поверхностей, расположенных под различным углом к потоку, в то время как сферические и другие обрабатывали в основном поверхности, расположенные перпендикулярно потоку.



Рисунок 4. Внешний вид используемых абразивных тел для обработки лопаток-образцов

Основываясь на полученных данных по закреплению лопаток в объеме камеры и подбору абразивных тел, произведена обработка первых образцов-лопаток N01 и N02.

Результатом такой обработки стал износ защитного слоя покрытия и повреждение геометрии профиля пера лопатки на входной, выходной кромках и торце пера лопатки. Потеря геометрии произошла из-за более интенсивного воздействия абразивных тел на данные части лопатки (рис. 5).

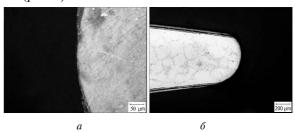


Рисунок 5. Микрошлиф покрытия на лопатке ТК после обработки виброполировкой: a — входная кромка, δ — выходная кромка

Однако, на остальных частях профиля лопатки покрытие сохранилось, а его шероховатость снизилась до $Ra\ 0,6...1,6$. Полученный результат позволил спроектировать новую оснастку, обеспечивающую защиту не только елочного профиля, но и входной и выходной кромки, а также кромки торца пера лопатки (рис. 6).

Учитывая разбег по шероховатости, принято решение в процессе обработки переворачивать лопатки-образцы на 180° , что позволило более равномерно обрабатывать спинку и корыто лопатки.



Рисунок 6. Лопатка с оснасткой для защиты замка, торца, входной и выходной кромки

Для обработки лопаток-образцов 3 и 4 использовались абразивные тела RMBD - 0,4/0,5 и компаунд ZF - 113-25/50, общее время обработки составило 5 часов.

Лопатки №4, №5 и №6 были установлены под ~ 45 ° к горизонтали корытом вверх — обработка 1,5 часа. Затем ~ 45 ° к горизонтали установлена корытом вниз — обработка 1,5 часа. После визуального осмотра принято решение установить лопатки ~ 45 ° к горизонтали корытом вверх — обработка 1,5 часа, так как из-за своей формы и расположения относительно потока корыто лопатки имело менее интенсивную обработку. Геометрия профиля пера лопатки сохранена. Результаты замера шероховатости после обработки представлены в таблице 3.

Таблица 3. Шероховатость (Ra) образцов-лопаток № 4, № 5, № 6 после обработки

Образец №	4	5	6
Спинка пера лопатки	0,54	0,50	0,50
Корыто пера лопатки	0,73	0,76	0,69
Радиус входной кромки	1,40	1,45	1,46
Радиус выходной кромки	1,65	1,99	1,88
Полка хвостовика	0,42	0,440,72	0,46

В результате проведенной обработки образцов $N \!\!\!\! \ _2$ 4, $N \!\!\!\!\! \ _2$ 5 и $N \!\!\!\!\! \ _2$ 6 выявлено наличие теневых зон обработки. Принято решение дообработки лопаток без защитных экранов входной и выходной кромки.

Лопатка № 4, № 5 и № 6 дополнительно обрабатывались 15 минут под углом \sim 45° к гори-

зонтали корытом вверх и 15 минут под углом $\sim 45^{\circ}$ к горизонтали корытом вниз. Результаты замера шероховатости представлены в таблице 4.

Таблица 4. Шероховатость (Ra) образцов-лопаток № 4, № 5, № 6 после дополнительной обработки

Образец №	4	5	6
Спинка пера лопатки	0,450,55	0,40,54	0,390,48
Корыто пера лопатки	0,550,67	0,450,60	0,460,54
Радиус входной кромки	0,640,67	0,650,72	0,640,72
Радиус выходной кромки	0,550,69	0,580,65	0,600,69
Полка хвостовика	0,390,41	0,370,44	0,420,49

Внешний вид лопатки ТК до и после обработки представлен на рис. 7.

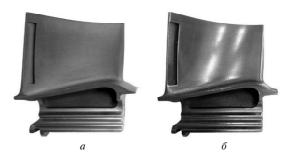
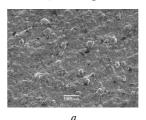


Рисунок 7. Внешний вид рабочей лопатки ТК: a — до обработки, δ — после обработки

Представленные результаты замеров шероховатости показывают, что в результате проведенной обработки достигнуто снижение шероховатости покрытия $\Gamma \Pi + C\Pi - 2$ более чем в три раза. Обеспечено равномерное обрабатывание входной и выходной кромок пера лопатки. На рис. 8a представлены фотографии поверхности покрытий, сделанные под электронным микроскопом, на них видно наличие отдельных капель покрытия до обработки, размером 60...70мкм. После обработки виброполированием капли на поверхности покрытия полностью отсутствуют (рис. 8δ).

Микроструктурный анализ шлифов покрытий образцов, обработанных виброполированием (рис. 9), установил, что сцепление слоя с поверхностью лопатки достаточно прочное, хорошего качества, без дефектов.



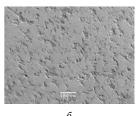


Рисунок 8. Поверхности покрытия: a — до обработк; δ — после обработки

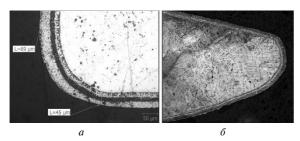


Рисунок 9. Микрошлиф покрытия после обработки на установке ROSLER: a- входная кромка, $\delta-$ выходная кромка

Металлографическими исследованиями установлено уменьшение толщины слоя покрытия на проточных поверхностях лопатки на 10...20% от исходного значения (см. табл. 5). Обработка всех поверхностей с покрытием, включая входную и выходную кромки, а так же кромки торца пера равномерна.

Таблица 5. Замер толщины покрытия ГЦП+СДП-2 после обработки, мкм

Места замеров	Сечение		
	1-1	2-2	3-3
Спинка/корыто пера лопатки	6070	6466	6880
Радиус входной кромки	74	64	_
Радиус выходной кромки	70	70	_
Полка хвостовика	_	-	4042

выводы

Применение метода виброполировки для обработки рабочих лопаток ТК позволило получить положительные результаты по снижению шероховатости на проточных поверхностях лопатки с сохранением равномерности толщины покрытия. При этом шероховатость поверхности улучшилась в 3...4 раза по сравнению с исходной.

За счет применения разработанной защитной оснастки и подбора абразивных тел обеспечено обрабатывание входной, выходной кромок, а так же торцевых поверхностей пера лопатки без повреждения на них покрытия. Обеспечена надежная защита елочного профиля хвостовика от воздействия абразивных тел во время обработки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Иноземцев А. А. Газотурбинные двигатели / Иноземцев А. А., Сандрацкий В. Л. Пермь : Авиадвигатель, 2006. 1204 с.
- [2]. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / Бакулев В. И., Голубев В. А., Крылов Б. А. и др. М.: Издательство МАИ, 2003. 688 с.
- [3]. Аксенов И. И. Техника осаждения Вакуумно-дуговых покрытий / Аксенов И. И., Аксенов Д. С., Белоус В. А. – Х.: ННЦ ХФТИ, 2014. – 280 с.

Статья поступила в редакцию 22.02.2018

Єфанов В. С.

провідний інженер УГМет АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, e-mail: vsyefanov@gmail.com

Овчинников О. В.

д-р техн. наук, проф. каф. ОТЗВ Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя. Україна, e-mail: iaov@rambler.ru

Петрик I. A.

канд. техн. наук, головний зварювальник АТ «Мотор Січ», Запоріжжя,

Україна, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Миленко А. О.

начальник бюро EФMO AT «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, *e-mail:* motor@motorsich.com

ЗНИЖЕННЯ ШОРСТКОСТІ БАГАТОШАРОВИХ ЖАРОСТІЙКИХ ПОКРИТТІВ НА ПРОТОЧНИХ ПОВЕРХНЯХ ЛОПАТОК ГТД

Мета роботи. Зниження шорсткості іонно-плазмових покриттів методом віброполірування зі збереженням рівномірності товщини покриття на проточних поверхнях лопатки.

Методи дослідження. Проведено металографічні дослідження впливу віброполірування на стан покриття в різних зонах пера лопатки. За допомогою растрової електронної мікроскопії проведено оцінку впливу тривалості обробки на ступінь шорсткості поверхні покриття, також проведена оцінка ефективності застосування різних захисних екранів і оснащення для збереження геометрії профілю лопатки.

Отримані результати. Розроблено та застосовано спеціалізоване захисне оснащення, що забезпечує надійний захист ялинкового хвостовика лопатки в процесі обробки віборополіровкой. Проведено оцінку впливу різних абразивних тіл на ступінь обробки. Покращена шорсткість іонно-плазмових покриттів з $\Delta 6$ до $\Delta 8$ класу методом віброполірування зі збереженням рівномірності товщини покриття на проточних поверхнях лопатки. Втрата товщини покриття на всіх оброблюваних ділянках не дотягувала до $10 \dots 20\%$.

Наукова новизна. У процесі дослідження визначено вплив форми і величини абразивних тіл на ступінь обробки поверхні робочих лопаток ТК. Визначено вплив оснастки на області обробки проточних поверхонь лопатки.

Практична цінність. Істотно знижена шорсткість поверхні іонно-плазмових покриттів з $\Delta 6$ до $\Delta 8$, що може сприяти поліпшенню параметрів роботи двигуна. Застосування розробленої захисної оснастки і підбір абразивних тіл забезпечили рівномірне оброблення вхідної, вихідної кромок пера лопатки без пошкодження на них покриття. Забезпечено надійний захист ялинкового профілю замку від впливу абразивних тіл при віброполіруванні. Підібрано оптимальні режими установки і кути набігання абразивного потоку, що забезпечують максимальну ефективність обробки.

Ключові слова: турбіна; лопатка робоча; іонно-плазмові покриття; шорсткість; механічна обробка; віброполірування; крапельна фаза.

Yefanov V. S. Senior engineer of Chief Metallurgical Engineer Department, «Motor Sich» JSC, Zaporozhye, Ukraine, *e-mail:* vsyefanov@gmail.com

Ovchinnikov A. V. Sci. D., Professor of the «Welding Technology and Equipment» Department; Zaporozhye National Technical University, Zaporozhye, Ukraine, *e-mail:*

iaov@rambler.ru

Petrik I. A. Candidate of science, Chief Welding Engineer, «Motor Sich» JSC, Zaporozhye,

Ukraine, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

Mylenko A. A. Head of the Electrophysical Treatment Bureau, «Motor Sich» JSC, Zaporozhye, Ukraine, *e-mail: motor@motorsich.com*

ROUGHNESS REDUCTION OF MULTILAYER HEAT-RESISTANT COATINGS APPLIED TO THE FLOW SECTIONS OF GTE BLADES

Purpose. Reduction of ionic-plasma coating roughness by vibropolishing without sacrificing coating thickness uniformity on the blade flow sections.

Methodology. Metallographic studies of the effect of vibratory polishing on the state of the coating in various zones of the blade airfoil are carried out. With the help of scanning electron microscopy, the influence of processing time on the degree of roughness of the coating surface was evaluated, and also the efficiency of using various protective screens and tooling for preserving the profile geometry of the blade was evaluated.

Findings. A specialized protective equipment was developed and applied to ensure reliable protection of the fir-tree shank of the blade during its vibropolishing. The effect of various abrasive chips on the degree of treatment was evaluated. The roughness of ion-plasma coatings from $\Delta 6$ to $\Delta 8$ class is improved by the method of vibropolishing with preservation of the uniformity of coating thickness on the flow sections of the blade. The loss of coating thickness in all treated areas was less than 10 to 20 %.

Scientific novelty. During the investigation, the influence of the shape and size of abrasive chips on the degree of surface treatment of the compressor turbine rotor blades was determined. The influence of the tooling on the area of treatment of the flow sections of the blade is determined.

Practical effect. The roughness of the surface of ion-plasma coatings is significantly reduced from $\Delta \delta$ to $\Delta \delta$ class, which can improve the performance of the engine. The use of the developed protective equipment and the selection of abrasive chips ensured uniform treatment of the leading, trailing edges of the blade without damaging the coating on them. A reliable protection of the fir-tree shank from the impact of abrasive chips during vibropolishing is provided. Optimal settings and abrasive flow angles ensuring maximum treatment efficiency are selected.

Key words: turbine; rotor blade; ion-plasma coatings; roughness; machining; vibropolishing; droplet phase.

REFERENCES

[1]. Inozemtsev A. A., Sandratskiy V. L. (2006). Gazoturbinnyie dvigateli [Gas turbine engines]. Aviadvigatel, 1204.

[2]. Bakulev V. I., Golubev V. A., Kryilov B. A. (2003). Teoriya, rashcet i proektirovanie

aviatsionnyih dvigateley I energeticheskih ustanovok. Izdatelstvo MAI, 688.

[3]. Aksenov I. I., Aksenov D. S., Belous V. A. (2014). Tehnika osazhdeniya vakuumnyih pokryitiy. NNTS HFTI, 280.

УДК 62-144:669.715.004.15

- **Мітяєв О. А.** д-р техн. наук, зав. кафедри «Композиційні матеріали, хімія та технології» Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail: mityaev@zntu.edu.ua;*
- **Волчок І. П.** д-р техн. наук, професор кафедри «Композиційні матеріали, хімія та технології» Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail:* volchok@zntu.edu.ua:
- **Лоза К. М.** канд. техн. наук, АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, *e-mail:* loza@motorsich.com;
- **Концур О. О.** аспірант кафедри «Композиційні матеріали, хімія та технології» Запорізького національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail: tmzntu@gmail.com*

ВИСОКОЯКІСНІ ПОРШНЕВІ СПЛАВИ ВІТЧИЗНЯНОГО ВИРОБНИЦТВА

Мета роботи. Дослідження властивостей експериментального нового сплаву виробництва AT «Мотор Січ» та порівняння з кращими світовими аналогами— поршневими сплавами виробництва Росії та Німеччини.

Методи дослідження. Хімічний склад експериментальних і серійних сплавів контролювали спектральним аналізом на іскровому спектрометрі «Spectro-Max». Аналіз макро- та мікроструктури виконували за допомогою оптичних мікроскопів МИМ-7, МИМ-8 і «Neophot-21». Вивчення структури при великих збільшеннях проводили на растровому електронному мікроскопі «JSM-300» (Японія). Мікрорентгеноспектральний аналіз структурних складових виконували на растровому електронному сканувальному мікроскопі «JSM-6360LA» (Японія). Температурний коефіцієнт лінійного розширення визначали за допомогою оптичного кварцового дилатометра Шевенара. Опір високотемпературному руйнуванню визначали за ГОСТ 10145-81.

Отримані результати. Розроблено експериментальну технологію підвищення якості поршневих сплавів і збільшення ресурсу, надійності та довговічності поршнів, що виготовлені з них.

Наукова новизна. Виявлено основні закономірності зміни структури вітчизняних поршневих сплавів в процесі експлуатації, що дозволило сформулювати критерії надійності при високих температурах. Встановлено, що каркасна структура комірчастого типу, яку було отримано за експериментальною технологією, є термічно стабільною в умовах експлуатації (~ 300...350 °C) обмежує змінення розмірів і геометрії поршня та сприяє підвищенню його довговічності.

Практична цінність. Застосування експериментальної технології, у порівнянні з серійною, спростило технологічний процес, знизило витрати на його виконання, позитивно позначилося на стабільності структури поринів, призвело до зниження температурного коефіцієнта лінійного розширення на 5,60...5,75 % та збільшило час до руйнування при заданих напруженні та робочій температурі в 2,4 рази. Впровадження результатів роботи у виробництво дозволило знизити собівартість поршнів більш ніж у 3 рази.

Ключові слова: поршень; поршневі сплави, макро- і мікроструктури; хімічний склад; температурний коефіцієнт лінійного розширення; границя витривалості; лазерна обробка.

ВСТУП

Науково-технічний прогрес неможливо уявити без винаходу двигуна внутрішнього згоряння (ДВЗ). Однією з найважливіших і найбільш навантажених його деталей є поршень, який протягом кожного робочого циклу зазнає значних термоциклічних і знакозмінних динамічних навантажень. Вимоги до матеріалів для виготовлення поршнів багатогранні, важко сумісні, а іноді суперечливі, що робить процес їхнього виробу складним у кожному конкретному випадку.

1 АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

На сьогодні моторесурс поршнів автомобільних і тракторних двигунів повинен перевищувати

6000 годин [1]. Впродовж цього часу напруги у поршні за знаком та величиною змінюються більш ніж у $4\cdot10^8$ разів [1], що значно перевищує число циклів, які приймають за базу при проведенні випробувань на втому [2, 3]. Так для легких сплавів, при визначенні границь витривалості, база складає $10\cdot10^7$ циклів, а при проведенні порівняльних випробувань — $10\cdot10^6$ циклів [3, 4].

Значення величин тиску газів і термічних напружень на поверхні днища поршня можуть сягати 20...30 МПа [5, 8]. Поршень контактує з продуктами згоряння палива, температура яких може досягати 2000 °C, при цьому максимальна температура днища поршню залежить від потужності двигуна (табл. 1).

© Мітяєв О. А., Волчок І. П., Лоза К. М., Концур О. О., 2018 DOI 10.15588/1727-0219-2018-1-20

Для ДВЗ малої та середньої потужності поршні виготовляють переважно із алюмінієвих сплавів з вмістом кремнію 11...25 мас. %— евтектичних і заевтектичних силумінів.

Намагання врахувати всі вимоги, які висувають до поршневих матеріалів, було зроблено у роботах [1, 7]:

- мала густина (для зниження навантажень на шатун);
- низький температурний коефіцієнт лінійного розширення (ТКЛР), який забезпечує мінімальний зазор між поршнем та циліндром, що сприяє підвищенню потужності двигуна, знижує витрати паливно-мастильних матеріалів, подовжує термін експлуатації деталей циліндропоршневої групи;
- висока теплопровідність, для забезпечення швидкого відведення тепла та охолодження;
- висока твердість і висока щільність литва, які попереджають причини швидкого руйнування;
- стабільність структури в діапазоні робочих температур, з метою попередження явища «зростання» (збільшення об'єму), що може викликати заклинювання та руйнування деталей;
- висока статична, динамічна та втомна міцність;
 - антифрикційні властивості;
- високий опір корозійному руйнуванню в агресивних рідинних і газових середовищах;
- задовільні технологічні властивості, які дозволяють виготовляти якісні деталі при мінімальних економічних витратах.

2 МЕТА РОБОТИ

Метою роботи було дослідження властивостей поршневого сплаву виробництва АТ «Мотор Січ» (Україна, м. Запоріжжя), який отримано за експериментальною технологією та порівняння його властивостей з поршневими сплавами — аналогами виробництва Росії та Німеччини, що наведені у роботі [8].

З РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА ЇХ АНАЛІЗ

Світовим лідером і основним постачальником поршнів на міжнародний ринок ε фірма «Mahle» (Німеччина), котра розробила шкалу допустимих мікроструктур для сплавів, що ε аналогами АЛ25 (АК12М2МrH) та АЛ30 (АК12ММrH) за ДСТУ 2839-94 (ГОСТ 1583-93). Їдеальною з точки зору

даної шкали є зеренна структура з компактними пластинчастими частинками (до $100~{\rm Mkm}$) евтектичного кремнію та інтерметалідів визначеної форми, які утворюють «комірчастий» каркас на фоні α - твердого розчину на основі алюмінію. Дана структура забезпечує опір процесам дифузії та переміщенню дислокацій, що при роботі в умовах робочих температур підвищує показники жароміцності та позитивно відображається на надійності та довговічності виробів.

Аналіз дефектів циліндро-поршневої групи ДВЗ виробництва АТ «Мотор Січ» за 2003...2010 роки зі сплаву АЛ25 дозволив встановити, що основними причинами передчасного руйнування деталей були: незадовільний рівень механічних властивостей сплаву АЛ25 при робочих температурах, а також нестабільність структури сплаву в процесі експлуатації, котра була причиною зміни розмірів поршня та порушення режимів його роботи.

Фахівцями АТ «Мотор Січ» разом зі співробітниками Запорізького національного технічного університету (ЗНТУ) було розроблено експериментальну технологію оброблення розплаву АЛ25, що гарантовано забезпечувала отримання у поршнях каркасної структури комірчастого типу у вигляді рівновісних ділянок α -твердого розчину на основі алюмінію, які оточені пластинчастими включеннями β -Si та компактними включеннями інтерметалідів розмірами до 100 мкм (рис. 1).

Отримана мікроструктура з точки зору шкали допустимих мікроструктур фірми «Mahle» (Німеччина) вважається допустимою (майже ідеальною). Результати порівняльного аналізу (табл. 2) засвідчили, що експериментальна технологія забезпечує більш високі та стабільні результати, ніж серійна.

Поршні, що були виготовлені за експериментальною технологією, характеризуються більш дисперсною макроструктурою (рис. 2), а мікроструктура, котра являє каркас із кремнієвої евтектики та інтерметалідів, забезпечує гальмування дифузійних процесів і обмеження довжини пробігу дислокацій, що позитивно позначилося на стабільності структури при робочих температурах (до 350 °C) і призвело до зниження ТКЛР на 5,60...5,75 %.

Хімічний склад та властивості експериментальних сплавів було порівняно (табл. 3 та табл. 4) з даними, що наведено у роботі [8].

Таблиця 1. Температурне поле днища поршнів [1]

Потужність ДВЗ, к.с. (кінські сили)	50	100	130	165	175
Діапазон температури, °С	165230	190260	215275	230310	235345

Примітка. В умовах холостого ходу температурне поле знаходиться у діапазоні 140...180 °С для двигунів усіх номенклатурних потужностей.

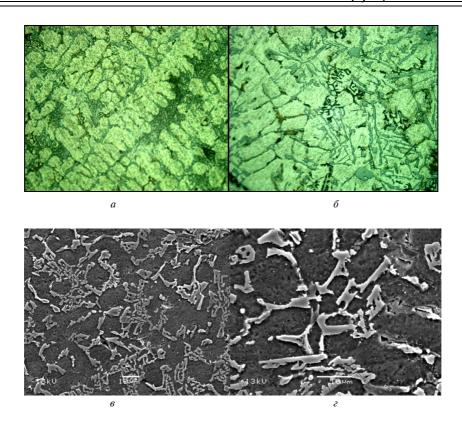


Рисунок 1. Мікроструктура сплаву АЛ25 [9]: a — традиційна технологія, \times 500; δ , ϵ , ϵ — експериментальна технологія, \times 500, \times 1000, \times 2000 (відповідно)

Таблиця 2. Вплив технології виробництва на властивості сплаву АЛ25

Технологія	σ _В , МПа		НВ, МПа		НВ, МПа після витримки 100 год при 300°C		Час до руйнування при $\sigma = 50 \text{ MHa}$ та $T = 300 ^{\circ}\text{C}, \ \tau_{50}^{300}$, год	
	границі зміни	середні значення	границі зміни	середні значення	границі зміни	середні значення	границі зміни	середні значення
АТ «Мотор Січ»	210,6307,7	260,6	950134 0	1164	570770	710	36172	91
ЗНТУ*	249269	257,2	10701370	1166	760770	768	138411	240

Примітка. * — результати наведено для плавок з присадками модифікувального комплексу $0,10;\ 0,15;\ 0,20$ мас. %.

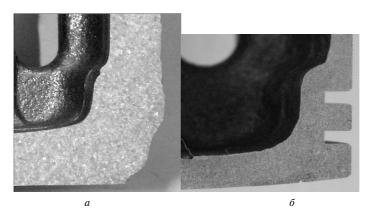


Рисунок 2. Макроструктура поршнів, \times 5: a — серійна технологія виготовлення; δ — експериментальна

Таблиця 3. Хімічний склад поршнів, що досліджували

Країна	Вміст елементів у сплаві, мас.%							
виробник	Si	Mg	Cu	Ni	Fe	Mn	Ti	Al
Україна	11,2511,60	0,800,97	2,572,64	0,981,15	0,650,69	0,510,52	0,20	решта
Росія*	11,2	1,15	2,70	2,20	0,36	< 0,05	-	решта
	11,4	1,13	2,74	2,45	0,47	< 0,05	1	решта
Німеччина*	11,7	0,73	2,89	2,26	0,34	-	ı	решта

Примітка. * — наведено дані з роботи [8].

Таблиця 4. Властивості поршневих сплавів

	Твердість НВ			ТКЛР, 10^{-6} °C ⁻¹ ($T = 2.0 \div 350$ °C)			
Країна виробник	донна частина	«спідниця»	середні значення	донна частина	«спідниця»	середні значення	
Україна	107,0137,0 (див.табл.2)		116,6	19,39	20,64	20,02	
Росія*	79,6	99,0	89,3	20,7	24,0	22,3	
	80,1	89,3	84,7	21,5	20,6	21,0	
Німеччина* «Mahle 124»	96,0	103,0	99,5	20,8	21,0	20,9	

Примітка. * — наведено дані з роботи [8].

Порівняльний аналіз засвідчив високі показники властивостей вітчизняних сплавів, які не поступаються кращим світовим аналогам (див. табл. 2 та табл. 4). Слід зазначити, що для виготовлення сплавів вітчизняного виробництва було використано шихту, яка складалася з 100 % вторинної сировини.

Важливу роль у прогнозуванні надійності та довговічності конструкційних матеріалів та виробів з них відіграють випробування з визначення опору руйнуванню. Відомі методи низькочастотних втомних випробувань потребують значних матеріальних і часових витрат. Особливо це проявляється за необхідністю врахування додаткових факторів (температура, властивості матеріалів, вид напруженого стану моделей та ін.), які суттєво ускладнюють фізичну картину розвитку процесів втомного руйнування. З метою зниження трудомісткості та значного скорочення часу проведення випробувань на втому, особливо при великих базах, перспективним є використання високих частот механічних коливань, що дозволяє за значно менший проміжок часу забезпечити напрацювання значної кількості

Дослідження процесів руйнування експериментальних сплавів (виробництво АТ «Мотор Січ») під дією циклічних навантажень було проведено на високочастотному стенді «ИП-2» Біло-

руського державного технологічного університету при частоті 18 к Γ ц відповідно до вимог Γ OCT 25.502-79 (під керівництвом к.т.н., доц. Бельського С.Є.).

Було досліджено чотири види зразків, що мали пластинчасту форму у вигляді консолі перерізом 2× 6 мм та виготовлені із сплавів за:

- серійною (заводською) технологією (№ 1);
- серійною технологією + поверхневе оброблення лазером (№ 2);
 - експериментальною технологією (№ 3);
- експериментальною технологією + поверхневе оброблення лазером (№ 4).

Випробування на втому проводили при кімнатній (20 °C) та робочій (300 °C) температурах.

Поверхневе оброблення лазером переслідувало мету підвищення надійності та довговічності, так як відомо, що використання цього підходу дозволяє збільшити фізичні, хімічні та механічні властивості [10, 11]. Оброблення зразків проводили імпульсним лазером «КВАНТ-12» в режимі оплавлення (час дії імпульсу $\tau = 4$ мс, довжина хвилі $\lambda = 0,6943$ мкм) з 30 % перекриттям доріжок в атмосфері навколишнього середовища (обробку виконано під керівництвом д-ра фізмат. наук, проф. Гіржона В.В.).

Аналіз результатів випробувань на втому (табл. 5) дозволив зробити наступні висновки.

Номер зразків	Температура випробувань, °С	Границя витривалості σ_{-1} , МПа (середні значення)	Примітка
№ 1	20	93	
342 1	300	86	
№ 2	20	62	
300		80	База випробувань – 10 ⁷ циклів. Частота випробувань – 18 кГц (дозволяє
№ 3	20	104	значно зменшити час проведення випробувань).
745 2	300	98	
№ 4	20	74	
312 4	300	93	

Таблиця 5. Результати випробувань зразків на втому при кімнатній та робочій температурах

Експериментальна технологія у порівнянні з серійною (заводською) забезпечує отримання показників втомної міцності на більш високому рівні (див. табл. 5 порівняння зразків № 1 та № 3), як при кімнатній так і при робочій температурах. Результати свідчать, що отримання при кристалізації в експериментальних сплавах комірчастої структури у вигляді ділянок α- твердого розчину на основі алюмінію, які оточені пластинчастими включеннями β-Si та компактними включеннями інтерметалідів розмірами до 100 мкм (див. рис. 1), сприяє гальмуванню дифузійних процесів і обмеженню довжини пробігу дислокацій, що позитивно позначилося на стабільності структури.

Лазерна обробка (ЛО) забезпечує суттєве підвищення твердості, зносостійкості та корозійної стійкості поверхневого шару [10, 11], але в той же час спричиняє збільшення шорсткості поверхонь, що у комплексі викликає зниження показників втоми (див. табл. 5 порівняння зразків № 1 та № 2; № 3 та № 4). Крім того, зразки оброблені лазером показують більш високі значення границі витривалості при робочих температурах ніж при кімнатній у порівнянні зі зразками без лазерного оброблення. Вочевиль високі стабільність і гомогенність структури поверхневого шару, що утворився внаслідок ЛО, зберігаються і при високих температурах, а підвищення пластичності, як матеріалу основи так і поверхневого шару, збільшує енергоємність процесу руйнування.

Результати досліджень доводять високу спадковість алюмінієвими сплавами структури та властивостей, які передаються при різних видах їх оброблення (див. табл. 5).

висновки

- 1. Аналіз робочих характеристик поршнів для малопотужних ДВЗ, які виготовлені різними виробниками при застосуванні різних технологій, показав, що основними причинами зниження показників надійності та довговічності є: недосконала технологія виробництва; невідповідність та нестабільність структури при робочих температурах у поєднанні з високим температурним коефіцієнтом лінійного розширення.
- 2. З урахуванням змін структури при робочих температурах (~300...350 °C) розроблено експериментальну технологію виготовлення в умовах АТ «Мотор Січ» поршнів, яка забезпечує отримання при кристалізації зеренної комірчастої структури у вигляді рівновісних ділянок α-твердого розчину на основі алюмінію, що оточені пластинчастими включеннями β-Si та компактними включеннями інтерметалідів розмірами до 100 мкм. Дана мікроструктура відповідає кращим еталонним структурам за шкалою фірми «Маhle» (Німеччина).
- 3. Експериментальна технологія дозволяє використовувати у шихті до 100 % дешевої вторинної сировини, збільшити час до руйнування при $\sigma = 50$ МПа та T = 300 °C більш ніж у 2,4 рази, в порівнянні із заводською технологією.
- 4. Оброблення лазером знижує втомну міцність зразків при кімнатній температурі, що обумовлено суттєвою зміною мікроструктури поверхневого шару, підвищенням його шорсткості, твердості та міцності, зниженням пластичності. У той же час при робочих температурах, за рахунок високої стабільності структури поверхневих шарів, що оброблені лазером, а також підвищення пластичності втомна міцність зразків значно зростає, що може бути використано у двигунах з тривалим терміном безперервної роботи.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

- [1]. Повышение ресурса работы поршней двигателей внутреннего сгорания /Б. М. Немененок, В. А. Калиниченко, М. А. Садоха [и др.] // Литье и металлургия. 2005. № 2. С. 175—178.
- [2]. Строганов Г. Б. Сплавы алюминия с кремнием /Строганов Г. Б., Ротенберг В. А., Гершман Г. Б. М.: Металлургия, 1977. 272 с.
- [3]. Розрахунки та випробування на міцність. Опір втомі. Терміни та визначення: ДСТУ 2444-94. [Чинний від 1995-01-01]. К. : Держстандарт України, 1994. 71 с. (Національний стандарт України).
- [4]. ГОСТ 25.502-79. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. [Введ. 1981-01-01]. М.: Издательство стандартов, 1980. 32 с.
- [5]. Костров А. В. Оценка теплонапряженности днища поршня карбюраторного двигателя / А. В. Костров, А. Р. Макаров, А. Д. Шишаев // Автомобильная промышленность. 1986. № 11. С. 10—12.
- [6]. Щурков В. Е. Теплонапряженность поршней автомобильных двигателей ДВС / В. Е. Щурков, С. С. Воробьев // Автомобильная промышленность. 1986. №11. С. 10—12.
- [7]. Зильберг Ю. Я. Алюминиевые сплавы в тракторостроении/Зильберг Ю.Я., Хрущова К. М.,

- Гершман Г. Б. М. : Машиностроение, 1971. 151 с
- [8]. Белов В. Д. Влияние специальной модифицирующей обработки на микроструктуру и механические свойства поршневого эвтектического силумина /В. Д. Белов, А. А. Селиванов, С. А. Кучеряев // Известия вузов. Цветная металлургия. 2005. № 4. С. 32—34.
- [9]. Лоза К. М. Вплив модифікування та термічної обробки на формування структури і властивостей вторинного поршневого сплаву АЛ25: автореф. дис. на здобуття наук. ступеня канд. техн. наук: спец. 05.02.01 матеріалознавство /К.М. Лоза. Запоріжжя, 2012. 16 с.
- [10]. Volchok I. P. Increasing of microhardness of Al-Si alloys by laser treatment /I. P.Volchok, V. V. Girzhon, I. V. Tantsiura // Металлофизика и новейшие технологии. 2011. Т. 33, № 8. С. 1111—1118.
- [11]. Широкобокова Н. В. Поверхневе зміцнення вторинних силумінів методом лазерної обробки: дис. канд. техн. наук: спец. 05.02.01 / Широкобокова Наталія Вікторівна. Запоріжжя, 2013. 158 с.

Статья поступила в редакцию 28.03.2018

Митяев А. А. д-р техн. наук, зав. кафедрой «Композиционные материалы, химия и технологии» Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, *e-mail: mityaev@zntu.edu.ua;*

Волчок И. П. д-р техн. наук, профессор кафедры «Композиционные материалы, химия

и технологии» Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, *e-mail: volchok@zntu.edu.ua*;

Лоза К. М. канд. техн. наук, АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, *e-mail:*

loza@motorsich.com;

концур О. А. аспирант кафедры «Композиционные материалы, химия и технологии»

Запорожского национального технического университета, Запорожье,

Украина, e-mail: tmzntu@gmail.com

ВЫСОКОКАЧЕСТВЕННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ СПЛАВЫ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПРОИЗВОДСТВА

Цель работы. Исследование свойств экспериментального нового сплава производства AO «Мотор Сич» и сравнение с лучшими мировыми аналогами - поршневыми сплавами производства России и Германии.

Методы исследования. Химический состав экспериментальных и серийных сплавов контролировали спектральным анализом на искровом спектрометре «Spectro-Max». Анализ макро- и микроструктуры выполняли с помощью оптических микроскопов МИМ-7, МИМ-8 и «Neophot-21». Изучение структуры при больших увеличениях проводили на растровом электронном микроскопе «JSM-300» (Япония). Микрорентгеноспекральний анализ структурных составляющих выполняли на растровом электронном сканирующем микроскопе «JSM-6360LA» (Япония). Температурный коэффициент линейного расширения определяли с помощью оптического кварцевого дилатометра Шевенара. Сопротивление высокотемпературному разрушению определяли по ГОСТ 10145-81.

Полученные результаты. Разработана экспериментальная технология повышения качества поршневых сплавов и увеличения ресурса, надежности и долговечности поршней, изготовленных из них.

Научная новизна. Выявлены основные закономерности изменения структуры отечественных пориневых сплавов в процессе эксплуатации, что позволило сформулировать критерии надежности при высоких температурах. Установлено, что каркасная структура ячеистого типа, полученная по экспериментальной технологии, является термически стабильной в условиях эксплуатации (~300...350 °C), ограничивает изменение размеров и геометрии поршня и способствует повышению его долговечности.

Практическая ценность. Применение экспериментальной технологии, по сравнению с серийной, упростило технологический процесс, снизило затраты на его выполнение, положительно сказалось на стабильности структуры поршней, привело к снижению температурного коэффициента линейного расширения на 5,60...5,75% и увеличило время до разрушения при заданных напряжении и рабочей температуре в 2,4 раза. Внедрение результатов работы в производство позволило снизить себестоимость поршней более чем в 3 раза.

Ключевые слова: поршень; поршневые сплавы; макро- и микроструктуры; химический состав; температурный коэффициент линейного расширения; предел выносливости; лазерная обработка.

- **Mityaev O. A.** Dr. Sc. (Tech.), Prof., Head of the Composite Materials, Chemistry and Technology Department of Zaporozhye National Technical University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: mityaev@zntu.edu.ua;
- **Volchok I. P.** Dr. Sc. (Tech.), Professor of the Composite Materials, Chemistry and Technology Department of Zaporozhye National Technical University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: volchok@zntu.edu.ua;
- **Loza K. M.** Bach. Sc. (Tech.), «Motor Sich» JSC, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: loza@motorsich.com;
- **Kontsur O. A** Post-graduate of the Composite Materials, Chemistry and Technology Department of Zaporozhye National Technical University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: tmzntu@gmail.com

HIGH-QUALITY PISTON ALLOYS OF DOMESTIC PRODUCTION

Purpose. Investigation of the properties of the experimental new alloy produced by Motor Sich JSC and its comparison with the best world analogues - piston alloys produced in Russia and Germany.

Methodology. The chemical composition of experimental and serial alloys was controlled by spectral analysis on spectrometer «Spectro-Max». The analysis of macro- and microstructure was performed using optical microscopes MIM-7, MIM-8 and «Neophot-21». Study of the structure at large magnifications was performed on a raster electron microscope JSM-300 (Japan). Micro-X-ray analysis of structural components was performed on a raster electronic scanning microscope JSM-6360LA (Japan). The temperature coefficient of linear expansion was determined with the aid of the Shevenar optical quartz dilatometer. The resistance to high-temperature fracture was determined according to GOST 10145-81.

Findings. The experimental technology of improving the quality of the piston alloys and increasing the service life, reliability and durability of the pistons made of them is developed.

Scientific novelty. The basic regularities of the structure changes in domestic piston alloys during operation were revealed, which allowed to formulate reliability criteria at high temperatures. It was established that the frame structure of the cellular type, which was obtained by experimental technology, is thermally stable under operating conditions ($^{\sim}$ 300 to 350 $^{\circ}$ C), restricts changes of the piston size and geometry and improves its durability.

Practical value. The application of experimental technology, compared with the serial one, simplified the technological process, reduced its implementation cost, had a positive effect on the stability of the pistons structure, decreased the temperature coefficient of linear expansion by 5.60 to 5.75 % and extended the time to destruction at given stress and operating temperature by 2.4 times. Implementation of the findings in production allowed to reduce the pistons production cost by more than 3 times.

Keywords: piston; piston alloys; macro and microstructures; chemical composition; temperature coefficient of thermal expansion; fatigue strength; laser treatment.

REFERENCES

- [1]. B. M. Nemenenok, V. A. Kalinichenko, M. A. Sadoha. (2005). Povyshenie resursa raboty porshnej dvigatelej vnutrennego sgoranija. Lit'e i metallurgija, 2, 175–178.
- [2]. Stroganov G. B., Rotenberg V. A., Gershman G.B. (1977). Splavy aljuminija s kremniem, Moscow: Metallurgija, 272.
- [3]. Rozrahunki tavi probuvannja na micnist'.(1994). Opir vtomi. Termini ta viznachennja: DSTU 2444-94. [Chinnij vid 1995-01-01]. K.: Derzhstandart Ukrayini, 71, (Nacional'nij standart Ukrayini).
- [4]. GOST 25.502-79. Metody mehanicheskih ispytanij metallov. Metody ispytanij na ustalost. (1980). [Vved. 1981-01-01], M: Izdatel'stvo standartov, 32.
- [5]. Kostrov A. V., Makarov A. R., Shishaev A. D. (1986). Ocenka teplonaprjazhennosti dnishha porshnja karbjuratornogo dvigatelja. Avtomobil'naja promyshlennost'. 11, 10–12.
- [6]. Shhurkov V. E., Vorob'ev S. S. (1986). Teplonaprjazhennost porshnej avtomobil'nyh

- dvigatelej DVS. Avtomobil'naja promyshlennost', 11, 10–12.
- [7]. Zil'berg Ju. Ja, Hrushhova K. M., Gershman G. B. (1971). Aljuminievye splavy v traktorostroenii. Moscow: Mashinostroenie, 151.
- [8]. Belov V. D., Selivanov A. A., Kucherjaev S. A. (2005). Vlijanie special'noj modificirujushhej obrabotki na mikrostrukturu i mehanicheskie svojstva porshnevogo jevtekticheskogo silumina. Cvetnaja metallurgija, 4, 32—34.
- [9]. Loza K. M. (2012). Vpliv modifikuvannja ta termichnoyi obrobki na formuvannja strukturi i vlastivostej vtorinnogo porshnevogo splavu AL25: avtoref. dis. na zdobuttja nauk. stupenja kand. tehn. nauk: spec. 05.02.01 materialoznavstvo: Zaporizhzhja, 16.
- [10]. Volchok I. P., Girzhon V. V., Tantsiura I. V. (2011). Increasing of microhardness of Al-Si alloys by laser treatment: Metallofizika i novejshie tehnologii, 33(8), 1111–1118.
- [11]. Shirokobokova N. V. (2013). Poverhneve zmicnennja vtorinnih siluminiv metodom lazernoï obrobki (Diss. kand. tehn. Nauk). Zaporizhzhja, 158.

УДК 621. 793.7

Ершов А. В. д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры физики Запорожского

национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail:

<ershov@zntu.edu.ua>

Зеленина Е. А. лаборант кафедры технологии машиностроения Запорожского

национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail:

hellen_shi@mail.ru

Мацюк С. Н. инженер АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: sergeant1738@list.ru

ВЛИЯНИЕ МОЩНОСТИ ПЛАЗМОТРОНА НА КАЧЕСТВО БЕСКАМЕРНЫХ ТИТАНОВЫХ ПОКРЫТИЙ

Цель работы состоит в поиске параметров режима бескамерного напыления, при котором взаимодействие титана с воздухом не приводит к хрупкости и растрескиванию покрытия.

Методы исследования. Для исследования микрошлифов покрытий использовался метод оптической микроскопии. Обнаруженные закономерности согласовывались с теоретической моделью нестационарного температурного поля движущегося теплового источника.

Полученные результаты. Рассмотрена возможность реализации условий бескамерного нанесения титановых плазменных покрытий при изменении тока дуги плазмотрона. Главным препятствием на пути реализации плазменного напыления титана в воздушной среде является его интенсивное взаимодействие с газами при температуре выше 350 °C, поскольку титан — активный химический элемент. Поэтому основное условие при сварке — полная изоляция от окружающей среды, содержащей кислород, азот, водород и другие газы. Установлено, что аргоноплазменное напыление покрытия титана толщиной 0,7—0,8 мм в воздушной среде при мощности аргоновой дуги плазмотрона 30 кВт и токе дуги 600 А сопровождается появленим трещин и возникновением значительной пористости покрытия. В данном случае причиной растрескивания покрытия является перегрев и окисление слоя, которые обусловлены действием теплового потока от плазменной струи и осаждающегося металла.

Показано, что в отличие от сварки титановых деталей, плазменное напыление титана возможно и в открытой среде, поскольку процессы нагрева и охлаждения частиц покрытия протекают значительно быстрее, чем при сварке. Установлено, что главным условием предотвращения взаимодействия титана с газами является снижение температуры внешней поверхности покрытия, что достигается путем снижения мощности плазмотрона и тока дуги. При этом удается исключить растрескивание и уменьшить пористость покрытия.

Научная новизна. Определены параметры нанесения бездефектного аргоноплазменного покрытия в воздушной среде. Экспериментально обнаружено, что при уменьшении мощности плазмотрона до 7—8 кВт и тока дуги до 150—180 А исключается растрескивание и уменьшается пористость покрытия.

Практическая ценность. Показана возможность плазменного напыления титановых покрытий без применения защитной камеры с контролируемой атмосферой, что обеспечивает снижение затрат на изготовление и эксплуатацию технологического оборудования. Указанные преимущества становятся наиболее существенными для крупногабаритных деталей. Показано, что условия бескамерного нанесения титановых плазменных покрытий реализуются при уменьшении тока дуги плазмотрона и не требуют значительной перенастройки оборудования.

Ключевые слова: плазменное покрытие; подложка; микрошлиф; плазмотрон; коэффициент температуропроводности; нестационарный теплообмен; импланты.

ВВЕЛЕНИЕ

Основным материалом для изготовления костных имплантатов в мировой практике является титан и его сплавы. Титан имеет наиболее благоприятное сочетание биомеханических показателей и биологической инертности. Антикоррозионная устойчивость титана связана с образованием в кислородсодержащей среде плотной оксидной пленки, которая при обычной температуре устойчива к действию агрессивных веществ. При имплантации применяется техничес-

ки чистый титан марок BT 1-O, BT1-00, в соответствии с ГОСТом 19807-91 (РФ) и согласно стандарту ASTM (Американское общество тестирования материалов) (США). Содержание Ті в марке BT1-0 составляет приблизительно 99,24—99,7%. Наиболее чистым является технический титан марки BT1-00 (99,58—99,9% Ті). BT1-0, BT1-00 поставляется в виде листов, плит, прутков и труб. Проволока используется для различных сварочных целей и производится из марки BT1-00св. BT1-00св содержит 99,39—99,9% Ті.

Критерием выбора марки титана является отсутствие токсических примесей. Механическая прочность титана не уступает прочности нержавеюшей стали.

Применение титановых суставов — имплантов требует решения важной проблемы соединения металла с костной тканью. Одним из способов ее решения является создание шероховатой поверхности для повышения прочности зоны сращивания с костной и мышечной тканью. По предварительным оценкам высота шероховатости на поверхности импланта должна составлять около 100 мкм. Создание такой шероховатости возможно с помощью плазменного напыления при обеспечении достаточной прочности слоя покрытия.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИ-КАШИЙ

Опыт проведения работ по сварке титана показывает, что главным препятствием на пути реализации плазменного напыления титана в воздушной среде является его интенсивное взаимодействие с газами при температуре выше 350 °C, поскольку титан активный химический элемент [1]. Поэтому основное условие при сварке – полная изоляция от окружающей среды, содержащей кислород, азот, водород и другие газы. Кроме того, сварочные работы должны производиться на относительно больших скоростях. При длительном нагревании зерна в кристаллической решетке расширяются, что значительно повышает хрупкость. Поэтому использование обычной сварки недопустимо, поскольку в металл попадают загрязнения в виде оксидов и нитридов, которые понижают эксплуатационные свойства материала.

При сварке титановых сплавов следует исходить из необходимости обеспечения надежной защиты зоны сварки и остывающих участков соединения от контактов с воздухом [2]—[5]. Сварку и плазменное напыление титана проводят в закрытых камерах в среде аргона.

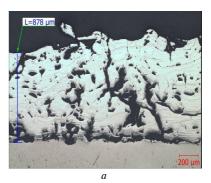
Однако при плазменном напылении нагрев подложки не всегда превосходит 300 °C [6]—[7]. Время пребывания расплавленных частиц покрытия в плазменной струе и охлаждение на подложке составляет тысячные доли секунды, и потому не исключается возможность реализации условий бескамерного нанесения покрытий при получении удовлетворительных прочностных характеристик.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Цель работы состоит в поиске параметров режима бескамерного напыления, при котором взаимодействие титана с воздухом не приводит к хрупкости и растрескиванию покрытия.

3 МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА И АНА-ЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Для напыления титана использовался плазмотрон с подачей титановой проволоки диаметром 1,5 мм для распыления в аргоновой плазменной струе. Выбор режимов напыления состоял в определении условий оптимального теплового состояния подложки, при котором окисление титана и термические напряжения не нарушают целостности покрытия. Для нанесения покрытия при распылении проволоки плазменной струей использовался плазмотрон Метко-9МВ с диаметром сопла 9 мм, при токе дуги 600 А, расходе аргона 42 л/мин., скорости перемещения плазмотрона относительно подложки 0,1 м/с. За 2 прохода наносились слои разной толщины от 300 до 900 мкм. Микрошлифы покрытий показаны на рис. 1а, б.



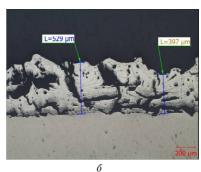


Рисунок 1. Микрошлифы покрытия титана при токе плазмотрона 600 A: а — толщина покрытия более 878 мкм; 6 - толщина покрытия более 529 мкм

Как видно из рис. 1*а*, *б*, при толщинах покрытия 375—878 мкм получена достаточно шероховатая поверхность покрытия. Однако в покрытии присутствуют трещины, которые можно разделить на наклонные и контактные (расположенные на границе покрытия с подложкой). Наклонные трещины приводят к разрыву покрытия, а контактные — к отслоению его от подложки. Наличие трещин и пор с размерами до 60—80 мкм делает невозможным применение покрытия изза его недостаточной прочности. Причиной растрескивания являются не только термические

напряжения, но и охрупчивание титана при насыщении его кислородом свыше нормативной концентрации 0,015%. Окисление титана сопровождается увеличением его хрупкости. Так, при содержании кислорода 0,3% он полностью теряет упругие свойства. Активное взаимодействие титана с кислородом и другими газами происходит при температуре свыше 350 °C [1]—[2]. Насыщение титана водородом концентрацией выше нормативного содержания 0,01-0,015% приводит к таким негативным последствиям, как хрупкость сплава, появление на его поверхности трещин и пор, что и наблюдается на рис. $1a, \delta$.

Таким образом, основной причиной возникновения трещин является перегрев покрытия в газе с примесью воздуха. Такие условия наблюдаются при выходе покрытия из зоны аргоновой защиты. Перегреву покрытия способствует относительно большой ток дуги плазмотрона 600 А. Изменение температуры в зоне плазменного нагрева находится из решения уравнения нестационарной теплопроводности, которое при постоянной плотности поверхностного теплового потока имеет вид [9], [10]:

$$t = \frac{q}{2\lambda\gamma} (\delta - x)^2, \tag{1}$$

где t — температура среды, q — плотность поверхностного теплового потока, λ — теплопроводность, δ — глубина зоны нагрева металла, $\alpha = \lambda/\rho c$ — коэффициент температуропроводности, ρ — плотность, c — теплоемкость среды, τ — время нагрева.

Глубина зоны нагрева металла находится из решения уравнения нестационарной теплопроводности в виде:

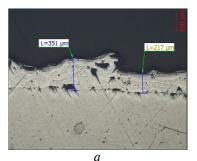
$$\delta = \sqrt{6\alpha\tau}$$
 (2)

При напылении на поверхность вращения время нагревания отдельной точки покрытия определится отношением диаметра пятна нагрева — D к скорости перемещения плазмотрона относительно подложки — v, или $\tau = D/$. Максимальную температуру в зоне осаждения покрытия, согласно [9], можно представить как сумму изменения температуры в зоне плазменного нагрева и температуру поверхности покрытия перед нанесением слоя $t_2 = 120~$ °C :

$$t = \frac{q}{2\lambda} \sqrt{6\alpha D/\nu} + t_2, \epsilon pad. \tag{3}$$

Регулируемым технологическим параметром является плотность теплового потока и диаметра пятна нагрева. Указанные величины возрастают при повышении тока и мощности плазмотрона.

Поэтому, для уменьшениия перегрева покрытия использовался плазмотрон меньшей мощности Метко-3МВ, с током дуги 150-180А и диаметром сопла 3 мм. Подача и распыление титановой проволоки также выполнялось в аргоновой плазменной струе. Микрошлифы покрытий при токе плазмотрона I=180 А показаны на рис. 2a, δ . Снижение тока дуги плазмотрона позволило уменьшить окисление и растрескивание слоя покрытия, получить достаточную высоту шероховатости и плотности при толщине покрытия 227-406 мкм.



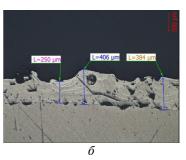


Рисунок 2. Микрошлифы покрытий при токе дуги плазмотрона $I=180~{\rm A}$

Внешний вид напыленной поверхности показано на рис. 3, где видно отсутствие окисления и наличие достаточной шероховатости покрытия.



Рисунок 3. Внешний вид напыленной поверхности импланта

Наметившаяся тенденция снижения пористости покрытия наблюдалась при уменьшении мощности до 7—8 кВт и тока плазмотрона до 150 А, рис. 4. Наибольшая плотность пор наблюдается по границе покрытие-подложка, что связано с остаточным влиянием слоя поверхностных оксидов подложки.

Условие растрескивания покрытия определяется соотношением термических напряжений и когезионной прочности [11]-[15]. Термические напряжения возрастают по толщине слоя покрытия. Как видно на рис. 1, термические микротрещины проникают к поверхности подложки, что свидетельствует о недостаточной когезионной прочности покрытия. Причиной снижения когезионной прочности является насыщение титана газами при повышении мощности и тока дуги плазмотрона.

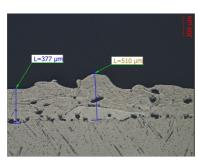


Рисунок 4. Микрошлиф покрытия при токе дуги плазмотрона $I=150~{
m A}$

Снижение мощности плазмотрона до 7–8 кВт, при токе дуги 150–180 А, уменьшается охрупчивание титана вследствие насыщения газами, что делает возможным применение бескамерного плазменного напыления титана, поскольку исключает образование трещин в покрытии.

выводы

- 1. Плазменное напыление титана в воздушной среде при мощности плазмотрона 30 кВт и токе дуги 600 А сопровождается появленим трещин и возникновением значительной пористости плазменного покрытия.
- 2. Причиной растрескивания покрытия является перегрев и окисление слоя титана при температуре выше 350 °C, которая обусловлена действием теплового потока от осаждающегося покрытия и плазменной струи. Снижение мощности плазмотрона до 7—8 кВт и тока дуги до 150—180 А исключает растрескивание и уменьшает пористость покрытия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. Сварка титана и его сплавов неплавящимся электродом (Обзор)/ В. Е. Блащук // Автомат. сварка. № 4. 2007. С. 46—52.
- [2]. Изготовление и эксплуатация оборудования из титана / Г. М. Шеленков, В. Е. Блащук, Р. К. Мелехов и др. К.: Техника, 1984. 120 с.
- [3]. Машиностроение. Энциклопедия. Т. II: Цветные металлы и сплавы / Под общ. ред. И. Н. Фридляндера. М.: Машиностроение, 2001. 880 с.

- [4]. Melechow R. Titan i jero stopy / Melechow R., Tubielewicz K., Blaszuk W. Czestochowa: WPC, 2004. 397 p.
- [5]. Блашук В. Е. Титан: сплавы, сварка, применение / Блащук В. Е. // Автомат. сварка. 2004. № 3. С. 39—46.
- [6]. Блащук В. Е. Титан: сплавы, сварка, применение / Блащук В. Е. // Автомат. сварка. 2004. № 3. С. 39—46.
- [7]. Кудинов В. В. Нанесение плазмой тугоплавких покрытий./ В. В. Кудинов, В. М. Иванов. М. : Машиностроение. 1981. 192 с.
- [8]. Нанесення покриття./ В.М Корж, В.Д. Кузнецов, Ю.С. Борисов, К.А. Ющенко // К.: Аристей, 2005. 204 с.
- [9]. Влияние скорости перемещения плазмотрона на термоупругие напряжения в плазменных покрытиях / Е. А. Зеленина, С. В. Лоскутов., А. В. Ершов, С. Н. Мацюк// Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні. 2017. №1. С. 56—59.
- [10]. Урюков Б.А. Теория эрозии электродов в нестационарных пятнах электрической дуги / Б.А. Урюков// Экспериментальное исследование плазмотронов Новосибирск: Наука,- 1977. -С. 371-383.
- [11]. Студент М. М. Залежність рівня залишкових напружень від складу покрить і режимів електродугової металізації / М. М. Студент, В. С. Піх // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 1993. № 5. С. 46—52.
- [12]. Похмурський В. І. Виникнення та перерозподіл внутрішніх напружень в покриттях в процесі їх нанесення / В. І. Похмурський, М.М.Студент // Математичні методи та фізико-механічні поля. 1998. № 2. С. 105—108.
- [13]. Хасуй А. Наплавка и напыление / А. Хасуй, О. Моригаки. — М. : Машиностроение, 1985. — 239 с.
- [14]. Метод расчета физико механических характеристик плазменного покрытия на подложке при испытании образцов на изгиб / Е. А. Зеленина, С. В. Лоскутов, А. В. Ершов, С. Н. Мацюк // Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні. 2016. № 2. С. 107—110.
- [15]. Напряжение и деформация плазменного покрытия при изгибе подложки / Е. А. Зеленина, С. В. Лоскутов., А.В. Ершов, С. Н. Мацюк// Вісник двигунобудування. 2017. № 1. С. 39—42.

Статья поступила в редакцию 25.05.2018

Єршов А. В. д-р техн. наук, професор, професор кафедри фізики Запорізького

національного технічного університету, Запоріжжя, Україна, *e-mail:*

<ershov@zntu.edu.ua>

Зеленіна О. А. лаборант кафедри технології машинобудування Запорізького національного

технічного університету, Запоріжжя, Україна, e-mail: hellen_shi@mail.ru

Мацюк С. Н. інженер АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, e-mail: sergeant1738@list.ru

ВПЛИВ ПОТУЖНОСТІ ПЛАЗМОТРОНА НА ЯКІСТЬ БЕЗКАМЕРНИХ ТИТАНОВИХ ПОКРИТТІВ

Мета роботи полягає в пошуку параметрів режиму безкамерного напилення, при якому взаємодія титану з повітрям не приводить до крихкості і розтріскування покриття.

Методи дослідження. Для дослідження мікрошліфів покриттів використовувався метод оптичної мікроскопії. Виявлені закономірності узгоджувалися з теоретичною моделлю нестаціонарного температурного поля рухомого теплового джерела.

Отримані результати. Розглянуто можливість реалізації умов безкамерного нанесення титанових плазмових покриттів при зміні струму дуги плазмотрона. Головною перешкодою на шляху реалізації плазмового напилення титану в повітряному середовищі є його інтенсивна взаємодія з газами при температурі вище 350 ° С, оскільки титан - активний хімічний елемент. Тому основна умова при зварюванні — повна ізоляція від навколишнього середовища, що містить кисень, азот, водень та інші гази. Встановлено, що аргоноплазмове напилення покриття титану товщиною 0,7—0,8 мм в повітряному середовищі при потужності аргонової дуги плазмотрона 30 кВт і струмі дуги 600 А супроводжується появою тріщин і виникненням значної пористості покриття. В даному випадку причиною розтріскування покриття є перегрів і окислення шару, які обумовлені дією теплового потоку від плазмового струменя і металу, який осаджується.

Показано, що на відміну від зварювання титанових деталей плазмове напилення титану можливо і у відкритому середовищі, оскільки процеси нагрівання та охолодження частинок покриття протікають значно швидше, ніж при зварюванні. Встановлено, що головною умовою запобігання взаємодії титану з газами є зниження температури зовнішньої поверхні покриття, що досягається шляхом зниження потужності плазмотрона і струму дуги. При цьому вдається виключити розтріскування і зменшити пористість покриття.

Наукова новизна. Визначено параметри нанесення бездефектного аргоноплазмового покриття в повітряному середовищі. Експериментально виявлено, що при зменшенні потужності плазмотрона до $7-8~\kappa$ Вт і струму дуги до 150-180~A виключається розтріскування і зменшується пористість покриття.

Практична цінність. Показана можливість плазмового напилення титанових покриттів без застосування захисної камери з контрольованою атмосферою, що забезпечує зниження витрат на виготовлення і експлуатацію технологічного обладнання. Зазначені переваги стають найбільш істотними для великогабаритних деталей. Показано, що умови безкамерного нанесення титанових плазмових покриттів реалізуються при зменшенні струму дуги плазмотрона і не вимагають значного переналагодження обладнання.

Ключові слова: плазмове покриття; підкладка; мікрошліф; плазмотрон; коефіцієнт температуропровідності; нестаціонарний теплообмін; імпланти.

Ershov A. V. Dr. Tech. Sci., Professor of the Physics Department, Zaporozhye National

Technical University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: ershov@zntu.edu.ua

Zelenina E. A. Laboratory assistant of the Mechanical Engineering Department of Zaporozhye

National Technical University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: <u>hellen_shi@mail.ru</u> Engineer, «Motor Sich» JSC, Zaporozhye, Ukraine, e-mail:

Matsyuk S. N. Engineer, «Motor sergeant1738@list.ru

INFLUENCE OF PLASMA TORCH POWER ON QUALITY OF OUT-OF-CHAMBER TITANIUM COATINGS

Purpose of the paper is to find such out-of-chamber spraying parameters, when the interaction of titanium with air does not lead to brittleness and cracking of the coating.

Research methods. The method of optical microscopy was used for the study of microsections of coatings. The observed regularities were consistent with the theoretical model of unsteady temperature field of the moving heat source.

Results. The possibility of out-of-chamber application of the plasma-sprayed titanium coatings with the changed arc current of plasma torch is considered. The main obstacle to the plasma spraying of titanium in the air is its intensive interaction with gases at temperatures above 350 °C, since titanium is an active chemical element. Therefore, the main condition for welding is a complete isolation from the environment containing oxygen, nitrogen, hydrogen and other gases. It is established that argon-plasma spraying of titanium coating with a thickness of 0.7 to 0.8 mm in air with a power of argon arc of the plasma torch of 30 kW and an arc current of 600 A is accompanied with the appearance of cracks and considerable porosity of the coating. In this case, the cause of cracking of the coating is an overheating and oxidation of the layer which is caused by the heat flow from the plasma jet and the depositing metal.

It is shown that, in contrast to welding of titanium parts, plasma spraying of titanium is possible in open medium, since the processes of heating and cooling of the coating particles proceed much faster than in welding. It is established that the main condition for preventing titanium from interacting with gases is a decrease in temperature of the coating outer surface, which is achieved by reducing the plasma torch power and the arc current. In this case, it is possible to eliminate cracking and reduce the coating porosity.

Scientific novelty. The parameters of applying a defect-free argon-plasma coating in air are determined. It was experimentally found that when the thickness of plasma torch is reduced to 7 to 8 kW and the arc current is reduced to 150 to 180 A, cracking is eliminated and the coating porosity is reduced.

Practical value. The possibility of plasma spraying of titanium coatings without the use of protective chamber with controlled atmosphere is shown, which reduces the manufacturing and operation costs of the process equipment. These advantages become most significant for large parts. It is shown that out-of-chamber application of the plasma-sprayed titanium coatings is realized with the decreased arc current of the plasma torch, and does not require any significant readjustment of the equipment.

Keywords: plasma coating; substrate; microsection; plasma torch; coefficient of thermal diffusivity; non-stationary heat exchange; implants.

REFERENCES

- [1]. Blashhuk V. E. (2007). Svarka titana i ego splavov neplavjashhimsja elektrodom (Obzor). *Avtomaticheskaja svarka*. 4, 46–52. (in Russian.)
- [2]. Shelenkov G. M., Blashhuk V. E., Melehov R. K. i dr (1984). Izgotovlenie i ekspluatacija oborudovanija iz titana. Kiev: Tehnika, 120. (in Russian).
- [3]. Fridljander I. N. (2001). Mashinostroenie. Enciklopedija. T. II: Cvetnye metally i splavy M. Mashinostroenie, 880. (in Russian).
- [4]. Melechow R., Tubielewicz K., Blaszuk W.(2004). Titan i jero stopy. Czestochowa: WPC, 397.
- [5]. Blashhuk V. E. (2004). Titan: splavy, svarka, primenenie *Avtomaticheskaja svarka*. 3, 39–46. (in Russian).
- [6]. Ljasnikov B. H., Vereshhagina L. A. (1996). Biologicheski aktivnye plazmonapylennye pokrytija dlja implantatov. *Perspektivnye materialy*. 6, 50–55. (in Russian).
- [7]. Kudinov V. V., Ivanov V. M. (1981). Nanesenie plazmoj tugoplavkih pokrytij. Moscow: Mashinostroenie. 192. (in Russian).
- [8]. Korzh V. M., Kuznecov V. D., Borisov Ju. S., Jushhenko K. A. (2005). Nanesennja pokrittja. Kiev. Aristej, 204.
- [9]. Zelenina E.A., Loskutov S.V., Ershov A.V., Macjuk S.N. (2017). Vlijanie skorosti peremeshhenija plaz-motrona na termouprugie

- naprjazhenija v plazmennyh pokrytijah. *Novi materiali i tehnologii v metalurgii ta mashinobuduvani*, 1, 56–59. (in Russian).
- [10]. Urjukov B. A. (1977). Teorija jerozii elektrodov v nestacionarnyh pjatnah elektricheskoj dugi. V kn. *Jeksperimental'noe issledovanie plazmotronov*. Novosibirsk: Nauka, 371–383. (in Russian).
- [11]. Student M. M., Pih V. S. (1993). Zalezhnist' rivnja zalishkovih napruzhen' vid skladu pokrit' i rezhimiv elektrodugovoï metalizaciï. *Fiz.-him. mehanika materialiv*. 5, 46–52.
- [12]. Pohmurs'kij V. İ., Student M.M. (1998). Viniknennja ta pererozpodil vnutrishnih napruzhen' v pokrittjah v procesi ih nanesennja. *Matematichni metodi ta fiziko-mehanichni polja*, 2, 105–108.
- [13]. Hasuj A., Morigaki O. (1985). Naplavka i napylenie. Moscow: Mashinostroenie, 239. (in Russian).
- [14]. Zelenina E. A., Loskutov S.V., Ershov A.V., Macjuk, S.N. (2016). Metod rascheta fizikomehanicheskih harakteristik plazmennogo pokrytija na podlozhke pri ispytanii obrazcov na izgib. *Novi materiali i tehnologii v metalurgii ta mashinobuduvanni*, 2, 107–110. (in Russian).
- [15]. Zelenina E. A., Loskutov S. V., Ershov A. V., Ma-cjuk S. N. (2017). Naprjazhenie i deformacija plazmennogo pokrytija pri izgibe podlozhki. *Visnik dvigunobuduvanija*, 1, 39–42. (in Russian).

ОБЪЯВЛЕНИЕ

Приказом Министерства образования и науки Украины № 1714 от 28.12.2017 г. в ГП «Ивченко-Прогресс» создан специализированный ученый совет К17.740.01 с правом принятия, рассмотрения и проведения защиты диссертаций на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.05.03 – «Двигатели и энергетические установки»

ПРИГЛАШАЮТСЯ

работники корпорации «НПО А. Ивченко» и другие соискатели, которые уже имеют необходимые для защиты диссертации документы и материалы и желающие подготовить и защитить диссертационную работу.

По всем вопросам обращаться:

к ученому секретарю совета к.т.н. Петрову Алексею Владимировичу раб. тел. (061) 720-44-24 моб. тел. (099)-266-35-57

e-mail: K17.740.01@ivchenko-progress.com

к техническому секретарю совета к.т.н., доц. Савченко Вере Александровне моб. тел. (097)-467-84-30

Специализированный ученый совет ГП «Ивченко-Прогресс»

Наукове видання

Вісник двигунобудування № 1/2018

науково-технічний журнал

Головний редактор д-р техн. наук О. Я. Качан д-р техн. наук А. І. Долматов

Оригінал-макет підготовлено в редакційно-видавничих відділах ЗНТУ і АТ «Мотор Січ» Комп'ютерна верстка
Переддрукарська підготовка
Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

Коректори

К

Свідоцтво про державну реєстрацію КВ № 6157 від 20.05.2002

Передрукування матеріалів тільки з дозволу редакції При використанні матеріалів посилання на журнал є обов'язковим Матеріали публікуються мовою оригіналу Рукописи, фотокартки та носії інформації не повертаються

Здано до друку 31.07.2018 р., зам. 2270, накл. 300. Надруковано видавничим комплексом АТ «Мотор Січ» Україна, 69068, Запоріжжя, просп. Моторобудівників, 15, тел. (0612) 720-42-49, 720-41-11

Свідоцтво суб'єкта видавничої справи ДК №2394 від 27.12.2005