

Национальный университет «Запорожская политехника», АО «Мотор Сич»,
Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

ВЕСТНИК ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

№ 1 2019

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»
2019 г.

Интернет-страница журнала: <http://vd.zntu.edu.ua/>
 Статьи, которые публикуются в журнале, реферируются в базах данных та РЖ ВИНТИ (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 у 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 | • Технология производства и ремонта |
| • Конструкция и прочность | • Конструкционные материалы |
| • Сборка и испытания | • Стандартизация и метрология |
| • Эксплуатация, надежность, ресурс | • 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 степенів і звань.

Статті та повідомлення будуть формуватися за наступними рубриками:

- | | |
|--------------------------------------|------------------------------------|
| • Загальні питання двигунобудування | • Технологія виробництва і ремонту |
| • Конструкція і міцність | • Конструкційні матеріали |
| • Складання і випробування | • Стандартизація і метрологія |
| • Експлуатація, надійність та ресурс | • 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 | • Technology of production and maintenance |
| • Structures and strength | • Structural materials |
| • Assembling and trials | • Standartization and metrology |
| • Operation, reliability, service life | • Ecology |

Матеріали номера рекомендовані к публікації Ученим Советом Національного університету «Запорізька політехніка» (протокол № 7 от 25.02.2019 г.).

Главный редактор:

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

Заместитель главного редактора:

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. Ившенко
 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 Б. С. Карпинос
 д-р техн. наук А. П. Зиньковский
 д-р техн. наук В. Е. Олышанецкий

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, В. С. Кривцов, 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

© НУ «ЗП», 2019

© НАУ им. Жуковского «ХАИ», 2019

© АО «Мотор Сич», 2019

СОДЕРЖАНИЕ

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

<i>Єришов А.В., Зеленина О.А., Гелетей І.А., Марченко А.А.</i> ВПЛИВ ОПТИМАЛЬНОЇ ЗМІНИ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ НА ЕКОНОМІЮ ПАЛИВА ТА ЗБІЛЬШЕННЯ ДАЛЬНОСТІ ЛІТАКА.....	6
--	---

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ

<i>Аксёнов О.С., Золотко О.Є., Поляков Д.Г.</i> ПЕРСПЕКТИВНА СИСТЕМА ОХОЛОДЖЕННЯ КАМЕРИ РІДИННОГО КРІОГЕННОГО ДВИГУНА	13
---	----

<i>Слинько Г.І., Кубіч В.І., Бокарьов В.І.</i> ВПЛИВ НАВАНТАЖЕННЯ БЕНЗИНОВОГО ЧОТИРИТАКТНОГО ДВИГУНА НА КРИТЕРІЙ МАЩЕННЯ ШАТУННОГО ПІДШИПНИКА КОЛІНЧАСТОГО ВАЛУ	18
---	----

<i>Андреевский М.В.</i> ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ ЗАПУСКА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫТОГО ЦИКЛА, РАБОТАЮЩЕГО НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ ВЫСОКОКИПАЮЩИХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА	29
---	----

<i>Ткаченко С.Н.</i> ПОВЕРХНОСТНОЕ УПРОЧНЕНИЕ ПРИ СИЛЬНОЭКЗОТЕРМИЧЕСКОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ХИМИЧЕСКИХ РЕАГЕНТОВ БОРА И КРЕМНИЯ В КОНДЕНСИРОВАННОЙ ФАЗЕ	35
--	----

<i>Торба Ю.И., Павленко Д.В.</i> ЗАВИСИМОСТЬ КАЧЕСТВА РАСПЫЛА ПУСКОВОЙ ФОРСУНКИ ВОСПЛАМЕНИТЕЛЯ ГТД ОТ ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА	46
---	----

<i>Санько А.А., Шейников А.А.</i> СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ ТУРБОКОМПРЕССОРА ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД НА ОСНОВЕ РЕГРЕССИОННОГО АНАЛИЗА И НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ	54
---	----

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА И РЕМОНТА

<i>Качан А.Я., Уланов С.А.</i> ЗАКОНОМЕРНОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПЕРЕ ЛОПАТОК ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ С УЧЕТОМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ НАСЛЕДСТВЕННОСТИ	61
--	----

<i>Кравцов В.В.</i> ВЛИЯНИЕ ПОВТОРНОГО ЦИКЛА НИТРОЦЕМЕНТАЦИИ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС ВЕРТОЛЕТНОЙ ТРАНСМИССИИ НА СКЛОННОСТЬ К ТРЕЩИНООБРАЗОВАНИЮ	68
--	----

<i>Павленко Д.В.</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЗОНЫ РЕЗАНИЯ СПЛАВА ВТ8 В РАЗЛИЧНЫХ СТРУКТУРНЫХ СОСТОЯНИЯХ	75
---	----

<i>Гончар Н.В., Тришин П.Р.</i> КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА РАЗМЕРНЫЙ ИЗНОС ДИСКОВЫХ ЩЕТОЧНЫХ ПОЛИМЕРНО-АБРАЗИВНЫХ ИНСТРУМЕНТОВ	89
--	----

<i>Лоскутов С.В., Павленко Д.В., Гончар Н.В., Степанов Д.Н., Щетинина М.О., Двирный Я.В.</i> ВЛИЯНИЕ УСТАЛОСТИ И ВОССТАНАВЛИВАЮЩЕЙ ТЕРМООБРАБОТКИ НА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ РЕЛЬЕФ ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ГТД	96
--	----

КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

<i>Глотка О.А., Гайдук С.В., Кононов В.В.</i> ВПЛИВ СИСТЕМИ ЛЕГУВАННЯ ТА РОЗМІРНОЇ НЕВІДПОВІДНОСТІ КРИСТАЛІЧНИХ ГРАТОК γ - ТА γ' - ФАЗ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ МІЦНОСТІ МОНОКРИСТАЛІЧНИХ ЖАРОМІЦНИХ НІКЕЛЕВИХ СПЛАВІВ	107
--	-----

CONTENTS

AIRCRAFT ENGINEERING

<i>Ershov A.V., Zelenina E.A., Geletay I.A., Marchenko A.A.</i> THE INFLUENCE OF OPTIMAL CHANGE OF THE FLIGHT HEIGHT ON THE ECONOMY OF FUEL AND INCREASE OF THE AIRPLANE DISTANCE	6
---	---

STRUCTURES AND STRENGTH

<i>Aksonov O.S., Zolotko O.E., Polyakov D.G.</i> PERSPECTIVE COOLING SYSTEM OF THE CRYOGENIC ROCKET ENGINE	13
<i>Slynko G.I., Kubich V.I., Bokarev V.I.</i> EFFECT OF GASOLINE FOUR-STROKE ENGINE LOAD ON CRITERION OF LUBRICATION OF A CONNECTING ROD CRANKSHAFT BEARING	18
<i>Andriievskyi M.V.</i> PECULARITIES OF START TRANSIENCE OF THE ROCKET ENGINE WHICH RUNS ON ECOLOGICALY-FRIENDLY STORABLE PROPELLANT	29
<i>Tkachenko S.N.</i> SURFACE HARDENING IN THE STRONGLY-EZO-THERMAL INTERACTION OF CHEMICAL REAGENTS OF BORON AND SILICON IN CONDENSED PHASE	35
<i>Torba Ju.I., Pavlenko D.V.</i> THE DEPENDENCE OF QUALITY SPRAY STARTING SPRAYER OF THE GTE IGNITER FROM THE FALL PRESSURE DROP	46
<i>San'ko A.A., Shejnykov A.A.</i> COMPARATIVE ANALYSIS OF THE MATHEMATICAL MODEL OF THE GAS TEMPERATURE SENSOR FOR TURBINE TURBO COMPRESSOR HELICOPTER GTD BASED ON REGRESSION ANALYSIS AND NEURAL NETWORKS	54

TECHNOLOGY OF PRODUCTION AND MAINTENANCE

<i>Kachan A.Ya., Ulanov S.A.</i> REGULARITIES OF RESIDUAL STRESSES FORMATION IN BLADE AIRFOIL AFTER APPLIED PROCESSES WITH REGARD TO TECHNOLOGICAL HEREDITY	61
<i>Kravtsov V.V.</i> INFLUENCE OF CARBONITRIDING RECYCLE OF HELICOPTER TRANSMISSION GEAR WHEEL ON THE INCLINATION TO THE CRACK FORMATION	68
<i>Pavlenko D.V.</i> MODELING OF THE HEAT STATE OF THE CUTTING ZONE BT8 ALLOY AT THE DIFFERENT STRUCTURAL CONDITIONS	75
<i>Gonchar N.V., Tryshyn P.R.</i> COMPLEX EVALUATION OF FACTORS INFLUENCING THE MEASUREMENT WEAR OF DISK POLYMER-ABRASIVE BRUSHES	89

<i>Loskutov S.V., Pavlenko D.V., Honchar N.V., Stepanov D.M., Shchetynina M.O., Dvirnyk Ya.V.</i> INFLUENCE OF FATIGUE AND RESTORING HEAT TREATMENT ON THE ENERGY RELIEF OF THE SURFACE OF GTE DETAILS	96
--	----

STRUCTURAL MATERIALS

<i>Glotka O.A., Haiduk S.V., Kononov V.V.</i> INFLUENCE OF SYSTEM ALLOYING AND DIMENSIONAL MISMATCH OF CRYSTALLINE LATTICES OF γ - AND γ' - PHASES ON THE CHARACTERISTICS OF THE STRENGTH OF SINGLE- CRYSTAL NICKEL SUPERALLOYS	107
--	-----

УДК 629.735.33.016+621.45.015

- Єршов А. В.** д-р техн. наук, професор, професор кафедри фізики Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: ershov@zntu.edu.ua;
- Зеленіна О. А.** лаборант кафедри фізики Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: hellen_shi@mail.ru;
- Гелетей І. А.** студент гр. М717 Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: Gelety.ivan@gmail.com;
- Марченко А. А.** студент гр. М617 Національного університету «Запорізька політехніка», Україна, e-mail: marchenko.andrew777@gmail.com

ВПЛИВ ОПТИМАЛЬНОЇ ЗМІНИ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ НА ЕКОНОМІЮ ПАЛИВА ТА ЗБІЛЬШЕННЯ ДАЛЬНОСТІ ЛІТАКА

Мета роботи полягає в розробці методу визначення оптимальних параметрів польоту літака і оцінки впливу оптимізації на зменшення витрат палива і збільшення максимальної дальності польоту.

Метод дослідження полягає у теоретичному аналізі даних літературних джерел та визначенні залежностей між оптимальною висотою польоту та зміною тягоозброєності літака, яка відбувається за рахунок витрати палива під час польоту.

Отримані результати. Визначено оптимальні параметри польоту: висота і швидкість літака з урахуванням зміни його маси при витраті палива під час польоту. Враховано залежності аеродинамічних характеристик планера літака швидкісних і витратних характеристик двигунів від швидкості і висоти польоту. Показано, що для середньомаягістральних літаків оптимальна зміна висоти протягом польоту дає значну економію палива у порівнянні з витратою палива при польоті на початковій сталій висоті. Виконано оцінку збільшення дальності польоту літака за рахунок економії палива. Наводиться порівняльний аналіз отриманих результатів з даними інших авторів.

Наукова новизна. Визначено співвідношення між аеродинамічною якістю, тягоозброєністю і висотою польоту літака. Встановлено, що для реалізації польоту з оптимальною аеродинамічною якістю, величина оптимальної тягоозброєності літака протягом польоту повинна бути постійною. Показано, що збільшення оптимальної висоти польоту пов'язано з компенсацією зміни тягоозброєності, яка обумовлена зміною ваги літака при витраті палива в польоті.

Практична цінність. Виконано приклад розрахунку зміни оптимальних параметрів польоту середньомаягістрального дозвукового літака з типовими характеристиками. Визначено оптимальні значення швидкості і висоти на початку і кінці ділянки крейсерського польоту. Виконано розрахунок економії палива і збільшення дальності польоту. Показано, що при зменшенні маси палива під час польоту, оптимальна висота польоту літака типу Ту-154 збільшується, що призводить до економії палива і збільшення дальності на 14 %, і дає підстави для отримання дозволу з боку служби управління повітряним рухом на ступінчасту зміну ешелонів висоти протягом польоту. Знайдено, що оптимальна швидкість літака при збільшенні висоти польоту, зменшується внаслідок зменшення відносини тяги двигунів до щільності повітря.

Ключові слова: аеродинамічна якість; тягоозброєність; оптимізація; крейсерський політ; стандартна атмосфера.

ВСТУП

Проблема економії палива призводить до модернізації конструкцій авіаційних двигунів та літаків. Біля 30 % коштів авіакомпаній витрачається на авіаційне паливо. Економічна ефективність літака полягає у досягненні максимальної дальності польоту при обмеженому запасі палива на борту [1, 2]. Окрім конструктивних якостей літака на економію палива, в певній мірі, впливає і визначення та використання оптимальних параметрів польоту [3–7].

1 АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ ПУБЛІКАЦІЙ

Визначення оптимальної висоти та швидкості польоту потребує детальних розрахунків у за-

лежності від співвідношення тяги двигунів та маси літака. Інформація, яка наведена в опублікованих роботах [5–8], недостатня для аналізу та визначення економії палива. Задача оптимізації розглядається з можливою умовою зміни висоти крейсерського польоту [7–8]. Але не вказано причини, які призводять до зміни висоти польоту. Прийнятий у розрахунках коефіцієнт аеродинамічної якості літака Боїнг 767, який дорівнює $k = (20–22)$, був завищений у 1,8 рази, оскільки його дійсне значення $k = 12$ [9]. Результат розрахунку економії палива у [7] складає лише 2 %, що, на наш погляд, є помилкою.

В опублікованих роботах не вказані причини зміни оптимальної висоти крейсерського польо-

ту, які залежать від зміни маси літака, що відбувається за рахунок витрати палива під час польоту та впливає на зміну тягоозброєності літака. Тому розвитком оптимізації параметрів польоту є визначення впливу зміни маси літака на зміну оптимальної висоти польоту. Зміна висоти польоту ускладнює організацію руху літаків, тому для її реалізації треба оцінити економічні переваги у порівнянні з польотом на сталій висоті.

2 МЕТА РОБОТИ

Мета роботи полягає у вирішенні проблеми підвищення економічної ефективності використання літаків: зменшенні витрати палива та збільшенні дальності польоту, розробці методики визначення оптимальних параметрів польоту літака та оцінці зменшення витрати палива внаслідок оптимізації, при якій досягається максимальна дальність польоту.

3 ТЕОРЕТИЧНА МОДЕЛЬ ОПТИМІЗАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ

Для вирішення поставленої проблеми використано систему рівнянь для сили опору, підйомної сили літака та залежності тягоозброєності літака від сили опору та густини повітря, яка визначається висотою польоту:

$$F_x = C_x \rho S \frac{V^2}{2}, \quad (1)$$

$$F_y = C_y \rho S \frac{V^2}{2}, \quad (2)$$

$$q = P / mg, \quad (3)$$

де F_x, F_y – сила опору та підйомна сила літака, C_x, C_y – аеродинамічні коефіцієнти сили опору та підйомної сили, ρ – густина повітря, S – площа опорної поверхні літака, V – його швидкість, q – тягоозброєність, P – сила тяги двигунів, m – маса літака, g – прискорення вільного падіння.

Приймається, що сила опору літака дорівнює силі тяги двигунів.

З рівняння (1) визначається швидкість польоту літака при коефіцієнті аеродинамічного опору C_x , що відповідає оптимальному коефіцієнту аеродинамічної якості літака

$$V = \sqrt{\frac{2F_x}{\rho C_x S}}. \quad (4)$$

Тягоозброєність літака для дозвукового польоту поблизу поверхні землі приймає значення: $q_0 = 0,1-0,3$. Але з рівнянь (1) і (2) вона визначається як співвідношення аеродинамічних коефіцієнтів при $F_y = mg$:

$$q = \frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{k}, \quad (5)$$

де k – коефіцієнт аеродинамічної якості літака, який може досягати величини $k = 10-14$. При цьому найвигідніший коефіцієнт тягоозброєності буде мати значення: $q = 0,05-0,07$, що значно менше q_0 . Щоб здійснити політ з оптимальною аеродинамічною якістю, треба знизити тягоозброєність у декілька разів, що можна здійснити шляхом зменшення тяги двигуна при збільшенні висоти польоту, яке відбувається внаслідок зменшення густини і витрати повітря через двигун. Величина відносної тягоозброєності q / q_0 при сталій об'ємній витраті повітря на крейсерських оборотах ротора двигуна зменшується пропорційно густині повітря при збільшенні висоти. Це частково підтверджується пропорційністю співвідношень q / q_0 та ρ / ρ_0 , що наведені у табл. 1, [3, 4]. З табл. 1 видно, що співвідношення q/q_0 та ρ/ρ_0 приблизно пропорційні при висоті польоту $H < 11$ км, але при більших висотах відбувається значне зменшення тяги двигуна у порівнянні зі зменшенням густини повітря.

Виходячи з формули (5), оптимальна відносна польотна тягоозброєність літака визначається у залежності від оптимальної аеродинамічної якості

$$\frac{q}{q_0} = \frac{1}{q_0 k_{opt}}. \quad (6)$$

У польоті тягоозброєність літака не є сталою, оскільки відбувається зменшення його маси за рахунок витрати палива. При цьому тягоозброєність при польоті на сталій висоті збільшується, а для підтримання оптимальної тягоозброєності слід збільшити висоту польоту. Використання даних табл. 1 дає можливість визначити збільшення оптимальної висоти протягом польоту в залежності від зменшення маси літака. Тяга двигуна та витрати палива під час польоту на оптимальній висоті зменшуються пропорційно

Таблиця 1. Порівняння зміни тяги ТРДД на різних висотах зі зміною густини повітря згідно з таблицями стандартної атмосфери для чисел Маха $M_0 = 0,4$ та $M_0 = 0,8$

H, км	0	2	4	6	8	10	11	13
q/q_0 $M_0 = 0,4$	0,91	0,81	0,66	0,54	0,43	0,32	0,22	0,10
q/q_0 $M_0 = 0,8$	0,91	0,81	0,67	0,53	0,44	0,32	0,22	0,10
ρ / ρ_0	1,0	0,822	0,669	0,538	0,429	0,337	0,297	0,217

зменшенню маси літака, оскільки, згідно з (6), тягоозброєність буде сталою.

4 РОЗРАХУНКИ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ

Виконано розрахунки параметрів початково-го та кінцевого режимів оптимального крейсерського польоту зі зміною висоти. Для розрахунків використано льотно-технічні характеристики літака, близькі за характеристиками до Ту154 [1, 3].

Основні льотно-технічні характеристики літака:

- маса стартова – $94 \cdot 10^3$ кг;

- маса палива – $33 \cdot 10^3$ кг;

- тяга 3-х двигунів низького ступеня двоконтурності – 285 кН;

- питомі витрати палива – 0,058 кг /Н год;

- максимальний коефіцієнт аеродинамічної якості. При числі Маха $M < 0,7$ маємо $k = 14,6$ при аеродинамічних коефіцієнтах опору та підйомної сили $C_x = 0,036$, $C_y = 0,52$;

- при числі Маха $M = 0,8$ маємо $k = 11,9$ при аеродинамічних коефіцієнтах опору та підйомної сили $C_x = 0,037$, $C_y = 0,44$;

- площа крила – 180 м^2 ;

- питомий тиск на крило – $P = 5140 \text{ Н/м}^2$;

- крейсерська швидкість – 850–900 км/год;

- дальність польоту – 3500–4000 км

Для розрахунків приймалося, що при наборі висоти витрачається $2 \cdot 10^3$ кг палива. Для аеронавігаційного запасу (АНЗ), потрібного на випадок польоту на запасний аеродром на відстані до 500 км, та при спуску, треба мати $4 \cdot 10^3$ кг палива на борту. Таким чином, на початку крейсерського польоту маса палива складає $31 \cdot 10^3$ кг, а в кінці – $4 \cdot 10^3$ кг. На ділянці крейсерського польоту витрачається $27 \cdot 10^3$ кг палива. Початкова маса літака на ділянці крейсерського польоту – $92 \cdot 10^3$ кг, а в кінці – $65 \cdot 10^3$ кг.

Для проведення розрахунків використано залежність аеродинамічних коефіцієнтів опору – C_x та підйомної сили – C_y від чисел Маха, висотно – швидкісні характеристики для тяги двигунів та витрати палива які наведено у [4].

Дані розрахунків оптимальних характеристик на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту занесені до табл. 2 та 3. Найбільша дальність польоту літака залежить від кілометрової витрати палива – C_L , що визначається формулою:

$$C_L = \frac{C}{V} = \frac{C_{y0} q / mg}{V}, \quad (7)$$

Таблиця 2. Результати розрахунку зміни оптимальних аеродинамічних характеристик літака на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту з оптимальною зміною висоти

	q_0	V , км/год	M	C_y/C_x	q/q_0	ρ/ρ_0	H , км
Початок польоту	0,28	850	0,8	11,9	0,30	0,32	10,4
Кінець польоту	0,4	790	0,75	13,1	0,191	0,26	11,7

де C – витрати палива літаком за годину, кг/год; C_{y0} – питома годинна витрата палива на 1 Ньютон тяги двигуна кг/год Н; V – швидкість літака, яка визначається за формулою (4).

Згідно з [4] питома витрата палива зростає при збільшенні числа Маха або швидкості польоту. При цьому питома кілометрова витрата палива, яка визначається як відношення (C_{y0}/V) , буде практично сталою. Тоді, згідно з формулою (7), кілометрова витрата палива літака визначається його масою та тягоозброєністю, яка згідно з (5) та (6) обернено залежить від аеродинамічної якості. Прийнято, що оптимальний коефіцієнт аеродинамічної якості мало відрізняється від його максимального значення $k_{opt} \approx 0,97 k_{max}$ [9].

Значення q_0 та V визначалися за формулами (3) та (4). Максимальне відношення C_y/C_x знайдене з [4], в залежності від числа Маха визначало q/q_0 за формулами (5) та (6).

Для розрахунку оптимальної висоти польоту використовуються дані табл. 1 та розрахунки за формулою (6). З табл. 1 знаходилося відношення ρ/ρ_0 , яке за допомогою таблиць стандартної атмосфери визначало оптимальну висоту польоту H . Як видно з табл. 2, при збільшенні тягоозброєності – q_0 наприкінці польоту на рівні землі, згідно з (7), густина повітря та швидкість літака зменшуються, що відповідає підвищенню висоти польоту H з 10,4 до 11,7 км. Слід відзначити, що оптимальна швидкість польоту зменшується з 850 до 790 км/год, внаслідок зменшення відношення тяги двигунів до густини повітря. При збільшенні висоти польоту до 11,7 км сила тяги двигунів F_x зменшується швидше, ніж густина повітря. Дані розрахунків оптимальної витрати палива при польоті з оптимальною зміною висоти на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту занесено до табл. 3.

Враховуючи, що зміна витрати палива відносно маси літака невелика, можна використати лінійну апроксимацію та знайти середню витрату палива, яка визначає час та дальність польоту, табл. 3.

Таблиця 3. Результати розрахунку зміни витрати палива у залежності від оптимальної висоти літака на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту, час польоту, дальність та витрати палива при польоті з оптимальною зміною висоти

	q	m , кг	F_x , кН	C_{y0} , кг/год	C_L , кг/км	L , км	C_{Lcp} , кг/год	T , год	L , км
Початок польоту	0,084	92000	77,0	5900	6,97	3870	5,92	5,55	4700
Кінець польоту	0,077	65000	50,0	3840	4,88	5530			

При зміні висоти середня кілометрова витрата палива зменшується на 14,8 % у порівнянні з витратою палива на початковій сталій висоті. Час польоту визначиться у залежності від запасу палива на борту та швидкості його витрати:

$$T = \frac{m_n}{C_{cp}},$$

де $m_n = 27 \cdot 10^3$ кг – запас палива, що витрачається на ділянці крейсерського польоту, $C_{cp} = 4870$ кг/год – середня витрата палива на час польоту.

Максимальна дальність крейсерського польоту зі зміною висоти визначається за формулою:

$$L = V_{cp} \cdot T,$$

де $V_{cp} = 820$ км – середня швидкість при польоті зі зміною висоти. Розрахунки дальності літака приведено у табл. 3.

Зменшення кілометрової витрати палива та збільшення дистанції крейсерського польоту внаслідок оптимізації висоти літака показано на рис. 1.

5 АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ

Визначено параметри крейсерського польоту, при яких підтримується оптимальна аеродинамічна якість літака, яка забезпечує максимальну дальність польоту. Для розглянутого типу літака. Оптимальна зміна висоти протягом польоту збільшує дальність літака на 14,8% за рахунок економії палива.

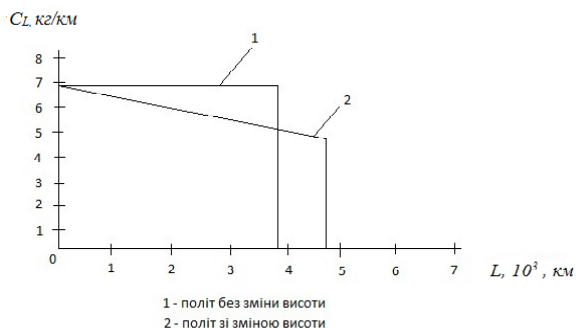


Рисунок 1. Порівняння кілометрової витрати палива і дальності польоту літака зі сталою висотою – 1, та при оптимальній зміні висоти – 2. Площа під графіками дорівнює запасу палива

При польоті зі зміною висоти з 10,4 до 11,7 км, середня кілометрова витрата палива C_{Lcp} є меншою, ніж при польоті на сталій висоті. Згідно з прийнятими скороченими інтервалами вертикального ешелонування – RVSM, висота ешелона складає 300 м. При оптимальному крейсерському польоті треба змінити 4 ешелони висоти. Вагома економія палива дає підстави для отримання дозволу від організації управління повітряним рухом (УПР) на зміну висоти польоту. Зменшення кілометрової витрати палива на дистанції крейсерського польоту показано на рис. 1. При цьому дальність ділянки крейсерського польоту літака збільшується на 830 км. Оптимальна висота польоту розташована нижче максимальної висоти польоту літака тому, що крейсерська тяга двигунів менша, ніж максимальна тяга. Оптимальна висота польоту близька до максимальної висоти і не може бути збільшена на початку польоту. При польоті на початковій висоті кілометрова витрата палива може зменшуватись тільки за рахунок збільшення швидкості літака, але при числі Маха $M > 0,8$ вона обмежена умовою хвильової кризи. Збільшення оптимальної висоти під час польоту, дає значне зменшення витрати палива.

Отримані результати за швидкістю польоту близькі до роботи [7], де розглянуто оптимізацію параметрів польоту для літака близького до Boeing-767–200. Визначено, що оптимальне число Маха, як і у нашому випадку, складає $M = 0,78–0,8$ при стартовій тягоозбреності 0,28. При цьому оптимальна висота початку крейсерського польоту дорівнювала 11,9 км, кінцева – 13,7 км. Перевищення оптимальної висоти у порівнянні з нашими розрахунками складає приблизно 1,5 км, що можна пояснити використанням у [7] занадто високих коефіцієнтів аеродинамічної якості літака – (20–22), у той час як для Tu154 вони складають лише 11,9 та 13,1 при числах Маха 0,8 та 0,75 відповідно. Вимірний коефіцієнт аеродинамічної якості літака Boeing-767-200 дорівнює 12, [10]. Для сучасного літака Sukhoi Superjet-100 максимальний коефіцієнт аеродинамічної якості наближається до 16. Прийняті у [7] коефіцієнти аеродинамічної якості недостовірні та відносяться до крила, а не до літака. Отримана економія палива при зміні висоти польоту у [7] склала тільки 2 %, що значно відрізняється від резуль-

татів цієї роботи. Пояснення цієї відмінності знаходиться на рис.1, де зображено графік зменшення кілометрової витрати палива приблизно на 30% при польоті зі зміною висоти. Щоб здійснити такий політ на сталій висоті, необхідно зменшувати тягу двигунів, виходячи з умов сталої оптимальної тягоозброєності. Але при польоті на сталій висоті, при зменшенні маси літака, підтримання оптимальної тягоозброєності в умовах сталої тяги двигунів неможливе. Зменшення тяги двигунів нижче крейсерської, у роботі [7] не обговорювалось. Було відзначено, що: «тяга двигателя и расход топлива определяются заданным режимом работы двигателя (номинальный режим при наборе высоты в основном полете, т. е. 0,95 от оборотов ротора высокого давления на максимальном режиме) и условиями полета (Н и V)». Тоді не зрозуміло, за рахунок чого знижувалися витрати палива при польоті на сталій висоті зі сталою швидкістю при зменшенні маси літака. Відповідь може бути такою: за рахунок зменшення тяги та частоти обертання роторів двигунів при зменшенні маси літака. Але це не входило до умов оптимізації. Таким чином, наведена оцінка економії палива при зміні висоти занижена у кілька разів. Висновок роботи [7]: «с точки зрения оптимизации расхода топлива за полет при дальностях менее 5000 км переходит на следующий эшелон особой целесообразности нет» є невірним, оскільки оцінки економії палива, як було вказано, некоректні.

ВИСНОВКИ

1. Визначено, що оптимальна висота крейсерського польоту літака зростає при збільшенні його тягоозброєності та аеродинамічної якості. При польоті на сталій висоті при зменшенні маси літака внаслідок витрати палива, підтримання оптимальної тягоозброєності в умовах сталої тяги двигунів неможливе.

2. Показано, що при зменшенні маси палива під час польоту, оптимальна висота польоту літака типу Ту154 збільшується з 10,4 до 11,7 км, що призводить до економії палива та збільшення дальності на 14,8 % та дає підстави для отримання дозволу з боку організації управління повітряним рухом (УПР) на ступінчасту зміну кількох ешелонів висоти протягом польоту.

3. Знайдено, що оптимальна швидкість літака типу Ту154 при збільшенні висоти польоту з 10,4 до 11,7 км зменшується з 850 до 790 км/год внаслідок зменшення відношення тяги двигунів до густини повітря.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Динамика полёта самолёта: учебник для вузов / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др.; под ред. академика РАН Г.С. Бюшгенса. — М. : Машиностроение, 2011. — 76 с.
2. Балакин В. Л. Динамика полёта самолёта. Расчёт траекторий и лётных характеристик : Конспект лекций / В. Л. Балакин, Ю. Н. Лазарев ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва. — Самара : 2002. — 55 с.
3. Балакин В. Л. Расчёт лётных характеристик, продольной устойчивости и управляемости дозвукового самолёта [Электронный ресурс] : учеб. пособие / В. Л. Балакин, Т. А. Баяндина ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва. — Самара, 2004.
4. Баяндина Т. А. Расчёт лётных характеристик самолёта [Электронный ресурс] / Т. А. Баяндина, А. Г. Кочян; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. — Самара, 2012.
5. Скрипниченко С. Ю. Влияние индивидуальных характеристик самолета на наиболее выгодные режимы полета. Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность / Скрипниченко С. Ю. — Москва, 2005. — № 81. — С. 107—110.
6. Киселев М. А. К оптимизации управления траекторным движением самолета / М. А. Киселев, А. М. Костин, В. Р. Тюменев // Научный вестник МГТУ ГА. — 2008. — № 125. — С. 138—145.
7. Губарева Е. А. Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке крейсерского полета / Е. А. Губарева, Т. Ю. Мозжорина // Инженерный журнал : наука и инновации, 2014, вып.12.URL:<http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/technic/1248.html>
8. Мозжорина Т. Ю. Моделирование влияния атмосферных условий на результаты оптимизации программы полета дозвукового пассажирского самолета / Т. Ю. Мозжорина, Е. А. Губарева // Математическое моделирование и численные методы, 2014. — № 3 (3). — С. 74—88.
9. Березин П. Ф. Военно-авиационный словарь / П. Ф. Березин [и др.]. Москва : Воениздат, 1966. — 472 с.
10. Аэродинамическое качество — Википедия, https://ru.wikipedia.org/wiki/Аэродинамическое_качество. Планер Гимли

Статья поступила в редакцию 22.05.2019

- Ершов А.В.** д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры физики Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: ershov@zntu.edu.ua
- Зеленина Е.А.** лаборант кафедры физики Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: hellen_shi@mail.ru
- Гелетей И.А.** студент гр. М717 Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: [<Gelety.ivan@gmail.com>](mailto:Gelety.ivan@gmail.com)
- Марченко А.А.** студент гр. М617 Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: [<marchenko.andrew777@gmail.com>](mailto:marchenko.andrew777@gmail.com)

ВЛИЯНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО ИЗМЕНЕНИЯ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ЭКОНОМИЮ ТОПЛИВА И УВЕЛИЧЕНИЕ ДАЛЬНОСТИ САМОЛЕТА

Цель работы заключается в разработке метода определения оптимальных параметров полета самолета и оценки влияния оптимизации на уменьшение расхода топлива и увеличение максимальной дальности полета.

Метод исследования заключается в теоретическом анализе данных литературных источников и определении зависимостей между оптимальной высотой полета и изменением тяговооруженности самолета, которая происходит за счет расхода топлива во время полета.

Полученные результаты. Определены оптимальные параметры полета: высота и скорость самолета с учетом изменения его массы при расходе топлива во время полета. Учтены зависимости аэродинамических характеристик планера самолета скоростных и расходных характеристик двигателей от скорости и высоты полета. Показано, что для среднемагистральных самолетов оптимальное изменение высоты в течение полета дает значительную экономию топлива по сравнению с расходом топлива при полете на начальной постоянной высоте. Выполнена оценка увеличения дальности полета самолета за счет экономии топлива. Приводится сравнительный анализ полученных результатов с данными других авторов.

Научная новизна. Определено соотношение между аэродинамическим качеством, тяговооруженностью и высотой полета самолета. Установлено, что для реализации полета с оптимальным аэродинамическим качеством, величина оптимальной тяговооруженности самолета в течение полета должна быть постоянной. Показано, что увеличение оптимальной высоты полета связано с компенсацией изменения тяговооруженности, которая обусловлена изменением веса самолета по мере расхода топлива в полете.

Практическая ценность. Выполнен пример расчета изменения оптимальных параметров полета среднемагистрального дозвукового самолета с типовыми характеристиками. Определены оптимальные значения скорости и высоты в начале и конце участка крейсерского полета. Выполнен расчет экономии топлива и увеличения дальности полета. Показано, что при уменьшении массы топлива во время полета, оптимальная высота полета самолета типа Ту-154 увеличивается, что приводит к экономии топлива и увеличения дальности на 14 %, и дает основания для получения разрешения со стороны службы управления воздушным движением на ступенчатую смену эшелонов высоты в течение полета. Найдено, что оптимальная скорость самолета, при увеличении высоты полета уменьшается вследствие уменьшения отношения тяги двигателей к плотности воздуха.

Ключевые слова: аэродинамическое качество; тяговооруженность; оптимизация; крейсерский полет; стандартная атмосфера.

- Ershov A.V.** Dr. Tech. Sciences, Professor, Professor, Department of Physics, National University «Zaporizka politeknika», Zaporozhye, Ukraine, e-mail: [<ershov@zntu.edu.ua>](mailto:ershov@zntu.edu.ua)
- Zelenina E.A.** Laboratory Assistant, Department of Physics, National University «Zaporizka politeknika», Zaporozhye, Ukraine, e-mail: hellen_shi@mail.ru
- Gelety I.A.** student gr. M717 National University «Zaporizka politeknika», Zaporozhye, Ukraine, e-mail: [<Gelety.ivan@gmail.com>](mailto:Gelety.ivan@gmail.com)
- Marchenko A.A.** student gr. M617 National University «Zaporizka politeknika», Zaporozhye, Ukraine, e-mail: [<marchenko.andrew777@gmail.com>](mailto:marchenko.andrew777@gmail.com)

THE INFLUENCE OF OPTIMAL CHANGE OF THE FLIGHT HEIGHT ON THE ECONOMY OF FUEL AND INCREASE OF THE AIRPLANE DISTANCE

The aim of the work — is to develop a method for determining the optimal flight parameters of an aircraft and assessing the impact of optimization on reducing fuel consumption and increasing the maximum flight range.

The research method consists in a theoretical analysis of data from literary sources and the determination of dependencies between optimal flight altitudes and the change of airplane's traction, which occurs due to fuel consumption during the flight.

Results obtained. The optimal flight parameters were determined: the height and speed of the aircraft, taking into account changes in its mass during fuel consumption during the flight. The dependences of the aerodynamic characteristics of the aircraft on the speed characteristics of the engines on the speed and height of the flight are taken into account. It is shown that for medium-range airplanes, an optimal change in altitude during the flight can give fuel savings of up to 14% compared with fuel consumption when flying at the initial constant altitude. The estimation of the increase in the flight range of the aircraft due to fuel economy was made. A comparative analysis of the results obtained with the data of other authors is given.

Scientific novelty. The relationship between aerodynamic quality, thrust-weight ratio and the height of the aircraft is determined. It has been established that in order to realize a flight with an optimal aerodynamic quality, the value of the optimum thrust-weight ratio of the aircraft during the flight must be constant. It is shown that an increase in the optimum flight altitude is associated with compensation for the change in thrust-to-weight ratio, which is caused by the change in aircraft weight as fuel consumption in flight.

Practical value. An example of calculating the change in the optimal flight parameters of a medium-haul subsonic aircraft with typical characteristics has been performed. The optimal values of speed and altitude at the beginning and end of the cruising flight section have been determined. The calculation of fuel economy and increased flight range. It is shown that with a decrease in the mass of fuel during the flight, the optimum altitude of the aircraft of the Tu-154 type increases, which leads to fuel savings and an increase in range by 14%, and gives grounds for obtaining permission from the control service by air traffic on a stepped change in flight levels. It was found that the optimal speed of the aircraft, with increasing flight altitude, decreases due to a decrease in the thrust ratio of the engines to the air density.

Key words: aerodynamic quality; traction; optimization; cruise flight; standard atmosphere.

REFERENCES

1. A. V. Efremov, V. F. Zakharchenko, and V. N. Ovcharenko, etc. (2011) Flight Dynamics of aircraft: textbook for universities ; under the editorship of academician G.S.Byushgens.M.: Publishing house «engineering», 76.
2. V. L. Balakin, Yu. N. Lazarev (2004) Dynamics of flight of the aircraft. The calculation of the trajectories and flight performance : Abstract of lectures ; Samar. state aerospace. UN-t im. S. P. Korolev. Samara, 55.
3. V. L. Balakin, T. A. Bayandina (2004) Calculation of flight characteristics, longitudinal stability and controllability of subsonic aircraft [Electronic resource]: studies. manual ; Samar. state aerospace. UN-t im. S. P. Korolev. — Samara.
4. T. A. Bayandina, A. G. Kochyan (2012) Calculation of flight characteristics of the aircraft [Electronic resource] Ministry of education and science of Russia, Samara. state aerospace. UN-t im. S. P. Korolev. Samara.
5. Skripnichenko S. Yu. (2005) Influence of individual characteristics of the aircraft on the most favorable flight modes. Scientific Bulletin of MSTU GA. Sir. Aeromechanics and strength. Moscow, 81, 107–110.
6. M. A. Kiselev, A. M. Kostin, V. R. tyumenev (2008) To optimization of control of trajectory movement of the plane. *Scientific Bulletin of MGTU GA*, 125, 138–145.
7. Gubareva E. A., Mozzhorina T. Yu. (2014) Optimization of the flight program of subsonic passenger aircraft on the cruising flight section. *Engineering journal: science and innovation*, 12. URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/technic/1248.html>
8. T. Yu. Mozzhorina, E. A. Gubareva (2014) Modeling of the influence of atmospheric conditions on the results of optimization of the flight program of subsonic passenger aircraft. *Mathematical modeling and numerical methods*, 3 (3), 74–88.
9. Berezin P. F. (1966) Military aviation dictionary Moscow : Voenizdat, 472.
10. Aerodynamic quality — Wikipedia, https://ru.wikipedia.org/wiki/Аэродинамическое_quality. The Gimli Glider

УДК 621.454.2:536.24

- Аксёнов О. С.** інженер державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна, e-mail: www.sseg@gmail.com;
- Золотько О. Є.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету ім. О. Гончара, Дніпро, Україна, e-mail: alexaur61@gmail.com;
- Поляков Д. Г.** інженер державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна, e-mail: dannypolyakov95@gmail.com

ПЕРСПЕКТИВНА СИСТЕМА ОХОЛОДЖЕННЯ КАМЕРИ РІДИННОГО КРІОГЕННОГО ДВИГУНА

Мета роботи. Обґрунтувати можливості підвищення характеристик ракетного двигуна за рахунок застосування системи охолодження камери з міжканальною транспірацією надкритичного кисню.

Методи дослідження. Проведений науковий аналіз процесу теплообміну при використанні пористих матеріалів у тракті охолодження камери ракетного двигуна. При проведенні досліджень використовувалися критеріальні співвідношення для розрахунку коефіцієнтів тепловіддачі до речовини, яка знаходиться у надкритичному стані. Застосовувався метод обчислювального експерименту.

Отримані результати. Показано, що система охолодження з міжканальною транспірацією надкритичного кисню дозволяє значно інтенсифікувати теплообмін у тракті охолодження камери. При цьому позитивні властивості кисню, що переходить до надкритичного стану, використовуються з максимальною ефективністю. Уточнена методика визначення коефіцієнту тепловіддачі при протіканні охолоджувача крізь пористий матеріал.

Наукова новизна. Вперше запропоновано використовувати надкритичний кисень у системі охолодження з міжканальною транспірацією для підвищення коефіцієнту тепловіддачі та зменшення гідравлічних втрат. Запропоновані нові схемні рішення реалізації системи охолодження.

Практична цінність. Використання міжканальної транспірації надкритичного кисню дозволить значно підвищити питомий імпульс двигуна, підвищити його надійність, зменшити масу двигунної установки та здійснити перехід до більш досконалих схемних рішень.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун; система охолодження; міжканальна транспірація; надкритичний кисень; пористий матеріал.

ВСТУП

Розвиток сучасної ракетно-космічної техніки передбачає постійне поліпшення основних параметрів РРДУ. Підвищення характеристик рідинного двигуна можливо за рахунок підвищення тиску в камері згоряння (КЗ), інтенсифікації теплообміну в тракті охолодження, використання ефективних охолоджувачів: кріогенних водню, кисню, метану та інших. Відомо, що найкращим охолоджувачем є водень. Вуглеводневе паливе (наприклад, Т-1, РГ-2) має погіршені охолоджуючі властивості. Тому при його використанні доводиться вводити завісне охолодження та потужне загороджувальне охолодження від форсункової головки, що призводить до суттєвих втрат питомого імпульсу тяги.

На інтенсифікацію теплообміну значно впливає конструкція тракту охолодження. Один з перспективних і ефективних методів інтенсифікації теплообміну в тракті охолодження полягає у використанні пористих матеріалів (ПМ). Заповнення теплообмінного тракту пористим високотеп-

лопровідним матеріалом з малим термічним опором між стінкою і пористою структурою у десятки разів підвищує інтенсивність теплообміну порівняно з гладким щільним трактом [1], але при цьому можуть значно збільшитися гідравлічні втрати. Отже, задача розробки ефективної системи охолодження камери кріогенного двигуна є актуальною.

1 АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ ПУБЛІКАЦІЙ

Розглянуто варіанти використання ПМ в таких галузях техніки, як ядерна енергетика, лазерні технології, двигунобудування та інших.

Для зменшення втрат тиску у заповненому пористим матеріалом тракті охолодження доводиться зменшувати швидкість руху теплоносія в ПМ за рахунок збільшення прохідного перетину тракту, що в свою чергу призводить до зниження інтенсивності теплообміну і підвищення маси і габаритів тракту охолодження. Різко знизити втрати тиску можливо, якщо перейти від позовжньо-канального до позовжньо-поперечного (міжканального) руху охолоджувача через ПМ.

Принцип міжканальної транспірації дозволяє створити високоефективний пористий теплообмінний тракт зі значно більшою ефективністю теплообміну, ніж у крапкових оребрених трактах. Він поєднує в собі високу тепловіддачу, властиву високотеплопровідним ПМ, і низькі гідравлічні втрати [2]. Іншою важливою позитивною відмінністю міжканальної транспірації охолоджувача порівняно з традиційними системами охолодження є можливість подачі охолоджувача по всій довжині ділянки з практично однаковою постійною вхідною температурою.

Для визначення коефіцієнту тепловіддачі використовувались апроксимаційні залежності для експериментальних даних, отриманих авторами [1] та [3] стосовно пористих структурованих матеріалів.

2 МЕТА ДОСЛІДЖЕННЯ

Метою дослідження є обґрунтування можливості підвищення характеристик ракетного двигуна за рахунок застосування системи охолодження камери з міжканальною транспірацією надкритичного кисню (МТНК). Система охолодження з МТНК дозволяє значно інтенсифікувати теплообмін у тракті охолодження камери. При цьому позитивні властивості кисню, що переходить до надкритичного стану, використовуються з максимальною ефективністю.

3 РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

На тепловіддачу до надкритичного кисню суттєво впливає градієнт густини у пограничному шарі. Застосування в якості охолоджувача кріогенного кисню в надкритичному стані дозволяє суттєво знизити гідравлічний опір в тракті охолодження, але при цьому слід враховувати деяке погіршення здатності до охолодження при переході кріоагента від транскритичного до надкритичного стану [5]. Запропоновано уточнену методику для розрахунку коефіцієнта тепловіддачі, яка враховує значення пористості та властивості матеріалу пористої вставки, довжину ділянки руху та швидкість охолоджувача в тракті охолодження, враховуючи рекомендації, представлені в роботах [1], [2], [4].

Особливості застосування системи МТНК розглянуто на прикладі камери рульового двигуна II ступеня РН «Зеніт». При розрахунку конвективних теплових потоків використовувалась методика В.М. Ієвлева. На рис. 1 представлена схема організації МТНК. В якості пористого матеріалу використовувалась сітка з бронзового сплаву БрХ08. Значення температур визначалися за уточненою методикою розрахунку.

Розглянуто дві базові схеми системи охолодження з МТНК (рис. 2). За схемою А охолоджувач послідовно протікає всі секції, починаючи

від циліндричної частини до зрізу сопла камери. За схемою Б охолоджувач подається в закритичну область камери і спрямовується у бік форсункової головки. Потім здійснюється перекидання компонента до закритичної частини сопла.

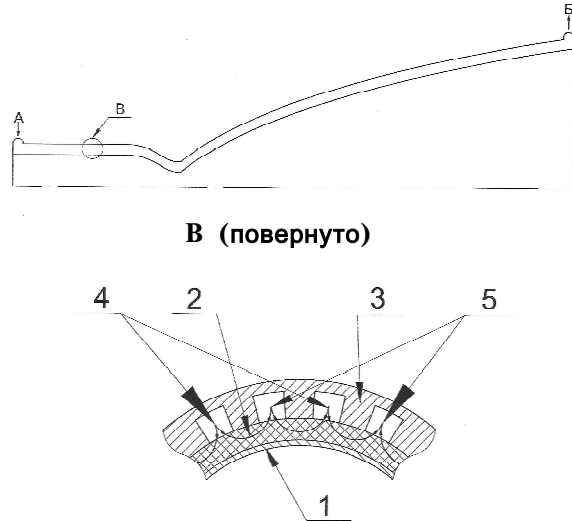


Рисунок 1. Схема організації МТНК

1 – внутрішня стінка камери; 2 – ПМ; 3 – зовнішня (силова) стінка камери; 4 – підвідні канали; 5 – відвідні канали; А – колектор підводу; Б – колектор відводу

На рис. 3 видно, що система охолодження камери двигуна при використанні надкритичного кисню, як в оребренному тракті, так і при використанні більш досконалої схеми з МТНК, є надійною. Використання в якості охолоджувача надкритичного кисню повністю виключає необхідність застосування внутрішнього завісного охолодження, яке значно знижує питомий імпульс тяги двигуна.

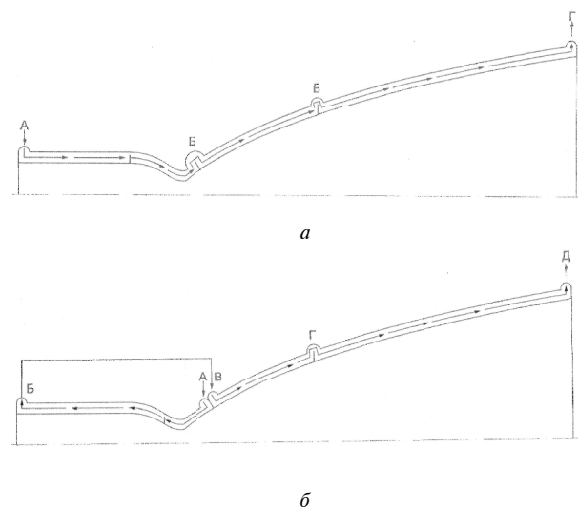


Рисунок 2. Схема підведення компонента в охолоджуючий тракт з МТНК: а – схема А; б – схема Б

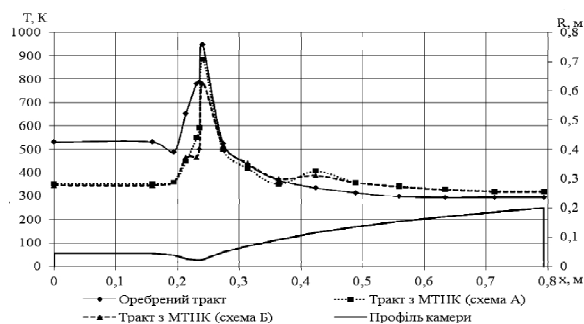


Рисунок 3. Розподіл температури стінки камери з боку газу по довжині при застосуванні різних схем охолодження

На рис. 4 представлено розподіл температури стінки камери з боку газу при використанні МТНК при різних значеннях витрати охолоджувача. З аналізу отриманих результатів можна зробити висновок, що при зменшенні витрати кисню вдвічі система охолодження камери залишається надійною. Якщо використовується повна витрата надкритичного кисню, то надійність системи МТНК забезпечується при значно більш високих значеннях тиску у камері порівняно з тиском у камері базового двигуна.

На рис. 5 представлено розподіл температури стінки камери з боку газу при використанні МТНК при різних значеннях тиску в камері двигуна. Як видно з графіків, навіть при двократному підвищенні тиску в КЗ порівняно з базовим двигуном система охолодження залишається надійною та має потенційні можливості для подальшого підвищення тиску.

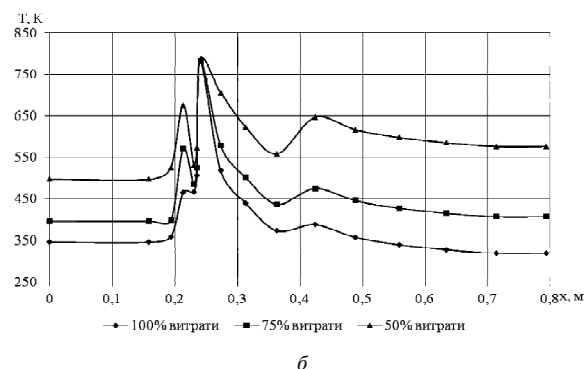
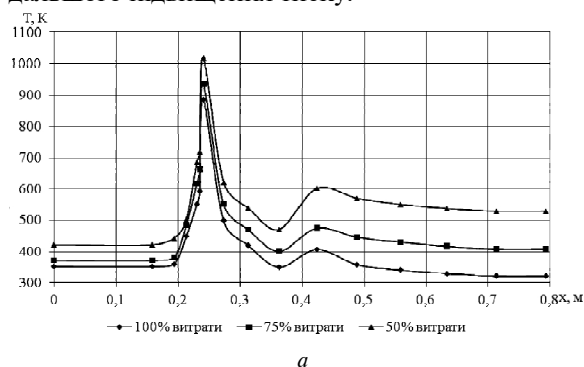


Рисунок 4. Розподіл температури стінки камери з боку газу при різних витратах охолоджувача:
а – схема А; б – схема Б

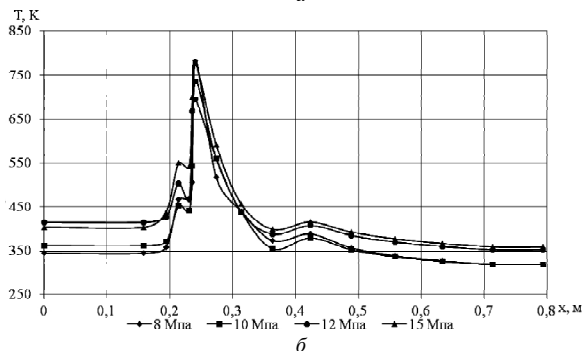
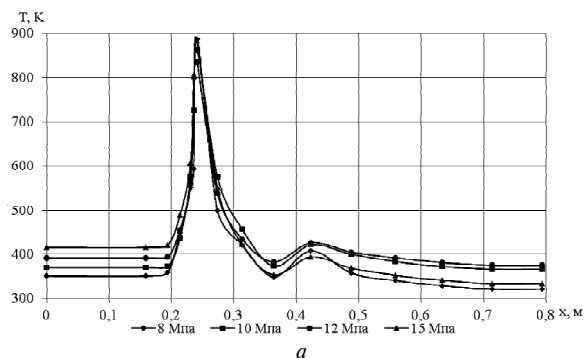


Рисунок 5. Розподіл температури стінки камери з боку газу при різних значеннях тиску в КЗ:
а – схема А; б – схема Б

У зв'язку з тим, що в рульовому двигуні майже половина форсунок відведена на створення загороджувального охолодження, доцільно розглянути можливість зменшення витрати пального у пристінковому шарі за рахунок підвищення значення ефективної температури. На рис. 6 представлені результати розрахунку системи охолодження камери при збільшенні значення коефіцієнта співвідношення компонентів в пристінковому шарі $K_{мст}$.

Схеми А дозволяє підвищити $K_{мст}$ від 1,192 до 1,363, що призводить до підвищення пристінкової температури від 1900 К до 2200 К, а схема Б дозволяє підвищити $K_{мст}$ до 1,521, що призводить до підвищення пристінкової температури до 2500 К. Це значно скорочує непродуктивні витрати пального на загороджувальне охолодження через периферійні форсунки. При цьому система охолодження залишається надійною. Підвищення пристінкової температури в схемі Б призводить до суттєвого підігріву охолоджувача – температура кисню на виході з тракту охолоджувача становить 514 К, що потенційно дає можливість здійснити перехід до більш досконалої безгенераторної схеми двигуна.

ВИСНОВКИ

Уточнена методика розрахунку визначальних параметрів системи охолодження з міжканальною транспірацією надкритичного кисню в заповненому пористим матеріалом тракті. Співставлення нових результатів з результатами розрахунку системи охолодження камери двигуна, у якій використовується тракт з ребрами, доводить суттєві переваги МТНК.

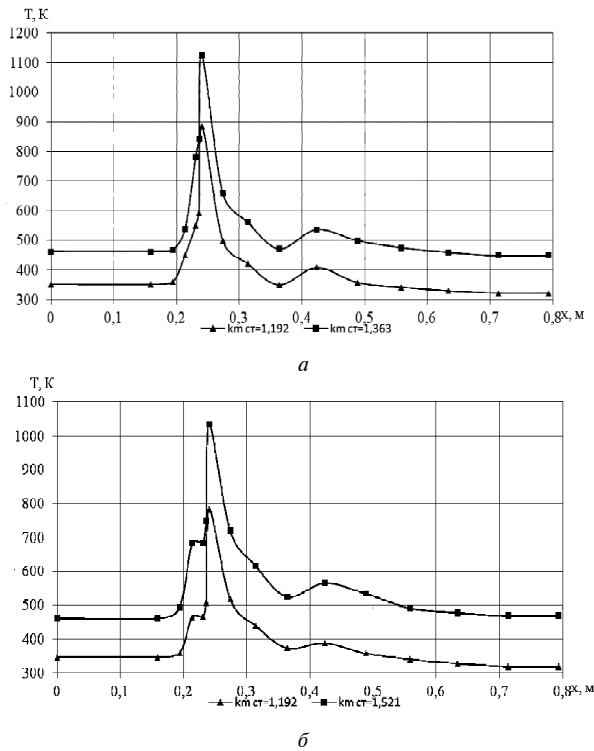


Рисунок 6. Розподіл температури стінки камери з боку газу при зміні $K_{\text{мст}}$:
а – схема А; б – схема Б

Використання МТНК дає можливість:

- а) підвищити тиск в КЗ та значення питомого імпульсу тяги двигуна;
- б) знизити втрати питомого імпульсу тяги на 8 % за рахунок відмови від завісного охолодження;
- в) зменшити на 3–4 % втрати питомого імпульсу тяги на загороджувальне охолодження;
- г) здійснити обґрунтований перехід до більш досконалої пневмогидравлічної схеми двигуна.

Перспективи подальших досліджень пов'язані з використанням у системі охолодження перспективного двигуна метану, який має кращі охолоджувальні властивості, ніж традиційні вуглеводневі палива та кисень. Метан виявляється менш агресивним компонентом для конструкції камери порівняно з киснем, що дозволить розглянути можливість підвищення температури його підігріву у тракці охолодження.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Эффективность теплообмена в пористых элементах конструкций жидкостных ракетных двигателей / Ф. В. Пелевин, Н. И. Авраамов, С. А. Орлин, А. Л. Синцов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013. – № 4. – С. 1–13.
2. Попов И. А. Гидродинамика и теплообмен в пористых теплообменных элементах и аппаратах. Интенсификация теплообмена: монография / И. А. Попов; под общ. ред. Ю. Ф. Гортышова. – Казань: Центр инновационных технологий, 2007. – 240 с.
3. О зависимости гидравлического сопротивления и теплоотдачи в пористых средах / Л. С. Кокорев, В. И. Субботин, В. Н. Федосеев и др. // Теплофизика высоких температур. – 1987. – № 1. – С. 92–97.
4. Пелевин Ф. В. Гидравлическое сопротивление пористых металлов / Фёдор Пелевин // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2016. – № 2. – С. 42–52.
5. Ягодников Д. А. Исследование процесса течения кислорода в рубашке охлаждения камеры ЖРД / Д. А. Ягодников, Ю. В. Антонов, А. В. Новиков и др. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер.: Машиностроение. – 2014. – № 6. – С. 3–19.

Статья поступила в редакцию 21.02.2019

Аксёнов А. С.

инженер Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина, e-mail: www.sseg@gmail.com;

Золотко А. Е.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры двигателестроения физико-технического факультета Днепровского национального университета им. О. Гончара, Днепр, Украина, e-mail: alexaur61@gmail.com;

Поляков Д. Г.

инженер Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина, e-mail: dannypolyakov95@gmail.com

ПЕРСПЕКТИВНАЯ СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ РАКЕТНОГО КРИОГЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Цель работы. Обосновать возможности повышения характеристик ракетного двигателя за счет применения системы охлаждения камеры с межканальной транспирацией сверхкритического кислорода.

Методы исследования. Проведен научный анализ процесса теплообмена при использовании пористых материалов в тракте охлаждения камеры ракетного двигателя. При проведении исследований

использовались критериальные соотношения для расчета коэффициентов теплоотдачи к веществу, которое находится в сверхкритическом состоянии. Применялся метод вычислительного эксперимента.

Полученные результаты. Показано, что система охлаждения с межканальной транспирацией сверхкритического кислорода позволяет значительно интенсифицировать теплообмен в тракте охлаждения камеры. При этом положительные свойства кислорода, переходящего в сверхкритическое состояние, используются с максимальной эффективностью. Уточнена методика определения коэффициента теплоотдачи при протекании охладителя через пористый материал.

Научная новизна. Впервые предложено использовать сверхкритический кислород в системе охлаждения с межканальной транспирацией для повышения коэффициента теплоотдачи и уменьшения гидравлических потерь. Предложены новые схемные решения реализации системы охлаждения.

Практическая ценность. Использование межканальной транспирации сверхкритического кислорода позволит значительно повысить удельный импульс двигателя, повысить его надежность, уменьшить массу двигательной установки и осуществить переход к более совершенным схемным решениям.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель; система охлаждения; межканальная транспирация; сверхкритический кислород, пористый материал.

Aksonov O. S. Engineer of Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: www.sseg@gmail.com;

Zolotko O. E. 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: alexaur61@gmail.com;

Polyakov D. G. Engineer of Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: dannypolyakov95@gmail.com

PERSPECTIVE COOLING SYSTEM OF THE CRYOGENIC ROCKET ENGINE

The purpose of the work. To substantiate the possibility of increasing the characteristics of a rocket engine through the use of a chamber cooling system with interchannel transpiration of supercritical oxygen.

Methodology. The scientific analysis of the heat exchange process using porous materials in the cooling duct of a rocket engine chamber is accomplished. In the course of research, criterion ratios were used to calculate the heat exchange coefficients for a substance that is in a supercritical state. The method of computing experiment was applied.

Findings. It is shown that the cooling system with interchannel transpiration of supercritical oxygen allows to significantly intensify the heat exchange in the chamber cooling duct. Besides, the positive properties of oxygen, that passing to supercritical state, are used with maximum efficiency. The method of determining the coefficient of heat transfer during a coolant flow through a porous material is specified.

Originality. On the first time, it is proposed to use supercritical oxygen in a cooling system with interchannel transpiration to increase the heat transfer coefficient and reduce hydraulic losses. New schematic solutions for cooling system implementation are offered.

Practical value. The use of interchannel transcription of supercritical oxygen will significantly increase the specific impulse of the engine, improve its reliability, reduce the mass of the engine and make the step forward to more advanced schematic solutions.

Key words: liquid rocket engine; cooling system; interchannel transpiration; supercritical oxygen; porous material.

REFERENCES

1. Pelevin F. V., Avraamov N. I., Orlin S. A., Sincov A. L. (2013) Efficiency of heat exchange in porous design elements of liquid rocket engines. *Engineering magazine: science and innovations*, 4, 1–13.
2. Popov I. A. (2007) Hydrodynamics and heat exchange in porous elements and units. Heat exchange intensification: monograph ; edited by Y. F. Gortyshev, Kazan : Centre of innovation technologies, 240.
3. Kokorev L. S., Subbotin V. I., Fedoseev V. N., Haritonov V. V., Voskoboinikov V. V. (1987) Dependence of hydraulic resistance and heat transfer in porous environments, 1, 92–97.
4. Pelevin F. V. (2016) Hydraulic resistance of porous materials. Fe News of higher education institutions. *Mechanical engineering*, 2, 42–52.
5. Yagodnikov D. A., Antonov Y. V., Novikov A. V., Strizhenko P. P., Bykov N. I. (2014) Research of the oxygen flow process in chamber cooling duct of liquid rocket engine Bulletin of N.E. Bauman MSTU. Ser. : *Mechanical engineering*, 6, 3–19.

УДК 621.432.3

Слинько Г. І.

д-р техн. наук, професор, завідувач кафедри ДВЗ Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна,
e-mail: gslynko@zntu.edu.ua;

Кубіч В. І.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри, Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна,
e-mail: schmirung@gmail.com;

Бокарьов В. І.

аспірант кафедри ДВЗ Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: vladislavmontoya@gmail.com

ВПЛИВ НАВАНТАЖЕННЯ БЕНЗИНОВОГО ЧОТИРИТАКТНОГО ДВИГУНА НА КРИТЕРІЙ МАЩЕННЯ ШАТУННОГО ПІДШИПНИКА КОЛІНЧАСТОГО ВАЛУ

Мета роботи. Визначення результуючої сили, що навантажує поверхні тертя шатунних підшипників у межах робочих частот обертання колінчастого валу та навантажень двигуна для отримання відповідних діапазонів критерію мащення із врахуванням в'язкості моторної оливи.

Методи дослідження. Розглянуто бензиновий чотиритактний двигун, який має діапазон робочих частот обертання колінчастого валу від 900 до 5600 хв⁻¹. За допомогою програми «DVS-2» з використанням ПЕОМ проведено серію теплових розрахунків двигуна. На базі теплових розрахунків, з урахуванням кінематики кривошипно-шатунного механізму та рухомих мас шатунної і поршневої групи, отримані величини сумарних сил, що діють на шатунну шийку колінчастого валу. Дослідження проведені для трьох частот обертання колінчастого валу і трьох величин навантаження для кожної з частот. В якості фактору навантаження використано початковий тиск в циліндрах двигуна — тиск у кінці такту впуску. Для кожної частоти обертання обрані вихідні дані для трьох навантажувальних точок: максимальне навантаження, яке відповідає повному відкриттю дросельної заслінки; середнє навантаження — тиск p_a , відповідний режиму половини максимального крутного моменту, що розвивається на даному режимі; для спрощення розрахунків мінімальне навантаження задано постійним тиском, який відповідає режиму холостого ходу двигуна. Розрахунки проводились для частоти обертання холостого ходу, максимального крутного моменту та номінальної частоти обертання.

Під час розрахунку критеріїв мащення шатунного підшипника для різних режимів роботи двигуна враховані в'язкість моторної оливи та шорсткість поверхонь тертя.

Отримані результати. Наведено результати теоретичних досліджень з моделювання величини результуючої сили, яка навантажує поверхні тертя шатунного підшипника бензинового чотиритактного двигуна за умов зміни розрахункових тисків горючих газів в циліндрах у кінці такту впуску на фіксованих частотах обертання колінчастого валу. Отримані дані дали можливість визначити діапазони значень критерію мащення шатунного підшипника за умов зміни в'язкості моторної оливи та шорсткості поверхонь тертя. В роботі показано зростання впливу газової складової сили, що навантажує поверхні тертя шатунного підшипника зі зниженням частоти обертання. При цьому за низьких та середніх частот обертання критерій мащення може сягати критичних величин, що призводить до порушення режиму гідродинамічного тертя шатунного підшипника під час процесу згорання паливо-повітряної суміші в циліндрах двигуна.

Наукова новизна. Визначено закономірності зміни сумарної сили, що діє на шатунний підшипник, її газової та інерційної складових від навантаження та частоти обертання колінчастого валу. Встановлено, що при роботі двигуна на високих частотах обертання навантаження на двигун практично не впливає на значення сумарної сили, що діє на шатунну шийку колінчастого валу. Розроблено методику визначення порушення умов гідродинамічного тертя у шатунному підшипнику на малих частотах обертання і високих навантаженнях на двигун. Встановлено критичні режими роботи шатунного підшипника бензинового двигуна 4Ч7,6/8.

Практична цінність. Методика розрахунку може бути використана у навчальному процесі з дисциплін «Теорія ДВЗ» та «Динаміка ДВЗ», а також при розробці стратегії мащення ДВЗ на різних режимах роботи чи формування вторинних мастильних утворень в парах тертя.

Ключові слова: критерій мащення; результуюча сила; тиск; фактор навантаження; частота обертання.

ВСТУП

Трибологічний стан підшипників ковзання колінчастого валу двигунів внутрішнього згорання являє собою функцію відгуку на прояв та вплив

досить великої сукупності параметрів, які дослідниками групуються за проявом їх властивостей та враховують при проведенні відповідних роз-

рахунків. Фізико-механічні властивості матеріалів колінчастих валів, антифрикційних шарів вкладишів їх підшипників, особливості прояву процесів фізичної адсорбції компонентів моторних оливи на металевих поверхнях з різним електрохімічним потенціалом активних зон мають значний вплив на трибологічні процеси в підшипниках, однак в даній роботі вони не розглядаються. Іншими параметрами, що визначають характер протікання процесів тертя та зношування в підшипниках ковзання колінчастого валу є:

- результуюча сила, яка діє в зоні контакту поверхонь шийки з вкладишем по куту обхвату;
- швидкість обертання колінчастого валу;
- мікро- та макрогеометричні параметри контактної взаємодії: шорсткість; хвилястість; зазор; ексцентриситет; кут обхвату по циліндричній поверхні, що утворюється при максимальному наближенні пар тертя;
- в'язкістий стан моторної оливи в пошаровій течії відносно нерівностей профіля поверхонь тертя;
- час прояву значень циклічних навантажень по куту обертання колінчастого валу, що визначається характером протікання термодинамічних процесів в циліндрах двигуна на різних експлуатаційних режимах роботи.

Комплексна оцінка динаміки проявів та впливів кожного з наведених факторів на створення сприятливих умов підведення, нанесення та утримання компонентів моторної оливи на поверхнях тертя є підставою не тільки для визначення режимів порушення ефективності дії мастильних утворень, але й розробки заходів щодо спрямованого впливу, за необхідністю, на робочі процеси у системі змащування двигунів.

1 АНАЛІЗ ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ, ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Врахування усієї сукупності наведених параметрів для вирішення задач триботехнічної спрямованості в підшипниках ковзання представляється досить складним завданням. Однак проведення відповідних уточнень значень параметрів впливу на кожному з етапів досліджень дає можливість не тільки доповнити існуючі методики досліджень, а й отримати більш коректні та об'єктивні результати розрахунків.

Питання використання розрахункових сил, що діють в кривошипно-шатунному механізмі двигунів розглядалися в певних науково-технічних джерелах інформації [1–4] та інші. Так, в роботі [1] розглядалися питання встановлення закономірностей зношуваності деталей двигунів. Це здійснювалось за допомогою багатомірної функції, що включала в себе такі параметри, як ефективне навантаження, інтенсивність його зміни, кутова швидкість колінчастого валу, прискорення колінчастого валу і коефіцієнт динамічності. При

цьому у зв'язку зі складністю розв'язання рівняння, що враховує зміни ефективного навантаження, було запропоновано спрощений метод, заснований на експериментальних дослідженнях, при яких навантаження задавалось на випробувальному стенді. В роботі [2] для обґрунтування критерію діагностичного параметра підшипників ковзання колінчастого валу – різниці мінімальних амплітуд тисків моторної оливи, використано діаграму сил, що діють на корінну шийку. Остання дала можливість визначити загальне співвідношення положення шийки валу відносно вкладиша та амплітуди тиску в центральній масляній магістралі. Однак автором не уточнюється можливий характер змін положень шийки при зміні навантажень на двигун. В роботі [3] для визначення закономірностей зміни коефіцієнта надійності шатунних підшипників двигунів сімейства КамАЗ-740.11 (740.63) від температурного стану моторної оливи та діаметрального зазору авторами використані результати теплового та динамічного розрахунків двигунів за типовими методиками. Однак в роботі не наводяться свідчення про чисельні значення сил, які діють на шийку при відповідних частотних режимах зі змінами навантажень на двигун. Це, на наш погляд, у більшій мірі відображало би особливості протікання силового та швидкісного навантаження на мастильні шари. В роботі [4] для проведення аналітичного дослідження впливу характеристик режиму мащення на закономірності мастильного процесу і зношування підшипників колінчастого валу на режимі пуску двигуна автором виконано динамічний розрахунок сил, що діють на шатунні підшипники з використанням програм KPDVS-BOOK і LUBLAGER в табличному редакторі MS Excel. При цьому розрахунок проводився для частоти холостого ходу при варіюванні тиску оливи та її температури. Однак особливості зміни результуючої сили, яка використовується в математичній моделі як міра співвідношення з несучою здатністю мастильного шару, автором не наводяться.

Як правило, при проведенні динамічного розрахунку двигунів для визначення сил що діють по куту обертання колінчастого валу використовуються данні або для номінального режиму роботи, або на часткових режимах. При цьому для бензинових двигунів пріоритетними параметрами, які змінюються (варіюються), є коефіцієнт надлишку повітря та циклове наповнення циліндрів для відповідних кутових швидкостей колінчастого валу. Але авторами не повно враховуються значення параметрів робочого циклу двигуна, які створюють силову складову навантаження, як на часткових режимах, так і на номінальному режимі. Так і для бензинових двигунів і для дизелів характерно збільшення часу

знаходження поршня біля ВМТ зі зменшенням частоти обертання колінчастого валу. Незважаючи на значну різницю в робочих процесах двох типів двигунів, збільшення навантаження призводить до зростання газової складової сили, що діє на поршень. Таким чином пікове значення результуючої сили, що діє на шатунну шийку може припадати на режими відмінні від номінального. При цьому силова складова за сутністю протікання процесів у циліндрі може змінюватися від мінімального до максимального значення на кожному з частотних режимів, та обумовлювати режими мащення за відомим критерієм $-\lambda = \eta \cdot \omega \cdot p^{-1}$.

Виходячи з наведеного, є необхідним проведення аналітичних досліджень з оцінки впливу зміни швидкісного та силового навантаження деталей групи колінчастого валу на режими мащення поверхонь тертя шийки і вкладиша. Оскільки форма навантаження шатунних підшипників колінчастих валів у значній мірі залежить від газової складової сили, що діє на поршень, а інерційна сила відповідає у більшій мірі за середнє навантаження, то розгляд закономірностей сприймання силових та швидкісних складових навантаження представляє науково-технічний інтерес.

2 МЕТА РОБОТИ

Визначення результуючої сили, що навантажує поверхні тертя шатунних підшипників за умовами зміни розрахункових тисків робочого тіла в циліндрах у кінці такту впуску на фіксованих частотах обертання колінчастого валу, та отримання відповідних до цього діапазонів критерію мащення з врахуванням в'язкості моторної оливи.

3 МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ

Результуюча сила $R_{\text{шиш}}$, що діє на шатунну шийку є величиною, яку необхідно знайти, і для її визначення необхідно кілька разів провести тепловий і динамічний розрахунки при різних частотах обертання і навантаженнях на двигун. При цьому методика теплового і динамічного розрахунку двигуна є типовою [5], а обрані варіювані фактори описані нижче.

Розглянуто бензиновий двигун 4Ч7,6/8, який має діапазон робочих частот обертання колінчастого валу від 900 до 5600 хв⁻¹. Проведення дослідження для крайніх значень частот обертання двигуна, а також для обертів максимального крутного моменту, які становлять 3400 хв⁻¹. Як фактор навантаження використовується початковий тиск в циліндрі p_a — тиск у кінці такту впуску. Для кожної частоти обертання вибираються вихідні дані для трьох навантажувальних точок:

– максимальне навантаження, яке відповідає повному відкриттю дросельної заслінки;

– середнє навантаження — тиск p_a , відповідний режиму половини максимального крутного моменту, що розвивається на даному режимі;

– для спрощення розрахунків мінімальне навантаження задано постійним тиском $p_a = 28360$ Па, підібраним з умови нульового ефективного крутного моменту на валу двигуна на обертах холостого ходу.

Таким чином в результаті розрахунків можливо отримати навантажувальні характеристики із трьома значеннями навантажень для трьох значень частоти обертання колінчастого валу.

Для наближення умов робочого циклу до реальних, що мають місце під час експлуатації, інші вихідні дані (коефіцієнти надлишку повітря, залишкових газів, втрати тиску при повному відкритті дросельної заслінки, кути випередження запалювання) на різних режимах вибиралися за рекомендаціями [5, 6, 7] та представлені в табл.1 в залежності від навантаження і частоти обертання колінчастого валу двигуна.

У вихідних даних (табл. 1) відображено тенденцію зниження кутової тривалості згорання (викликаній збільшенням відведеного часу на цей процес) зі зниженням частоти обертання, зміни показників наповнення і очищення циліндрів в залежності від частоти обертання і навантаження. При цьому кут випередження запалювання обирався по положенню точки максимального тиску відносно ВМТ такту стиснення. Обрано кут положення максимального тиску в циліндрі в межах 15...17 град. п.к.в. після ВМТ. У зв'язку з обмеженнями розрахункової методики, точне визначення оптимального кута запалювання неможливе. Тому кут запалювання, обраний для режиму максимального навантаження кожної з частот обертання колінчастого валу, залишався сталим для навантажувальної характеристики на цій частоті обертання. Такий вибір дещо знижує максимальну газову силу на часткових навантаженнях, але не призводить до значної похибки розрахунків і не знижує цінності отриманих результатів. Найбільше наповнення циліндрів досягнуто при частоті обертання найбільшого крутного моменту, що відповідає даним наведеним в літературі [6].

Всього проведено 9 теплових і динамічних розрахунків. Значення повних сил при різних кутах повороту колінчастого валу розраховувались за допомогою програми Microsoft Excel у відповідності з виразами, які наведено у [7].

Для визначення критерію режиму мащення використано вираз (1) [8]:

$$\lambda = \frac{h}{\sqrt{R_{a1}^2 + R_{a2}^2}} = \frac{0,57 \cdot 9 \cdot d \cdot l \cdot \eta}{R_{\text{шиш}} \sqrt{R_{a1}^2 + R_{a2}^2}} = \frac{1,37 \cdot 10^{-6} \cdot n \cdot \eta}{R_{\text{шиш}} \sqrt{R_{a1}^2 + R_{a2}^2}}, \quad (1)$$

де d — діаметр шатунної шийки ($d = 0,024$ м); l — довжина шатунної шийки ($l = 0,02$ м); 9 — швидкість ковзання, м/с; η — в'язкість динамічна, Па·с.

Таблиця 1. Варійовані фактори

Параметр	Чисельні значення параметрів								
	5600			3400			900		
Частота обертання валу n , хв^{-1}									
Навантаження, %	100	50	0	100	50	0	100	50	0
Коефіцієнт надлишку повітря α	0,85	0,85	1	0,95	1		1		
$m_{\text{вц}} \cdot 10^{-4}$, кг/цикл	3,29	2,11	0,822	3,47	2,26	0,896	3,42	2,2	0,862
k_p	0,1	0,38	0,64	0,08	0,37	0,64	0,08	0,34	0,64
Y_T	0,1	0,12	0,23	0,07	0,08	0,17	0,07	0,1	0,2
$T_{\text{г}}, \text{K}$	1100	1000	900	1100	900	800	900	800	600
$m_{\text{тн}} \cdot 10^{-5}$, кг/цикл	2,59	1,66	0,549	2,44	1,51	0,599	2,29	1,47	0,576
$m_a \cdot 10^{-4}$, кг/цикл	3,4	2,3	1,21	3,62	2,5	1,32	3,68	2,57	1,39
p_a , Па	91170	62810	36470	93200	63820	36470	93200	66860	36470
φ_c , град	332			336			351		
φ_z , град	392			388			393		
ω , рад/с	586,4			356			94,25		

При цьому для виконання розрахунків використані значення параметрів:

- в'язкість моторної оливи $\eta = 0,989$ Па·с; 0,061 Па·с; 0,015 Па·с; 0,0066 Па·с при температурах $T = 0$ °С; 40 °С; 80 °С; 100 °С, відповідно [9];
- шорсткість поверхні шийки $R_{a1} = 0,21$ мкм [10];
- шорсткість поверхні вкладиша $R_{a2} = 0,14$ мкм [10].

4 РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА ЇХ ОБГОВОРЕННЯ

На рис. 1 зображена поверхня залежності максимального значення результуючої сили на шатунну шийку ($R_{\text{шш. max}}$), в табл. 2 наведені її числові значення.

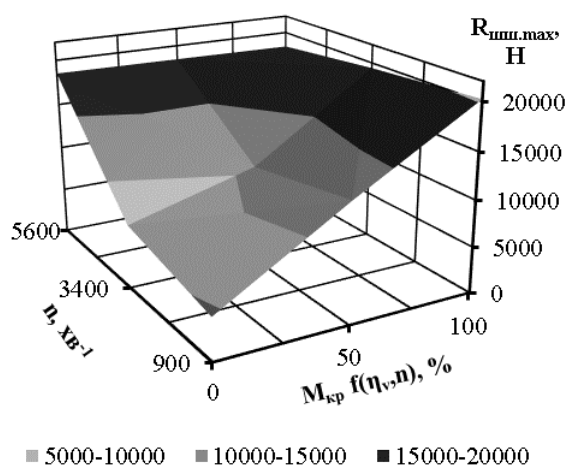


Рисунок 1. Діаграма залежності максимального значення результуючої сили, що діє на шатунні шийки від навантаження на двигун і частоти обертання колінчастого валу

З рис. 1 видно, що максимальне значення сили $R_{\text{шш. max}}$ доводиться не на режим номінальної потужності, а на максимальне навантаження при 900 хв^{-1} – частоті обертання валу на холостому ході. Слід відзначити, що найбільше наповнення (табл. 1), а отже і тиск (табл.3) згорання отримано на режимі максимального моменту. Збільшення величини $R_{\text{шш. max}}$ при зниженні частоти обертання зумовлено зростанням часу знаходження поршня біля ВМТ під час процесу згорання при порівняній швидкості розповсюдження полум'я в камері згорання. На рис. 2 наведено поверхню для мінімального значення результуючої сили ($R_{\text{шш. min}}$). Для цієї графічної залежності найбільше значення сили характерне вже для номінального режиму.

Таблиця 2. Значення $R_{\text{шш. max}}$, Н в теоретичних точках факторного простору

Навантаження, %	Частота обертання валу n , хв^{-1} / значення результуючої сили $R_{\text{шш. max}}$, Н		
	5600	3400	900
100	18280	19430	20250
50	18410	10580	12670
0	18520	6850	4474

Таблиця 3. Максимальний тиск згорання $p_{z. max}$, Па в теоретичних точках факторного простору

Навантаження, %	Частота обертання валу n , хв^{-1} / значення тиску згорання $p_{z. max}$, Па		
	5600	3400	900
100	5450000	6134000	4699000
50	3534000	4063000	3003000
0	1495000	1637000	1185000

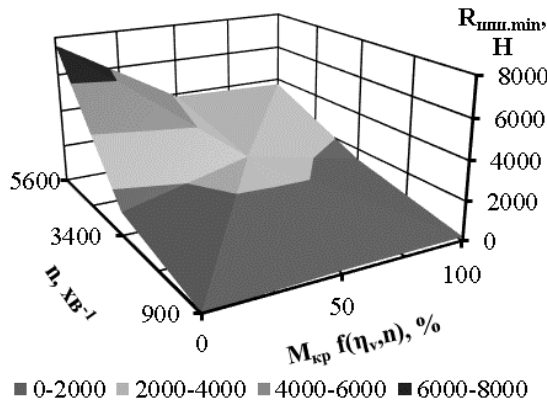


Рисунок 2. Діаграма залежності мінімального значення результуючої сили $R_{шш.мин}$, що діє на шатунні шийки від навантаження на двигун і частоти обертання колінчастого валу

Середнє значення сили $R_{шш.ср}$ (рис. 3) практично не залежить від навантаження і майже лінійно зростає з ростом частоти обертання колінчастого валу. Слід зазначити, що наявна незначна залежність $R_{шш.ср}$ від навантаження на низьких частотах обертання позитивна, а на високих — навпаки, негативна. Це свідчить про те, що зростання навантаження в бензиновому чотиритактовому двигуні при роботі на високих частотах обертання колінчастого валу призводить до зниження навантаження на шатунні шийки. З огляду на те, що сила $R_{шш.ср}$ є головним фактором механічного впливу на процеси зношування при нормальній роботі і умовах змащування шатунних підшипників, зростання навантаження на двигун призводить до зниження впливу механічної складової на зношування поверхні шийки та вкладиша.

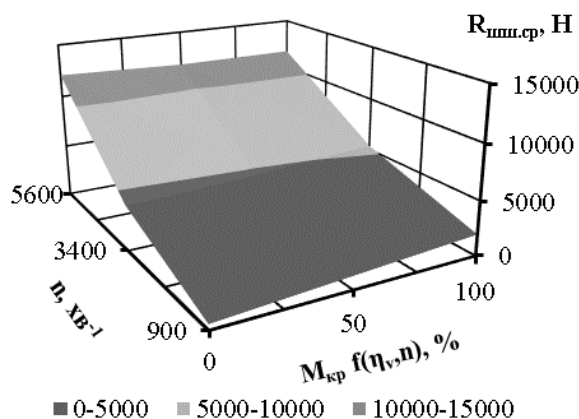


Рисунок 3. Діаграма залежності середнього значення результуючої сили $R_{шш.ср}$, що діє на шатунні шийки від навантаження на двигун і частоти обертання колінчастого валу

Для того, щоб визначити причини такого впливу навантаження на шатунні шийки колінчастого валу побудовано розгорнуті (рис. 4) і полярні (рис. 5, 6, 7) діаграми для різних режимів роботи.

З наведених даних можна зазначити наступне. Для кожного зі значень частоти обертання валу характер залежностей $R_{шш}$ від навантаження на двигун по куту повороту колінчастого валу в діапазоні 0 ... 300 град. п.к.в. (поворот колінчастого валу) є практично ідентичним. Значна різниця значень $R_{шш}$ характерна для діапазону 300 ... 540 град. п.к.в. В діапазоні 540 ... 720 град. п.к.в. залежності знову перестають візуально відрізнятися. Це пов'язано з тим, що на діапазон 300 ... 540 град. п.к.в. припадають процеси згорання, розширення і кінець процесу стиснення, тиск в циліндрі значно зростає і істотно відрізняється залежно від навантажень, а значить зростає і сила, діюча на поршень.

Аналізуючи характер залежностей по частоті обертання, можна дійти висновку, що для розглянутого двигуна частота обертання є більш важливим фактором при визначенні середнього навантаження на шатунні шийки. Це в першу чергу пов'язано з наявними масами рухомих частин двигуна, що впливає на співвідношення інерційної та газової складових сил, що діють на шатунну шийку. Також видно, що, незважаючи на зниження наповнення і максимального тиску згорання (табл. 2), на режимі повного навантаження при $n = 900 \text{ мин}^{-1}$, спостерігається зростання сили, діючої на шатунні шийки, в зоні згорання. При цьому на режимі $N_{ном}$ характер залежності в діапазоні 300 ... 540 град. п.к.в. значно відрізняється від інших режимів. Значення навантаження на шатунну шийку нижче і ніж на режимі $M_{кр max}$ і ніж при $n = 900 \text{ хв}^{-1}$.

Полярні діаграми навантаження на шатунну шийку (рис. 5, 6, 7) якісно ілюструють зміну газової складової результуючої сили. Видно, що зі зменшенням навантаження зникає петля, викликана дією газової сили.

На рис. 5а ця петля виражена явно; при навантаженні, що дорівнює 50 % (рис. 5б) вона вироджується у незначний пік, а за умови мінімального навантаження (рис. 5в), зникає взагалі і дана діаграма фактично відображає інерційну складову сили. Аналогічний вплив навантаження на форму полярної діаграми представлено на рис. 6 для середньої частоти обертання. Діаграми на рис. 5 побудовані в однакових масштабах для того, щоб оцінити зміну діючих сил. Те ж саме стосується рис. 6. У свою чергу положення полярної діаграми на площині координат характеризує середнє значення навантаження на шатунну шийку.

Таким чином, хоча найбільше середнє значення результуючої сили на шатунну шийку є характерним для верхнього діапазону обертів двигуна,

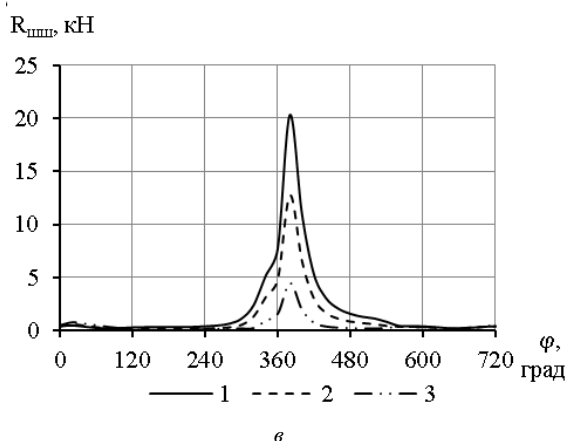
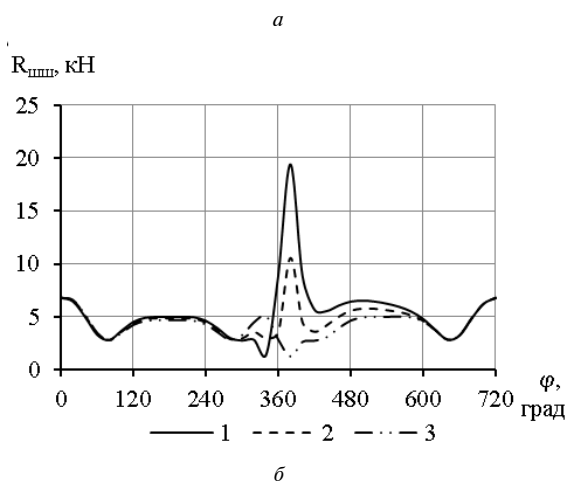
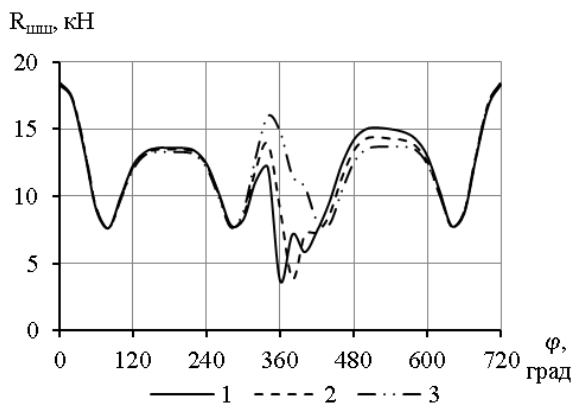


Рисунок 4. Діаграма навантаження на шатунну шийку по куту повороту колінчастого валу: 1 – максимальне навантаження; 2 – середнє навантаження; 3 – мінімальне навантаження; а – $n = 5600 \text{ хв}^{-1}$; б – $n = 3400 \text{ хв}^{-1}$; в – $n = 900 \text{ хв}^{-1}$

в нижньому діапазоні, особливо при великих наповненнях циліндрів, максимальне значення результуючої сили є вищим. З огляду на циклічність і синхронізацію процесів згорання з обертанням колінчастого валу, це означає різке збільшення цієї сили кожні 2 оберти в одному і тому ж місці шатунної шийки колінчастого валу, що може

призвести до руйнування мастильних утворень при погіршенні умов мащення пари тертя.

Полярні діаграми навантаження на шатунну шийку валу для частоти обертання $n = 900 \text{ хв}^{-1}$ (рис. 7) наведені в різних масштабах, так як при високих і середніх наповненнях характер зміни інерційної складової практично зливається в точку. Добре помітно, що газова складова відповідає високому піковому значенню результуючої сили, а сама петля локалізована у вузькому діапазоні кута п.к.в.

Так як результуюча сила складається з двох векторів, а саме сил T (тангенціальної сили, що діє на кривошип, рис. 8) і P_k (сили, що діє на шатунну шийку по кривошипу, рис. 9), то виникає потреба у більш докладному розгляді впливу навантаження і частоти обертання двигуна на ці складові.

З аналізу рис. 8, 9 видно, що інерційна складова має найбільший вплив на тангенціальну силу T . Однак при $n = 900 \text{ хв}^{-1}$ газова складова все одно переважає.

Отримані результати свідчать про те, що на високих частотах обертання колінчастого валу серед сил, що діють на шатунну шийку, переважають інерційні сили. Вектор газових сил в зоні процесу згорання спрямований у протилежний бік від вектору сил інерції, а значить з ростом навантаження на двигун при високих частотах обертання і середнє, і максимальне навантаження на шатунні шийки колінчастого валу знижуються. На середніх і низьких частотах найбільше впливають сили, спричинені тиском газів на поршень. Вони мають локальний, нетривалий характер, але можуть досягати високих значень. Особливо великий вплив таких навантажень має місце на найбільш низьких частотах обертання колінчастого валу.

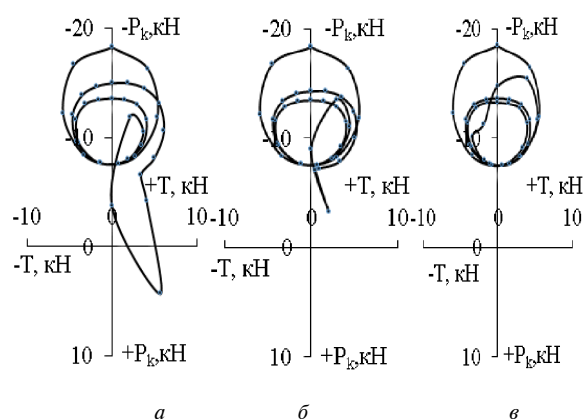


Рисунок 5. Полярні діаграми навантаження на шатунну шийку валу при $n = 5600 \text{ хв}^{-1}$: а – максимальне навантаження; б – середнє навантаження; в – мінімальне навантаження

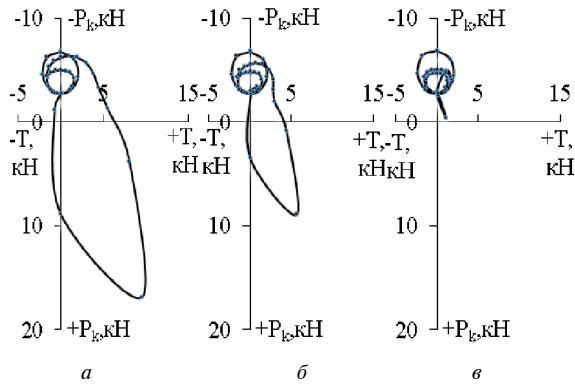


Рисунок 6. Полярні діаграми навантаження на шатунну шийку валу при $n = 3400 \text{ хв}^{-1}$: *a* – максимальне навантаження; *б* – середнє навантаження; *в* – мінімальне навантаження

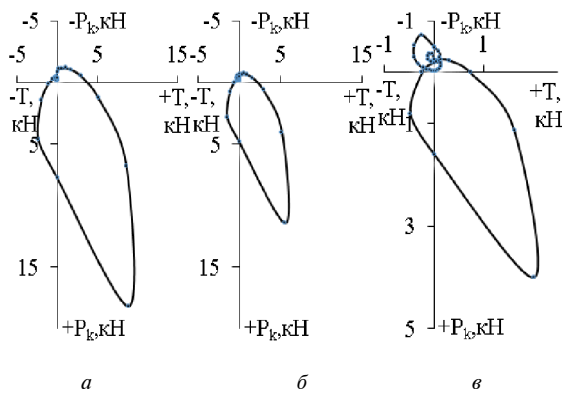


Рисунок 7. Полярні діаграми навантаження на шатунну шийку валу при $n = 900 \text{ хв}^{-1}$: *a* – максимальне навантаження; *б* – середнє навантаження; *в* – мінімальне навантаження

В табл. 4 наведено зведені дані максимальних та середніх значень результуючої сили, яка навантажує поверхні тертя та відповідні значення критерію мащення при різних режимах роботи двигуна. При цьому дані наведено для двох в'язкісних станів моторної оливи – $T_1 = 0^\circ\text{C}$ і $T_2 = 80^\circ\text{C}$. Це обмеження вважається достатнім для проведення порівняльної оцінки та визначення спрямованості і характеру змін.

Аналіз розрахункових значень критерію мащення вказує на наступне:

- по-перше, існує режим навантаження, при якому має місце набуття критерію до нульового значення, що свідчить про явне тертя поверхонь через зруйновані шари мастильних утворень. Такі значення критерію в табл.4 виділені жирним шрифтом, та властиві режимам 50 % та 100 % навантаження при максимальних значеннях результуючої сили на частотах 900 і 3400 хв^{-1} . Ця сила проявляється один раз за два оберти колінчастого валу. Якщо умовно прийняти період її дії 30 град. п.к.в, вона має часові значення – 0,005 с та 0,0015 с, відповідно;

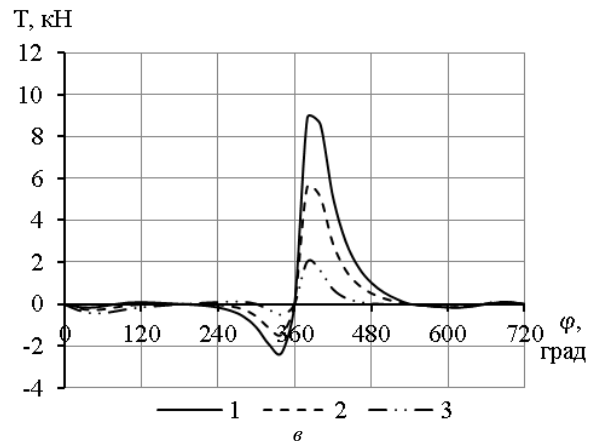
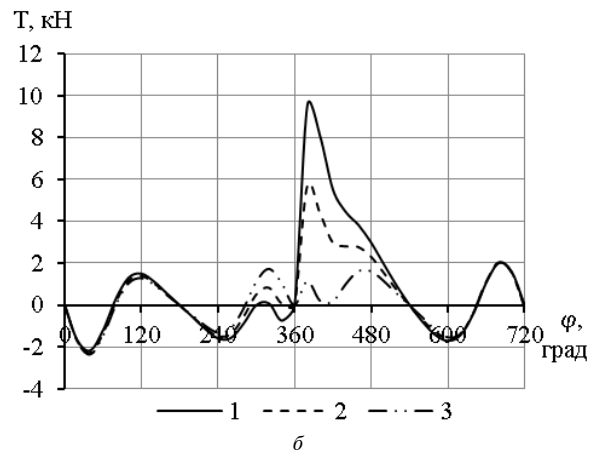
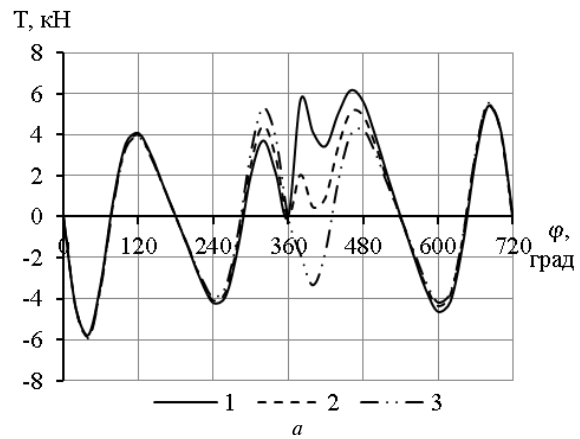


Рисунок 8. Залежність величини тангенціальної сили T , що діє на кривошип від кута повороту колінчастого валу: 1 – максимальне навантаження; 2 – середнє навантаження; 3 – мінімальне навантаження; *a* – $n = 5600 \text{ хв}^{-1}$; *б* – $n = 3400 \text{ хв}^{-1}$; *в* – $n = 900 \text{ хв}^{-1}$

- по-друге, режим граничного мащення ЛВ1 при робочій температурі двигуна $T = 80^\circ\text{C}$ має місце для всіх значень результуючої сили на всіх режимах роботи. А для пікових навантажень межує з рубіжно-сухим тертям. При цьому граничне мащення в більшій мірі межує зі схильністю до руйнування мастильних утворень. Виняток становить режим нульового навантаження при частоті 900 хв^{-1} ;

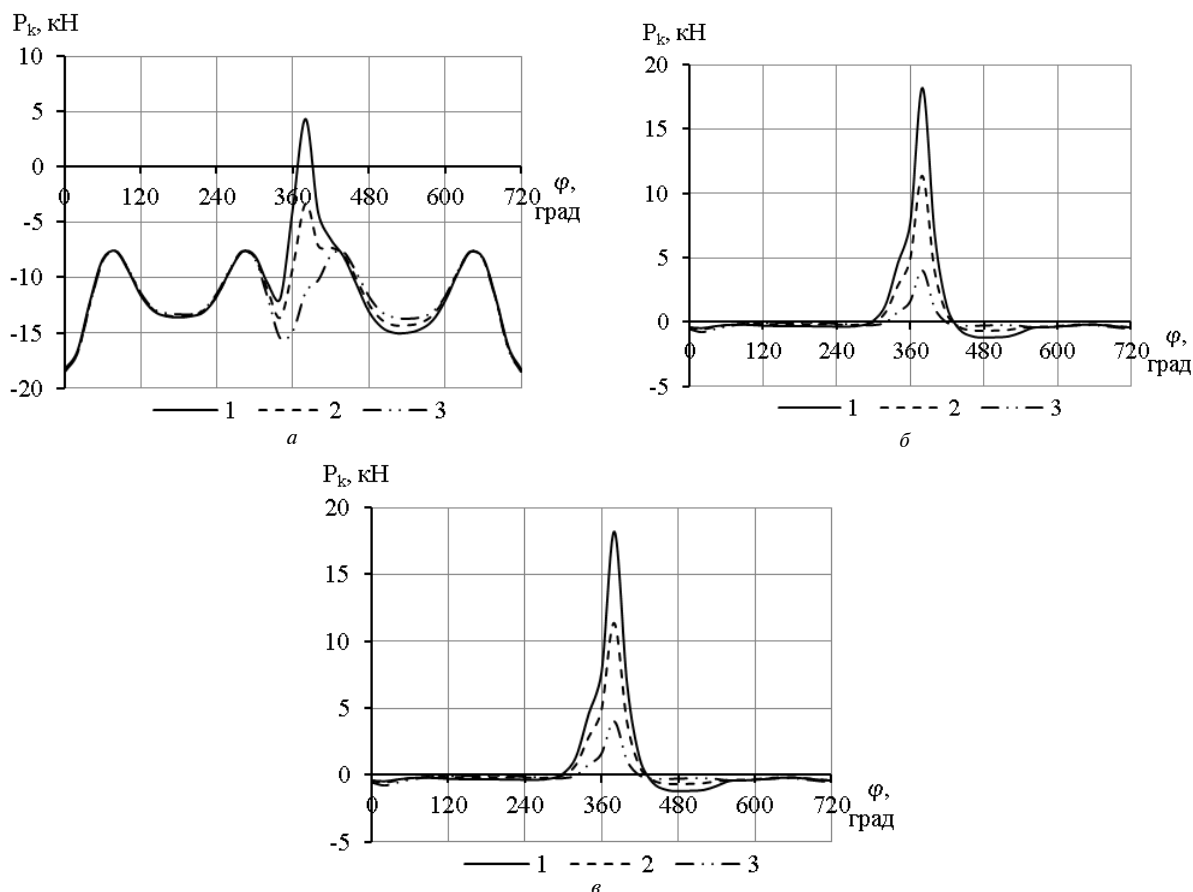


Рисунок 9. Залежність сили P_k , що діє на кривошип уздовж його осі від кута повороту колінчастого валу: 1 – максимальне навантаження; 2 – середнє навантаження; 3 – мінімальне навантаження; а – $n = 5600 \text{ хв}^{-1}$; б – $n = 3400 \text{ хв}^{-1}$; в – $n = 900 \text{ хв}^{-1}$

Таблиця 4. Зведені розрахункові данні в теоретичних точках факторного простору

Навантаження, %	Частота обертів n , хв^{-1} ; результуюча сила $R_{\text{шип}}$, Н; критерій мащення: значення критерію λ при $T = 0^\circ\text{C}$; λ при $T = 80^\circ\text{C}$					
	5600		3400		900	
	$R_{\text{шип, max}}$, Н	$R_{\text{шип, ср.}}$, Н	$R_{\text{шип, max}}$, Н	$R_{\text{шип, ср.}}$, Н	$R_{\text{шип, max}}$, Н	$R_{\text{шип, ср.}}$, Н
100	19916	12710	21167	5848	22062	2143
	1,52*	2,38*	0,09*	3,16*	0,22*	2,28*
	0,022**	0,035**	0,001**	0,047**	0,003**	0,034**
50	20052	12718	11520	5069	13802	1350
	1,51	2,39	1,6	3,64	0,35	3,62
	0,022	0,035	0,024	0,054	0,005	0,054
0	20177	13156	7461	4569	4874	553
	1,5	2,31	2,48	4,04	1,0	8,85
	0,022	0,034	0,037	0,06	0,015	0,13

Примітка: * – значення критерію λ при $T = 0^\circ\text{C}$; ** – значення критерію λ при $T = 80^\circ\text{C}$.

- по-третє, при збільшенні частоти обертання колінчастого валу незалежно від в'язкості оливи за середніми значеннями результуючої сили при навантаженні 100% має місце зростання значень критерію. При малих значеннях в'язкості в підшипнику має місце явне гідродинамічне мащення. Зменшення навантаження від 50% до 0% при великих значеннях в'язкості оливи та

зростанням частоти обертання колінчастого валу обумовлює зменшення критерію в межах гідродинамічного мащення, а при малих значеннях в'язкості – в межах граничного мащення;

- вчетверте – мають місце значні відмінності у проявах гідродинамічного та граничного мащення в залежності від в'язкості моторної оливи.

ВИСНОВКИ

На підставі проведених аналітичних досліджень отримано данні, які визначають режими мащення, обумовлені впливом результуючої сили, що навантажує поверхні тертя шатунних підшипників колінчастого валу бензинового чотиритактного двигуна в залежності від швидкісного режиму його роботи.

Отримані результати вказують на неоднозначність проявів режимів мащення за визначеними параметрами оцінки трибологічного стану підшипника ковзання шатунної шийки, та вказують на необхідність врахування цього при розробці заходів поліпшення умов змащування поверхонь тертя при змінах швидкісного режиму роботи двигуна.

Значний вплив в'язкості на забезпечення режимів граничного, та гідродинамічного мащення при змінах результуючої силової та швидкісної складових механічного навантаження вказують на необхідність створення умов для формування вторинних мастильних утворень на поверхнях тертя вкладиша та шийки з підвищеним опором до руйнування під дією гідравлічної складової навантаження при мінімальних значеннях шорсткості мікропрофілю.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Подоляк О. С. Дослідження зношуваності двигунів внутрішнього згорання при експлуатаційних режимах роботи / О. С. Подоляк, Ю. В. Малініна / Машинобудування. Піднімально-транспортні машини. — №16. — 2015. — С. 30–33
2. Куков С. С. Диагностирование коренных подшипников кривошипно-шатунного механизма по параметрам давления в центральной масляной магистрали / С. С. Куков, А. В. Гриценко // Вестник КрасГАУ. — 2009. — №3. — С.143–147.
3. Денисов А. С. Теоретический анализ смазочного процесса подшипников коленчатого вала на переходных режимах работы / А. С. Денисов, Слынько Г.И. д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедры ДВС Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: gslynko@zntu.edu.ua;
4. Казаков А. В. Методика оценки эффективности устройств облегчения пуска холодного двигателя автомобиля : дисс. канд. техн. наук / Казаков А. В. — Оренбург, 2018. — 137 с.
5. Егоров Я. А. Методические указания к курсовому проекту на тему: «Тепловой и динамический расчет ДВС» по дисциплине «Теория двигателей внутреннего сгорания» для студентов специальности 7.090210 «Двигатели внутреннего сгорания» дневной и заочной форм обучения / сост. Я. А. Егоров, Н. Е. Рябошапка. — Запорожье, 2003. — 55 с.
6. Колчин А. И. Расчет автомобильных и тракторных двигателей : Учеб. пособие для вузов / А. И. Колчин, В. П. Демидов — 3-е изд. перераб. и доп. — М. : Высш. шк., 2003. — 496 с.: ил.
7. Орлин А. С. Двигатели внутреннего сгорания: Конструирование и расчет на прочность поршневых и комбинированных двигателей / Под ред. А. С. Орлин, М. Г. Круглов. — М. : Машиностроение, 1984. — 384 с.
8. Дмитриченко М. Ф. Триботехника та основи надійності машин / М. Ф. Дмитриченко, Р. Г. Мнацаканов, О. О. Микосянчик // Навчальний посібник. — К. : Інформавтор, 2006. — 216 с.
9. Кубич В. И. Моделирование удельного времени постоянства коэффициента трения в трибологических системах / В. И. Кубич // Хаос и структуры в нелинейных системах. Теория и эксперимент: Материалы 10-й Международ. науч. конф., 75-летию юбилею профессора З. Ж. Жанабаева, 16–18 июня 2017. — Алматы : Изд-во Ках.НУ, 2017. — С. 287–292.
10. Кубич В. И. Коэффициент трения трибосоприжения «шейка-покрытие-вкладыш» в условиях «пленочного голодания» / В. И. Кубич // Проблемы трибологии. ХНУ. 2013. — № 1(67). — С. 51–57.

Статья поступила в редакцию 06.05.2019

Кубич В.И.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры автомобилей Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: schmirung@gmail.com;

Бокарев В.И.

аспирант кафедры ДВС Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: vladislavmontoya@gmail.com

ВЛИЯНИЕ НАГРУЗКИ БЕНЗИНОВОГО ЧЕТЫРЕХ-ТАКТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА КРИТЕРИЙ СМАЗКИ ШАТУННОГО ПОДШИПНИКА КОЛЕНЧАТОГО ВАЛА

Цель работы. Определение результирующей силы, нагружающей поверхности трения шатунных подшипников в пределах рабочих частот вращения коленчатого вала и нагрузок двигателя для получения соответствующих диапазонов критерия смазки с учетом вязкости моторного масла.

Методы исследования. Рассмотрен бензиновый четырехтактный двигатель, который имеет диапазон рабочих частот вращения коленчатого вала от 900 до 5600 мин⁻¹. С помощью программы «DVS-2» с использованием ПЭВМ проведена серия тепловых расчетов двигателя. На базе тепловых расчетов, с учетом кинематики кривошипно-шатунного механизма, а также движущихся масс шатунной и поршневой группы, полученные величины суммарных сил, действующих на шатунные шейку коленчатого вала. Исследования проведены для трех частот вращения коленчатого вала и трех величин нагрузки для каждой из частот. В качестве фактора нагрузки использовано начальное давление в цилиндрах двигателя — давление в конце такта впуска. Для каждой частоты вращения выбраны исходные данные для трех погрузочных точек: максимальная нагрузка, соответствующая полному открытию дроссельной заслонки; средняя нагрузка — давление p_a , соответствующее режиму половины максимального крутящего момента, развиваемого на данном режиме; для упрощения расчетов минимальная нагрузка задана постоянным давлением, соответствует режиму холостого хода двигателя. Расчеты проводились для частоты вращения холостого хода, максимального крутящего момента и номинальной частоты вращения.

При расчете критериев смазки шатунного подшипника для различных режимов работы двигателя учтены вязкость моторного масла и шероховатость поверхностей трения.

Полученные результаты. Приведены результаты теоретических исследований по моделированию величины результирующей силы, которая нагружает поверхности трения шатунного подшипника бензинового четырехтактного двигателя в условиях изменения расчетных давлений горючих газов в цилиндрах в конце такта впуска на фиксированных частотах вращения коленчатого вала. Полученные данные позволили определить диапазоны значений критерия смазки шатунного подшипника в условиях изменения вязкости моторного масла и шероховатости поверхностей трения. В работе показано рост влияния газовой составляющей силы, нагружающей поверхности трения шатунного подшипника со снижением частоты вращения. При этом, при низких и средних частотах вращения, критерий смазки может достигать критических величин, что приводит к нарушению режима гидродинамического трения шатунного подшипника в процессе сгорания топливо-воздушной смеси в цилиндрах двигателя.

Научная новизна. Определены закономерности изменения суммарной силы, действующей на шатунный подшипник, и ее газовой и инерционной составляющих от нагрузки и частоты вращения коленчатого вала. Установлено, что при работе двигателя на высоких частотах вращения нагрузка на двигатель практически не влияет на значение суммарной силы, действующей на шатунную шейку коленчатого вала. Разработана методика определения нарушения условий гидродинамического трения в шатунных подшипниках на малых частотах вращения и высоких нагрузках на двигатель. Установлено критические режимы работы шатунного подшипника бензинового двигателя 4Ч7,6/8.

Практическая ценность. Методика расчета может быть использована в учебном процессе по дисциплинам «Теория ДВС» и «Динамика ДВС», а также при разработке стратегии смазывания ДВС на различных режимах работы или формирования вторичных масляных образований в парах трения.

Ключевые слова: давление; критерий смазки; результирующая сила; фактор нагрузки; частота вращения.

Slynko G. I.

Sci.D, Professor, Head of the Internal Combustion Engines department of National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: gslynko@zntu.edu.ua;

Kubich V. I.

Ph.D, Associate professor, Associate professor of Automobile department of National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: schmirung@gmail.com;

Bokarev V. I.

Postgraduate student of the Internal Combustion Engines department National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: vladislavmontoya@gmail.com

EFFECT OF GASOLINE FOUR-STROKE ENGINE LOAD ON CRITERION OF LUBRICATION OF A CONNECTING ROD CRANKSHAFT BEARING

Purpose. Determination of the resultant force loading the friction surfaces of the connecting rod crankshaft bearings of the engine within the operating frequencies of the crankshaft rotation and the engine loads to obtain appropriate ranges of the lubrication criterion, taking into account the viscosity of the motor oil.

Methodology. The gasoline four-stroke engine, which has a range of operating frequencies of rotation of the crankshaft from 900 to 5600 rpm is considered. Program “DVS-2” for PC is used for a series of thermal calculations of the engine. On the basis of thermal calculations, taking into account the kinematics of the

crank mechanism and the moving masses of the crank and piston group, the values of resultant forces acting on the crank of crankshaft are obtained. Studies have been conducted for three crankshaft rotational frequencies and three load values for each of the frequency. The initial pressure in the engine cylinders (the pressure at the end of the intake stroke) is used as the load factor. Input data was selected for three load points on each frequency of rotation: the maximum load, which corresponds to the complete opening of the throttle valve; average load — pressure p_a , corresponding to the mode of half the maximum torque developed in this mode; to simplify the calculations, the minimum load is set at constant pressure, which corresponds to the idle speed of the engine. Calculations were made for the idle, maximum torque and nominal speed of rotation.

When calculating the lubrication criterion of the connecting rod crankshaft bearing for different engine operating modes, the viscosity of the motor oil and the roughness of the friction surfaces are taken into account.

Findings. The results of theoretical studies on the simulation of the resultant force value, which loads the friction surfaces of the connecting rod crankshaft bearing of a gasoline four-stroke engine, are presented in the conditions of change of the calculated pressures of combustible gases in the cylinders at the end of the intake stroke on fixed crankshaft rotating frequencies. The obtained data made it possible to determine the ranges of the values of the lubrication criterion of the connecting rod crankshaft bearing under the conditions of changable viscosity of the motor oil and the roughness of the friction surfaces. An increase in the influence of the gas component of the load, which loads the friction surface of the connecting rod crankshaft bearing with a decrease in the speed of rotation, has been observed. At the same time, for low and medium rotational frequencies, the lubrication criterion may be critical, resulting in a violation of the hydrodynamic friction of the connecting rod during the combustion of the fuel-and-air mixture in the engine cylinders.

Originality. The regularities of changes in the resultant force acting on the connecting rod crankshaft bearing, and its gas and inertial components due to load and crankshaft speed change are determined. It is established that at work of the engine at high frequencies of rotation of load on the engine practically does not influence on the value of the resultant force acting on the crankpin. A method for determining the violation of the conditions of hydrodynamic friction in a connecting rod crankshaft bearing at low speeds and high loads per engine is developed. The critical modes of operation of the connecting rod crankshaft bearing of the gasoline engine 4Ч7,6 / 8 are established.

Practical value. The method of calculation can be used in the educational process in the disciplines “Theory of Internal Combustion Engines” and “Dynamics of Internal Combustion Engines”, as well as for development of the strategy of lubrication of Internal Combustion Engines in different operating modes or derivation of the secondary lubricant formations in the friction pairs.

Key words: criterion of lubrication; frequency of rotation; load factor; pressure; resultant force.

REFERENCES

1. Podoljak O. S., Malinina Ju. V. (2015) Doslidzhennja znoshuvanosti dviguniv vnutrishn'ogo zgorannja pri ekspluatacijnih rezhimah roboti. *Mashinobuduvannja. Pidnimal'notransportni mashini*, 16, 30–33.
2. Kukov S. S., Gricenko A. V. (2009) Diagnostirovanie korenyh podshipnikov krivoshipno-shatunnogo mehanizma po parametram davlenija v central'noj masljanoj magistrali. *Vestnik KrasGAU*, 3, 143–147.
3. Denisov A. S., Al'meev R. I. Teoreticheskij analiz smazochного processa podshipnikov kolenчатого vala na perehodnyh rezhimah. *Vestnik Saratovskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta*. 2011, 2 (55), 1, 133–142.
4. Kazakov A. V. (2018) Metodika ocenki jeffektivnosti ustrojstv oblegčhenija puska holodного dvigatelja avtomobilja, Dissertacija na soisk. uch. st. kand. teh. nauk. Orenburg, 137.
5. Egorov Ja. A. (2003) Metodicheskie ukazanija k kursovomu proektu na temu: «Teplovoj i dinamicheskij raschet DVS» po discipline «Teorija dvigatelej vnutrennego sgoranija» dlja studentov special'nosti 7.090210 «Dvigateli vnutrennego sgoranija» dnevnnoj i zaочноj form obuchenija /sost. Ja.A. Egorov, N. E. Rjaboshapka. — Zaporozh'e, 55.
6. Kolchin A. I. (2003) Raschet avtomobil'nyh i traktornyh dvigatelej: Ucheb. posobie dlja vuzov / A. I. Kolchin, V. P. Demidov — 3-e izd. pererab. i dop. — M.: Vyssh. shk., 2003. — 496 s.: il.
7. Orlin A. S. (1984) Dvigateli vnutrennego sgoranija: Konstruirovanie i raschet na prochnost' porshnevnyh i kombinirovannyh dvigatelej / Pod red. A.S. Orlin, M.G. Kruglov, M. : Mashinostroenie, 384.
8. Dmitrichenko M. F., Mnacacakanov R. G., Mikosjanchik O. O. (2006) Tribotekhnika ta osnovi nadijnosti mashin. Navchal'nij posibnik. K.: Informavtodor, 216.
9. Kubich V. I. (2017) Modelirovanie udel'nogo vremeni postojanstva koeficienta trenija v tribologicheskijh sistemah. Haos i struktury v nelinejnyh sistemah. Teorija i jeksperiment: Materialy 10-oj Mezhdunar. nauch. konf., 75-letiju jubileju professora Z. Zh. Zhanabaeva., 16–18 ijunja 2017. Almaty : Izd-vo Kah.NU, 287–292.
10. Kubich V. I. (2013) Koeficient trenija tribosoprjazhenija «shejka-pokrytie-vkladysh» v uslovijah «plenochного golodanija» Problemi tribologii. HNU, 1(67), 51–57.

УДК 621.45.053

Андриевский М. В. аспирант кафедры двигателестроения, Днепропетровский национальный университет имени О. Гончара, г. Днепр, Украина; нач. отдела двигателестроения украинского филиала компании Skyrora Ltd, Эдинбург, Великобритания

ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ ЗАПУСКА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫТОГО ЦИКЛА, РАБОТАЮЩЕГО НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ ВЫСОКОКИПАЮЩИХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

Актуальность. В последнее время в мире стабильно возрастает интерес к ЖРД, работающим на экологически чистом топливе, что обусловлено законодательным отказом многих стран от токсичных компонентов. Второй тенденцией развития ракетной техники является необходимость снижения стоимости разработки и эксплуатации ракет-носителей (РН), что делает высококипящие экологически чистые компоненты топлива наиболее привлекательными для применения. Известно, что наиболее распространенными высококипящими экологически чистыми компонентами топлива является пара перекись водорода — керосин (спирт).

Цель. Целью данной работы является определение критических параметров, влияющих на запуск ЖРД закрытой схемы, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива. Второй целью данной статьи является рассмотрение различных способов запуска двигателя и формирование рекомендаций для получения устойчивого запуска как одного двигателя, так и одновременного запуска нескольких двигателей в связке.

Метод. Математическое моделирование запуска двигателя проведено путем решения системы нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений.

Результаты. Разработана схема запуска ракетного двигателя закрытого цикла, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива, выполнено математическое моделирование нескольких способов запуска ракетного двигателя закрытой схемы. Определены наиболее критические факторы, влияющие на процесс запуска двигателя.

Научная новизна. В результате математического моделирования определено, что наиболее критичным фактором, влияющим на запуск двигателя закрытого цикла, является величина работоспособности газа (RT) в камере сгорания двигателя. Исходя из этого, был сделан вывод, что необходимо принимать меры для уменьшения времени прихода горючего в камеру сгорания. Этого можно достичь, уменьшая заполняемую полость горючего, а также увеличивая быстродействие клапана горючего. Данные меры позволяют осуществить надежный запуск двигателя самотеком без применения дополнительных узлов. Однако для обеспечения синхронного запуска связки двигателей необходимо ввести дополнительный узел, который позволил бы вывести каждый двигатель на предварительную ступень тяги.

Практическая значимость состоит в определенных критических параметрах, которые влияют на запуск ракетного двигателя закрытого цикла, а также в сформированных рекомендациях к компоновке двигателя и его агрегатов, а также в рекомендациях по запуску связки из нескольких двигателей, что является наиболее актуальной задачей при проектировании современных РН.

Ключевые слова: запуск ракетного двигателя, перекись водорода, предварительная ступень тяги, клапан-замедлитель.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время в мире стабильно возрастает интерес к ЖРД, работающим на экологически чистых компонентах топлива. Это обусловлено отказом многих стран от токсичных компонентов топлива [1]. Второй тенденцией развития ракетной техники является необходимость снижения как стоимости разработки, так и эксплуатации ракет-носителей, что делает высококипящие экологически чистые компоненты топлива наиболее привлекательными для применения. Известно,

что наиболее распространенной высококипящей экологически чистой парой компонентов топлива является пара перекись водорода — керосин [2].

Перекись водорода весьма успешно использовалась в XX веке в ракетной технике немецкими инженерами в качестве вспомогательного компонента топлива, британскими инженерами как основной окислитель для двигателей серии Gamma, а так же американскими инженерами для двигателя AR2-3 [3]. Известно, что все эти

двигатели были выполнены по схеме без дожигания генераторного газа, что обусловило сравнительно небольшой удельный импульс, а так же узкий диапазон регулирования [4].

При использовании перекиси водорода как основного окислителя, более целесообразно, на наш взгляд, рассматривать закрытую схему двигателя. В этом случае не происходит заметного усложнения конструкции, однако приводит к выигрышу в удельном импульсе, а также позволяет регулировать режим ЖРД в широком диапазоне [5].

Одной из наиболее сложных задач при создании ракетного двигателя является задача запуска двигателя. 90 % всех аварий двигателей происходит во время динамических процессов, что делает задачу по исследованию запуска двигателя исключительно актуальной.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В работе рассмотрено решение четырех основных задач. В первую очередь, необходимо определить наиболее оптимальную схему запуска двигателя. Основным критерием выбора схемы запуска является минимизация элементов, необходимых для организации надежного запуска двигателя. Второй задачей является определение критических факторов, влияющих на запуск двигателя. Третьей и четвертой задачей является создание рекомендаций по организации запуска двигателя закрытого цикла, работающего на компонентах перекись водорода – керосин, а также разработка алгоритма для синхронного выхода на режим связки двигателей. Количество ЖРД для конкретности примем равным девяти.

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 через турбину при помощи дросселя [6].

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 дви-

гатели были выполнены по схеме с дожиганием продуктов разложения перекиси водорода и имели возможность регулирования в широком диапазоне изменения основных параметров [6].

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Принята следующая принципиальная схема работы ЖРД закрытого цикла, работающего на компонентах перекись водорода – керосин. На рис. 1 представлена упрощенная схема двигателя, где К1 – это клапан по линии горючего, К2 – клапан по линии питания газогенератора окислителем и К3 – клапан по линии питания камеры двигателя окислителем. Рассмотрим последовательность открытия клапанов для обеспечения запуска двигателя. Учитывая, что в двигателях, использующих в качестве основного окислителя перекись водорода, окислитель перед подачей в камеру разлагается на катализаторе, а воспламенение горючего происходит при его контакте с высокотемпературным парогазом, содержащим свободный кислород. Учитывая эту конструктивную особенность, целесообразно в первую очередь произвести открытие клапана окислителя, питающего газогенератор К2.

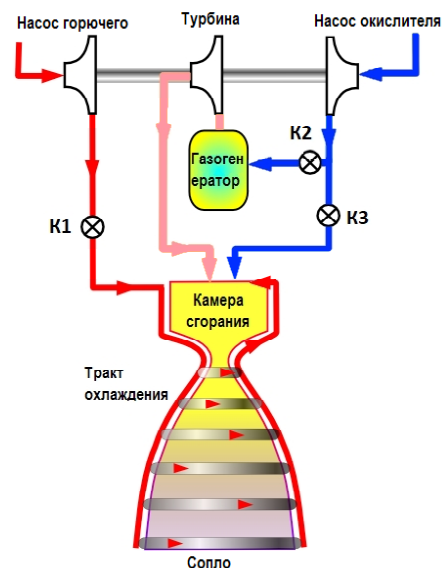


Рисунок 1. Принципиальная схема двигателя

Далее, через определенный промежуток времени открыть клапан по линии питания камеры окислителем К3. В данном случае величина задержки открытия К3 после К2 зависит от величины заполняемых объемов. Наиболее сложной частью организации запуска ракетного двигателя такой схемы, является определение времени открытия клапана горючего К1.

Для того, чтобы выявить все наиболее критичные параметры, влияющие на запуск двигателя и определить момент времени, когда должен быть открыт клапан горючего, выполним математическое

моделирование динамики двигателя при закрытом клапане горючего. На рис. 2 представлены результаты расчетов изменения массового расхода окислителя и горючего, оборотов ротора ТНА и давления в камере сгорания в относительных величинах. В данном случае относительная величина — это отношение текущего значения параметра, определенного на каждом шаге интегрирования системы дифференциальных уравнений к номинальному значению этого параметра, выраженное в процентах

$$G_{0\text{отн}} = \frac{G_{0i}}{G_{0н}} \times 100,$$

где $G_{0\text{отн}}$ — относительный расход окислителя;

G_{0i} — текущий расход окислителя;

$G_{0н}$ — номинальный расход окислителя;

$$G_{g\text{отн}} = \frac{G_{gi}}{G_{гн}} \times 100,$$

где $G_{g\text{отн}}$ — относительный расход горючего;

G_{gi} — текущий расход горючего;

$G_{гн}$ — номинальный расход горючего;

$$n_{\text{отн}} = \frac{n_i}{n_n} \times 100,$$

где $n_{\text{отн}}$ — относительное число оборотов ротора ТНА;

n_i — текущее число оборотов ротора ТНА;

n_n — номинальное число оборотов ротора ТНА;

$$p_{k\text{отн}} = \frac{p_{ki}}{p_{кн}} \times 100,$$

где $p_{k\text{отн}}$ — относительное давление в камере сгорания;

p_{ki} — текущее давление в камере сгорания;

$p_{кн}$ — номинальное давление в камере сгорания.

Из рис. 2 видно, что если керосин не поступил в камеру, число оборотов ротора ТНА практически в два раза превышает номинальную величину, что, как правило, приводит к разрушению конструкции турбонасосного агрегата. Учитывая, что для пары перекись водорода — керосин стехиометрическое соотношение $km = 8$, мощность насоса горючего значительно меньше, чем мощность насоса окислителя. Из этого следует вывод, что организация байпаса насоса горючего не приводит к существенному замедлению набора оборотов ротора ТНА. Исходя из этого, следует, что вылет оборотов ротора ТНА объясняется сравнительно низкой величиной комплекса RT продуктов разложения перекиси водорода, что приводит к пониженному давлению в камере сгорания и как следствие к повышенному перепаду давлений на турбине. По-

вышенный перепад на турбине приводит к появлению значительного избытка мощности на валу ТНА, вследствие чего обороты ротора вырастают значительно выше номинальных.

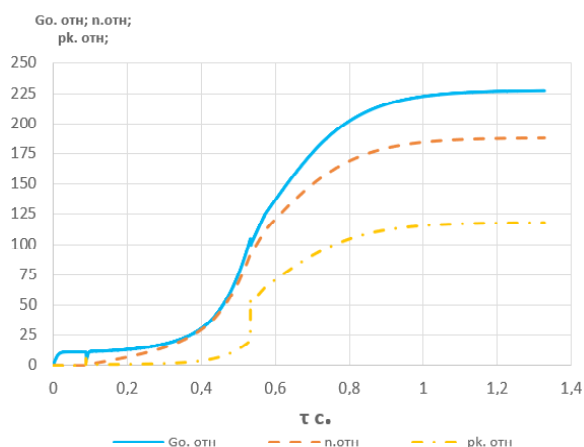


Рисунок 2. Динамика двигателя при работе в режиме монотоплива: $G_{0\text{отн}}$ — относительный расход окислителя; $n_{\text{отн}}$ — относительное число оборотов ротора ТНА; $p_{k\text{отн}}$ — относительное давление в камере сгорания

Проведем математическое моделирование запуска двигателя, когда клапан горючего К1 открывается совместно с клапаном КЗ. На рис. 3 представлен расчет динамики двигателя. Результаты расчетов, которые приведены на графике, подтверждают, что двигатель выходит на режим только когда значение комплекса RT камерного газа соответствует номинальной величине. Это происходит только при поступлении горючего в камеру сгорания. На графике видно большой заброс оборотов ротора ТНА. Это обусловлено тем, что время от момента подачи команды на открытие клапана горючего и его попадание в камеру слишком велико для данного типа запуска.

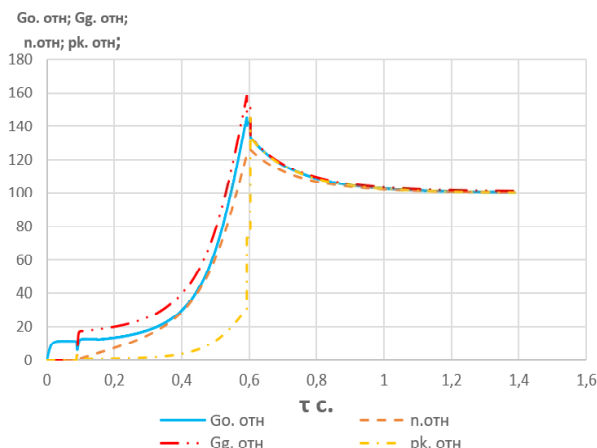


Рисунок 3. Запуск двигателя с забросом основных параметров: $G_{0\text{отн}}$ — относительный расход окислителя; $n_{\text{отн}}$ — относительное число оборотов ротора ТНА; $G_{g\text{отн}}$ — относительный расход горючего; $p_{k\text{отн}}$ — относительное давление в камере сгорания

Это позволяет сделать вывод, что промежуток между подачей команды на открытие клапана горючего и его попаданием в камеру сгорания должен быть как можно меньше. Задача уменьшения времени поступления горючего в камеру решается увеличением быстродействия главного клапана горючего или уменьшением заполняемого горючим объема, то есть размещением клапана в непосредственной близости к форсуночной головке. На рис. 4 представлен расчет запуска двигателя с уменьшенной полостью горючего.

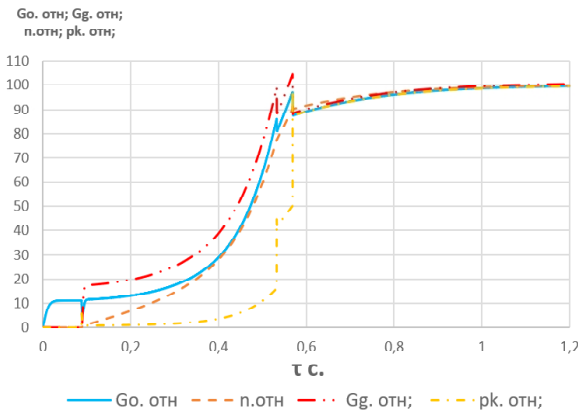


Рисунок 4. Запуск двигателя без заброса основных параметров: $G_{0\text{отн}}$ — относительный расход окислителя; $n_{\text{отн}}$ — относительное число оборотов ротора ТНА; $G_{\text{готн}}$ — относительный расход горючего; $p_{k\text{отн}}$ — относительное давление в камере сгорания

Результаты математического моделирования, представленные на рис. 4, подтверждают, что организовать устойчивый запуск двигателя такой схемы самотеком без применения каких-либо дополнительных устройств вполне возможно. Однако, принимая во внимание, что время задержки реакции разложения перекиси водорода на катализаторе тяжело прогнозируемая величина, так как зависит не только от количества стабилизаторов в перекиси водорода, но и от ее температуры. Благодаря этому обстоятельству становится целесообразным подавать команду на открытие клапана горючего не по времени, а по показаниям датчика давления, установленного либо в полости после турбины, либо в камере сгорания. Такой подход гарантированно позволяет исключить вероятность жесткого запуска, если горючее придет в камеру сгорания первым.

Однако, это едва ли снижает риск аварийного запуска вследствие заброса оборотов выше номинальных. Более того, в этом случае не решается задача запуска связки двигателей, так как в реальности в длительность запуска будет вноситься существенная погрешность благодаря неопределенности времени задержки начала интен-

сивного разложения перекиси водорода на катализаторе и разбросам характеристик узлов двигателя.

Данные обстоятельства наталкивают на мысль, что для увеличения надежности запуска и решения задачи запуска связки двигателей необходимо организовывать запуск двигателя с выходом на предварительную ступень тяги. Для этого необходимо ввести в линию питания окислителем газогенератора дополнительный элемент, который бы в закрытом положении работал как жиклер, уменьшающий расход окислителя, приводящего в действие турбину, а в процессе открытия выводил двигатель на номинальный режим. В качестве подобного управляемого сопротивления предложен клапан-замедлитель с управляемым изменением величины гидравлического сопротивления по команде от системы управления. Таким образом, на предварительной ступени расход на турбину существенно снизится, что приведет к снижению оборотов ТНА. По сигналу датчика давления, установленного в камере двигателя, клапан-замедлитель плавно за 1 секунду должен вывести двигатель на номинальный режим. На рис. 5 представлен расчет запуска двигателя с клапаном-замедлителем.

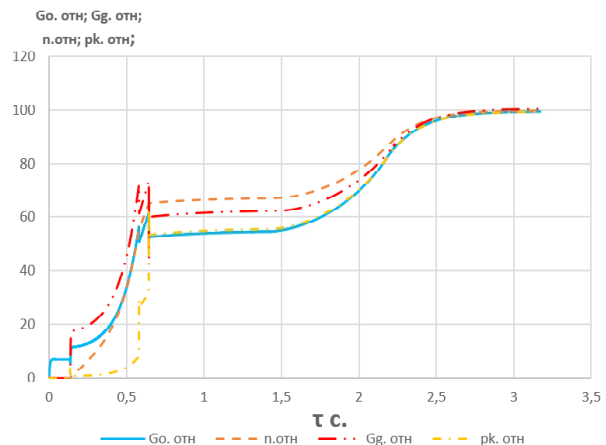


Рисунок 5. Запуск двигателя с выходом на предварительную ступень тяги: $G_{0\text{отн}}$ — относительный расход окислителя; $n_{\text{отн}}$ — относительное число оборотов ротора ТНА; $G_{\text{готн}}$ — относительный расход горючего; $p_{k\text{отн}}$ — относительное давление в камере сгорания

Как видно из результатов расчета, представленных на рис. 5, введение клапана-замедлителя позволяет замедлить выход двигателя на режим, что позволяет запускать двигатель безаварийно. Так же использование этого элемента позволяет гарантированно вывести двигатель на предварительную ступень, после чего, получив сигнал от датчика давления, посредством программного от-

крытия клапана-замедлителя можно плавно вывести двигатель на режим.

Такой подход позволяет не только увеличить надежность запуска и нивелировать погрешности, связанные с временем задержки реакции разложения перекиси водорода на катализаторе, но и позволяет синхронно вывести связку двигателей на заданный режим тяги.

Для синхронного выхода связки на режим каждый из двигателей должен быть оснащен клапаном-замедлителем и датчиком давления в камере сгорания. В этом случае клапаны-замедлители начинают одновременно открываться после того, как каждый датчик передаст системе управления сигнал о выходе своего двигателя на стабильную предварительную ступень. Такой подход позволяет очень точно и одновременно вывести связку двигателей на режим.

ВЫВОДЫ

Из представленного материала можно сделать следующие выводы:

1. Двигатель закрытого цикла, работающий на компонентах перекиси водорода — керосин можно запустить самотеком, не используя для этого дополнительных агрегатов предварительной раскрутки ротора ТНА.
2. Для увеличения надежности запуска двигателя необходимо при его проектировании сделать объем заполняемой полости горючего как можно меньше.
3. Команду на открытие главного клапана горючего необходимо подавать не по времени, а по показаниям сигнализатора давления, установленного либо в полости после турбины, либо в камере сгорания. Это позволяет нивелировать все погрешности, связанные с непрогнозируемым временем задержки начала реакции разложения и таким образом избежать жесткого запуска.

4. Синхронный запуск связки двигателей возможно осуществить только при схеме запуска с выходом на предварительную ступень тяги. Этого можно добиться установкой конструктивно простого устройства в виде клапана с возможностью медленного плавного открытия, работающего как жиклер в полностью закрытом положении.

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 [Text] / 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. Hill C. N. History of British Rocketry / C. N. Hill — London: Imperial College Press, 2012. — 379 p.
5. Андриевский М. В. Особенности регулирования двигателя закрытой схемы, работающего на экологически чистых компонентах топлива / М. В. Андриевский, Ю. А. Митиков, Д. А. Шамровский // Вестник двигателестроения. — 2018. — № 1. — С. 16–21.
6. Архангельский В. И. Из истории разработки ЖРД на перекиси водорода в «НПО Энергомаш» / В. И. Архангельский, В. С. Судаков — М.: НПО Энергомаш, 2007. — 6 с.

Поступила в редакцию 26.04.2019

Андриєвський М. В. аспірант кафедри двигунобудування, Дніпропетровський національний університет імені О. Гончара, м. Дніпро, Україна; нач. відділу двигунобудування українського філіалу компанії Skyrora Ltd, Единбург, Великобританія

ОСОБЛИВОСТІ ОРГАНІЗАЦІЇ ЗАПУСКУ ДВИГУНА ЗАМКНЕНОГО ЦИКЛУ, ЩО ПРАЦЮЄ НА ЕКОЛОГІЧНО ЧИСТИХ ВИСОКОКИПЛЯЧИХ КОМПОНЕНТАХ ПАЛИВА

Актуальність. Останнім часом в світі все більше зростає інтерес до двигунів, що працюють на екологічно чистих компонентах палива. Це обумовлено відмовою багатьох країн від токсичних компонентів палива. Другою тенденцією розвитку ракетної техніки є необхідність зниження вартості розробки і експлуатації ракет-носіїв, що робить висококиплячі екологічно чисті компоненти палива найбільш привабливими для застосування. Відомо, що найбільш поширеними висококиплячими екологічно чистими компонентами палива є пара перекис водню — гас.

Мета. Метою даної роботи є визначення критичних параметрів, що впливають на запуск двигуна закритого циклу, що працює на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива. Другою метою даної статті є розгляд різних способів запуску двигуна і формування рекомендацій для отримання стійкого запуску як одного двигуна, так і їх зв'язок.

Метод. Математичне моделювання запуску двигуна проводиться шляхом вирішення системи нелінійних алгебраїчних і диференціальних рівнянь.

Результати. Розроблена схема запуску ракетного двигуна закритого циклу, що працює на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива, виконано математичне моделювання декількох способів запуску ракетного двигуна замкненої схеми. Визначено найбільш критичні фактори, що впливають на процес запуску двигуна.

Наукова новизна. В результаті математичного моделювання визначено, що найбільш критичним фактором, що впливає на запуск двигуна замкненої схеми, є величина працездатності газу (RT) в камері згоряння двигуна. Виходячи з цього, було зроблено висновок, що необхідно вживати заходів для зменшення часу надходження пального до камери згоряння. Цього можна досягти, зменшуючи порожнину пального, а також збільшуючи швидкодію клапана пального. Такі заходи дозволяють здійснити надійний запуск двигуна самопливом без застосування додаткових вузлів. Однак для забезпечення синхронного запуску зв'язки двигунів необхідно ввести додатковий вузол, який дозволить би вивести кожен двигун на попередню ступінь тяги.

Практична значимість полягає у визначенні критичних параметрах, які впливають на запуск ракетного двигуна закритого циклу, а також в сформованих рекомендаціях щодо компоновання двигуна і його агрегатів, а також у рекомендаціях щодо запуску зв'язки з декількох двигунів, що є найбільш актуальним завданням при проектуванні сучасних РН.

Ключові слова: запуск ракетного двигуна, перекис водню, попередня ступінь тяги, клапан-сповільнювач.

Andriievskiy M. V. postgraduate student of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, chief of the propulsion systems department, Skyrora Ltd, Edinburg, UK

PECULARITIES OF START TRANSIENCE OF THE ROCKET ENGINE WHICH RUNS ON ECOLOGICALLY-FRIENDLY STORABLE PROPELLANT

Context. Rocket engines which run on ecologically-friendly storable propellant have become more popular last time. This connected with refusal from conventional toxic storable propellant by many countries. Another tendency in development of launch vehicles is connected with necessity to reduce development and exploitation price. This circumstance makes using of ecologically-friendly storable propellant the most attractive. It is known that the widest spread ecologically-friendly propellant is Hydrogen peroxide with kerosene.

Objective of this article is determination of critical parameters which influence start transience of the closed cycle rocket engine which runs on ecologically-friendly propellant. Second purpose of this article is in development of a few different ways of single engine and engines cluster start. The last article's objective is in formulating of recommendations for improving reliability of the engine start.

Method. Mathematical simulation of start transience is conducted by means of solving of nonlinear algebraic and differential equations systems.

Results. Mathematical simulation of a few different start transience of closed cycle rocket engine which runs on hydrogen peroxide – kerosene has been complete. The most critical factors which influence on the start process of rocket engine have been determined and recommendations for stable start transience arrangement have been formulated.

Relying on results of mathematical simulation a conclusion can be made that complex RT is the most critical parameter which influence start transience of the rocket engine. This circumstance determines necessity of reducing delivery time of kerosene to the combustion chamber. It may be achieved by reducing free volume or valve response time. These two approaches allow to achieve reliable engine start without any additional control valves. However, for providing reliable start of the engines cluster as additional retarding valve is required which would provide two staged engine start.

Key words: rocket engine start, hydrogen peroxide, first stage of the engine start, retarding valve.

REFERENCES

1. De Selding, Peter B. *SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban*. Available at: <http://spacenews.com/sstl-developing-non-toxic-thruster-ahead-of-possible-european-hydrazine-ban/> (accessed January 8, 2016).
2. William E. (2013) *Peroxide propulsion at the turn of the century*. NASA techdocs, 62.
3. Huzel D. K., Huang D. H. (1967) *Design of Liquid Propellant Rocket Engines*. Huston, National Aerospace and Space Administration, 461.
4. Hill C. N. *History of British Rocketry*. London, Imperial College Press, 379.
5. Andriievskiy M., Mitikov Y., Shamrovskiy D. (2018) Control Peculiarities of Rocket Engine Which Runs on Ecologically-friendly Storable Propellant. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 1, 16–21.
6. Arhangelskij V. I., Sudakov V. S. (2007) *Iz istorii razrabotki ZhRD na perekisi vodoroda v «NPO Energomash»* [History of Liquid Rocket Development in “NPO Energomash”]. Moscow, NPO Energomash, 6.

УДК 621.793.6:669.35

Ткаченко С. Н.

канд. техн. наук, доцент кафедры информационных технологий Института управления Классического частного университета, Запорожье, Украина,
e-mail: space7770@ukr.net

ПОВЕРХНОСТНОЕ УПРОЧНЕНИЕ ПРИ СИЛЬНОЭКЗОТЕРМИЧЕСКОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ХИМИЧЕСКИХ РЕАГЕНТОВ БОРА И КРЕМНИЯ В КОНДЕНСИРОВАННОЙ ФАЗЕ

Цель работы. Повышение эксплуатационных свойств деталей и инструмента методом самораспространяющегося высокотемпературного синтеза.

Методы исследования. Стандартное испытание на износ.

Полученные результаты. Изучены условия повышения эксплуатационных свойств деталей и инструмента при использовании сильноэкзотермического взаимодействия химических реагентов в конденсированной фазе. В работе представлены результаты исследования работоспособности поверхности деталей, модифицированных методом СВС, а также влияния последующей термической обработки на износостойкость опытных образцов и пары трения в целом. Установлено, что метод СВС позволяет путем подбора соответствующего состава шихты и инициирования реакции горения с выделением большого количества теплоты значительно сократить время процесса при формировании поверхности достаточно высокого качества. Основными упрочняющими фазами являются карбиды и бориды хрома. Карбидная фаза в покрытии сталей представлена дисперсными карбидами хрома типа Cr_{23}C_6 (с микротвердостью 9900–11300 МПа). В покрытии на чугунах вследствие более высокого содержания углерода присутствуют более твердые карбиды Cr_7C_3 (с микротвердостью 16200–19300 МПа), а также бориды CrB (с микротвердостью более 20000 МПа). Наибольшей износостойкостью обладают упрочненные образцы, легированные 11 % Cr. В силу того, что хром входит в состав хромистой составляющей, которая отвечает за температурный фактор, то дальнейшее увеличение содержания хрома (при содержании ХС 22 %) в данной технологии не представляется возможным. Введение бора в шихту способствует равномерному распределению мелкодисперсных карбидов по сечению слоя и является активным аустенизатором. Наружный борированный диффузионный слой представляет собой FeB , а внутренний – Fe_2B . При такой технологии на поверхности исследуемых образцов формируются достаточно однородные слои с эффективной глубиной 150–200 мкм, которые представляют собой высокодисперсную структуру с равномерным распределением частиц упрочняющих фаз. При всех типах износа карбидная фаза должна отличаться минимальным размером, компактной структурой, максимальной твердостью. В результате показано что хром, используемый в качестве обязательного экзотермического реагента для инициации СВС-процесса в количестве 11 % масс, приводит к увеличению износостойкости поверхности в 2,4–2,7 раз по отношению к неупрочненному материалу благодаря образованию твердых фаз из карбидов и боридов хрома.

Научная новизна. В результате показано, что хром, используемый в качестве обязательного экзотермического реагента для инициации СВС-процесса в количестве 11 % масс, приводит к увеличению износостойкости поверхности в 2,4–2,7 раз по отношению к неупрочненному материалу благодаря образованию твердых фаз из карбидов и боридов хрома.

Практическая ценность. Одним из преимуществ СВС – технологии является возможность получения многокомпонентных композиций в одну стадию: формирование как простых, так и сложнолегированных соединений. Установлено, что метод СВС позволяет путем подбора соответствующего состава шихты и инициирования реакции горения с выделением большого количества теплоты значительно сократить время процесса (как правило, не более 1 ч) при формировании поверхности достаточно высокого качества.

Ключевые слова: эксплуатационные свойства; износ; самораспространяющийся высокотемпературный синтез; диффузия; слой; покрытие; тепловое самовоспламенение; конденсированная газовая фаза; шихта; бор; кремний.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальным является вопрос повышения эксплуатационного срока службы деталей за счет поверхностного упрочнения. Одним из наиболее

эффективных технологических направлений повышения надежности работы эксплуатационной стойкости деталей из высокоуглеродистых материалов, которые используют в индустрии, явля-

ется нанесение на их рабочую поверхность различных покрытий. Покрытие представляет поверхностный слой, целенаправленно создаваемый воздействием окружающей среды на поверхность детали, и характеризующийся конечной толщиной, а также химическим составом и структурно-фазовым состоянием, качественно отличающимися от аналогичных характеристик материала основы. Незначительную затрату материала покрытия и высокие характеристики поверхности детали обеспечивают повышенный интерес к разработке новых методов нанесения покрытий целевого назначения и широкое внедрение покрытий в промышленность. Эффективным (в отношении подложки) методом улучшения поверхности является химико-термическая обработка (ХТО) в условиях самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС). Самораспространяющийся высокотемпературный синтез (СВС) является эффективным энерго- и ресурсосберегающим методом получения тугоплавких и композиционных материалов [1–2] и порошков для газотермического напыления [3], основанным на использовании экзотермического эффекта реакций взаимодействия большинства металлов периодической системы с бором, углеродом, азотом, кремнием и др. [4].

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИКАЦИЙ

Разработка новых способов химико-термической обработки деталей, которые позволяют регулировать состав и структуру покрытий, обеспечивая высокие эксплуатационные характеристики деталей при минимальном времени формирования покрытий интересует широкий круг ученых. Проблему защиты высокоуглеродистых материалов путем нанесения на детали комплексных защитных покрытий предложено авторами работ [4–33]. В работе [34] авторы предложили способ, который основан на явлении СВС. Сущность метода СВС заключается в проведении экзотермических реакций в режиме распространения волны горения с образованием продуктов горения в виде соединений и материалов, представляющих практическую ценность и обладающих ценными характеристиками [36]. Такой синтез материалов значительно отличается от стандартных методов порошковой металлургии, основанных на спекании химически инертных соединений и обладают рядом очевидных преимуществ, среди которых можно отметить следующие [36]:

- 1) формирование активных химических и термических зон, что позволяет интенсифицировать превращения реагентов и приводит к образованию нужных продуктов;
- 2) использование менее дорогой химической

энергии (тепловыделение при экзотермических реакциях) вместо электрической для достижения высоких температур, требуемых при получении продуктов;

3) использование относительно простого оборудования (вместо печей и других нагревательных устройств);

4) использование в процессе быстрого послойного нагрева больших объемов реагентов вместо медленного прогрева через стенки от внешних источников тепла.

В зависимости от условий реализации СВС можно получать диффузионные слои в режиме горения или теплового самовоспламенения при времени процесса от нескольких минут до 1–1,5 ч. При этом формируется прочное тонкое покрытие с регулируемой толщиной в пределах 5–150 мкм [34]. При диффузионном насыщении можно получать равномерные по толщине покрытия на изделиях сложной формы [35]. СВС обладает рядом специфических черт, которые выгодно отличают его от существующих способов получения неорганических соединений. К ним следует отнести высокие температуры и малое время проведения синтеза, относительно малые внешние энергетические затраты, простота оборудования, и что самое главное возможность управления процессом синтеза, и, как следствие, получение материалов с заданным сочетанием свойств [20, 21]. При синтезе композиционных порошков СВС в качестве связок обычно используются металлы и металлические сплавы (на основе Ni, Fe, Al), а также интерметаллиды (Ni_xAl_y , Fe_xAl_y , Ti_xNi_y , Ti_xAl_y). В качестве тугоплавких соединений, как правило, используют карбиды вольфрама, титана, хрома, кремния и их комбинации, а также оксиды алюминия, титана и хрома. Одним из преимуществ технологии СВС является возможность получения многокомпонентных композиций в одну стадию: формирование как простых, так и сложнолегированных соединений. Характерными особенностями синтезируемых порошков являются: наличие металлургической связи между составляющими композиционной частицы; мелкозернистая структура с тонким объемным распределением тугоплавкой составляющей и постоянством фазового состава независимо от размеров порошковой композиционной частицы. Обеспечить комплекс защитных свойств в зависимости от условий эксплуатации покрытия позволяют порошковые электродные материалы с нанодобавками, полученные по технологии СВС.

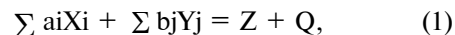
Повышение эксплуатационных свойств деталей машин и механизмов представлены в работах [4–13], связанные с применением новых составов электродных материалов и современного оборудования, обеспечивающих развитие техно-

логии электроискрового легирования (ЭИЛ). Показано, что для улучшения свойств необходим подбор соответствующих электродных материалов. Рекомендуется для обеспечения защитных свойств в зависимости от условий эксплуатации покрытий применять синтетические твердосплавные инструментальные материалы (СТИМ), полученные по технологии СВС. В качестве основы этих материалов применяется карбид титана, бора или хрома, который обеспечивает твердость и износостойкость. Для обеспечения высокой когезии и пластичности формируемых покрытий служат добавки Ni; NiAl; TiAl; ХН70Ю и др. В процессе ЭИЛ ударно-тепловое воздействие искрового разряда приводит к формированию мелкозернистой структуры на рабочей поверхности материала электрода. Идет усталостное разрушение зерен карбида титана, взаимодействие с воздухом, в канале разряда, и уже в структуре покрытия размер зерен составляет 100–500 нм. Анализ микроструктур покрытий на титановой подложке ОТ4-1, полученных с использованием электрода на основе TiC-Ti₃AlC₂ и из этого же сплава, но модифицированного нанодобавкой W, позволил [9, 10] установить позитивное влияние нанодобавок. Электроискровые покрытия с нанодобавками имеют повышенные значения толщины, сплошности, микротвердости, жаростойкости, при этом снижается коэффициент трения [4, 5, 10, 11]. Добавки нанопорошков обеспечивают значительное модифицирование структуры электродных материалов от 2 до 7 раз и повышение их физико-химических свойств [6–13]. По данным работы [11] по технологии горячего прессования из нанодисперсного порошка 92 % WC – 8 % Co получен наноструктурный электродный материал с размером зерна карбида вольфрама 100 нм. Применение такого электрода по сравнению с обычным электродом ВК8 (размер зерен WC = 1–2 мкм), способствовало повышению характеристик покрытия, а именно твердости (Нм) модуля упругости, сплошности, толщины и др.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Задачей данного вида ХТО является придание поверхности упрочняемых материалов высоких поверхностных физико-механических характеристик при минимальном времени проведения процесса, а также минимальных экономических затратах [5]. Сущность процесса заключается в том, что после локального инициирования, реакция протекает в узкой зоне – волне горения, перемещающейся по образцу за счет теплопередачи. В качестве реагентов используются смеси элементов: металлов с неметаллами; металлов с металлами; неметаллов с неметаллами или их соединений, способных при взаимодействии выделять большое количество тепла [6].

Химическая реакция процесса может быть представлена следующей формулой (1) [7–21]:



где Q – тепловой эффект; X – Ti, Zr, Hf, V, Nb, Ta, Mo, W и др.; Y – B, C, N, Si, Se, S, Al и др.; Z – бориды, карбиды, нитриды, силициды и др.

Благодаря особенностям процесса: высокой температуре; кратковременности химических и физических процессов; высокой скорости внутреннего саморазогрева; протеканию реакций в условиях резкого градиента температур и др. метод позволяет синтезировать композиции, получение которых другими известными способами требует больших затрат или сложного дорогостоящего оборудования, либо вообще невозможно [3].

Принципиально для реализации СВС выделяют способы управления [18–19]:

- 1) на стадии подготовки шихты;
- 2) на стадии проведения процесса, включающее термический подогрев системы;
- 3) при охлаждении готовых продуктов, состоящее в изменении температурного режима охлаждения и типа используемой атмосферы.

Проблему защиты высокоуглеродистых материалов можно решить путем нанесения на детали комплексных защитных покрытий [22–33]. Нанесение покрытий обычной химико-термической обработкой характеризуется ресурсо- и энергоемкостью, а также длительностью. В связи с этим, является актуальной разработка новых способов химико-термической обработки, позволяющие регулировать состав и структуру покрытий, обеспечивающие необходимые эксплуатационные характеристики при минимальном времени их формирования. Такими технологиями могут служить способы, основанные на явлении самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС) [34]. В зависимости от условий реализации СВС-процесса можно получать диффузионные слои в режиме горения или теплового самовоспламенения при времени процесса от нескольких минут до 1–1,5 ч. При этом формируется прочное тонкое покрытие с регулируемой толщиной в пределах 5–150 мкм [34]. При диффузионном насыщении можно получать равномерные по толщине покрытия на изделиях сложной формы [35]. Сущность метода СВС заключается в проведении экзотермических реакций в режиме распространения волны горения с образованием продуктов горения в виде соединений и материалов, представляющих практическую ценность и обладающих ценными характеристиками [36]. Такой синтез материалов значительно отличается от стандартных методов порошковой ме-

таллургии, основанных на спекании химических инертных соединений и обладают рядом очевидных преимуществ, среди которых можно отметить следующие [36]:

1) формирование активных химических и термических зон, что позволяет интенсифицировать превращения реагентов и приводит к образованию нужных продуктов;

2) использование менее дорогой химической энергии (тепловыделение при экзотермических реакциях) вместо электрической для достижения высоких температур, требуемых при получении продуктов;

3) использование относительно простого оборудования (вместо печей и других нагревательных устройств);

4) использование в процессе быстрого послойного нагрева больших объемов реагентов вместо медленного прогрева через стенки от внешних источников тепла.

СВС обладает рядом специфических черт, которые выгодно отличают его от существующих способов получения неорганических соединений. К ним следует отнести высокие температуры и малое время проведения синтеза, относительно малые внешние энергетические затраты, простота оборудования, и что самое главное, возможность управления процессом синтеза, и, как следствие, получение материалов с заданным сочетанием свойств [20, 21]. Использование самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС) для формирования защитных покрытий основано на применении порошковых экзотермических смесей и представляет собой экзотермическое взаимодействие химических элементов в конденсированной фазе, способное к самопроизвольному распространению в виде волны горения [18–19].

При синтезировании композиционных порошков СВС в качестве связок обычно используются металлы, металлические сплавы (на основе Ni, Fe, Al) и интерметаллиды (Ni_xAl_y , Fe_xAl_y , Ti_xNi_y , Ti_xAl_y). В качестве тугоплавких соединений, как правило, используют карбиды вольфрама, титана, хрома, кремния и их комбинации, а также оксиды алюминия, титана и хрома.

Одним из преимуществ СВС — технологии является возможность получения многокомпонентных композиций в одну стадию: формирование как простых, так и сложнелегированных соединений.

Характерными особенностями синтезируемых порошков являются: наличие металлургической связи между составляющими композиционной частицы; мелкозернистая структура с тонким объемным распределением тугоплавкой составляющей и постоянством фазового состава независимо от размеров порошковой композиционной частицы.

Технология получения СВС-порошков включает следующие основные этапы: подготовку порошковой шихты; непосредственно синтез; размол и классификацию полученного продукта по фракциям.

Самофлюсующиеся порошки на никель-хромовой основе широко используются при газотермическом напылении благодаря значительному повышению их эксплуатационных характеристик, которые частично связаны с относительно низкой температурой плавления жидкой фазы, не превышающей 1050–1080 °С. Структура порошков и наплавленных покрытий исследовались многими авторами. Установлены основные структурные факторы, определяющие их повышение.

Однако газотермическое напыление не всегда решает проблему получения «не толстых» покрытий с высокой адгезионной прочностью сцепления без потери твердости, а также получать качественные покрытия на локальных областях деталей и инструмента различного назначения.

Обеспечить комплекс защитных свойств в зависимости от условий эксплуатации покрытия позволяют порошковые электродные материалы с нанодобавками, полученные по технологии самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС).

В цикле работ [4–13] представлены результаты исследований по развитию технологии электроискрового легирования (ЭИЛ), связанные с применением новых составов электродных материалов и современного оборудования, обеспечивающих повышение эксплуатационных свойств ответственных деталей машин и механизмов. Показано, что для каждой конкретной технологической задачи необходим подбор соответствующих электродных материалов. Рекомендуются для обеспечения защитных свойств в зависимости от условий эксплуатации покрытий применять синтетические твердосплавные инструментальные материалы (СТИМ), полученные по технологии самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС). В качестве основы этих материалов применяется карбид титана, бора или хрома, который обеспечивает твердость и износостойкость. Связкой для них служат Ni; NiAl; TiAl; XH70Ю и др., которые обеспечивают высокую когезию и пластичность формируемых покрытий.

В процессе ЭИЛ ударно-тепловое воздействие искрового разряда приводит к формированию мелкозернистой структуры на рабочей поверхности материала электрода. Идет усталостное разрушение зерен карбида титана, взаимодействие с воздухом, в канале разряда, и уже в структуре покрытия размер зерен составляет 100–500 нм. Анализ микроструктур покрытий на титановой

подложке ОТ4-1, полученных с использованием электрода на основе $\text{TiC-Ti}_3\text{AlC}_2$ и из этого же сплава, но модифицированного нанодобавкой W, позволил [9, 10] установить позитивное влияние нанодобавок. Электроискровые покрытия с нанодобавками имеют повышенные значения толщины, сплошности, микротвердости, жаростойкости, при этом снижается коэффициент трения [4, 5, 10, 11]. Добавки нанопорошков обеспечивают значительное модифицирование структуры электродных материалов от 2 до 7 раз и повышение их физико-химических свойств [6–13]. По данным работы [11] по технологии горячего прессования из нанодисперсного порошка 92 % WC – 8 % Co получен наноструктурный электродный материал с размером зерна карбида вольфрама 100 нм. Применение такого электрода по сравнению с обычным электродом BK8 (размер зерен WC = 1–2 мкм), способствовало повышению характеристик покрытия, а именно твердости (H_n) модуля упругости, сплошности, толщины и др.

Вышеприведенный наноструктурный электродный материал обеспечил формирование более износостойкого покрытия на титановом сплаве BT 14 с одновременным снижением коэффициента трения по сравнению с покрытием из традиционного электрода BK8.

Установлено, что метод СВС позволяет путем подбора соответствующего состава шихты и иницирования реакции горения с выделением большого количества теплоты значительно сократить время процесса (как правило, не более 1 ч) при формировании поверхности достаточно высокого качества.

3 ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА И АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Изнашивание защитных покрытий на материале ВЧ 45-5 при сухом трении проводилось при скорости скольжения контртела (сталь 30ХГСА) 1,02 м/с и удельном давлении 7,5 МПа на пути 500 м при времени испытаний 8,17 мин (рис. 1а). В условиях граничного трения испытания проводились при той же скорости и удельном давлении с подачей масла 20 капель в минуту (масло индустриальное И-20) на пути трения $1,4 \times 10^4$ м при времени испытаний 3,81 ч (рис. 1б). Скорость и продолжительность испытания при обоих видах трения были установлены опытным путем, исходя из необходимости получения надежных и воспроизводимых результатов при малой продолжительности испытания. Температура процесса поверхностного упрочнения составляла для ВЧ 45-5 – 1000 °С; время выдержки – 80 мин.

Из рис. 1 видно, что наибольшей износостойкостью обладают упрочненные образцы, легированные 11 % Cr. В силу того, что хром входит в состав хромистой составляющей, которая отвечает за температурный фактор, то дальнейшее увеличение содержания хрома (при содержании ХС 22 %) в данной технологии не представляется возможным. Введение бора в шихту, способствует равномерному распределению мелкодисперсных карбидов по сечению слоя и является активным аустенизатором. Наружный борированный диффузионный слой представляет собой FeB, а внутренний – Fe_2B .

При такой технологии на поверхности исследуемых образцов формируются достаточно однородные слои с эффективной глубиной 150–200 мкм, которые представляют собой высокодисперсную структуру с равномерным распределением частиц упрочняющих фаз.

Высокая износостойкость поверхности в первую очередь определяется карбидной фазой и достигается при:

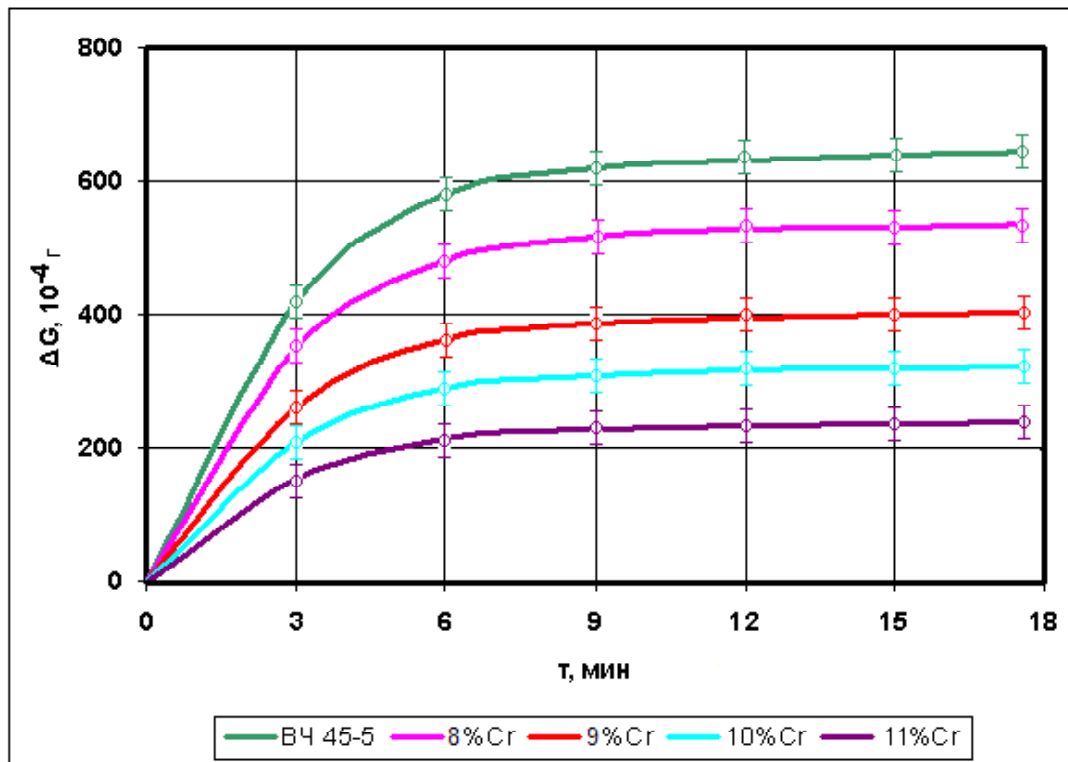
- максимальном количестве карбидов;
- максимальной твердости карбидов, превосходящей твердость абразива;
- минимальном размере карбидов;
- тригональных карбидах типа Cr_7C_3 , ориентированных осью перпендикулярно изнашиваемой поверхности;
- нанесении слоев с большим количеством (≥ 40 %) заэвтектических карбидов при условии их значительного измельчения и удовлетворительных механических свойствах сплавов.

Основными упрочняющими фазами являются карбиды и бориды хрома. Карбидная фаза в покрытии сталей представлена дисперсными карбидами хрома типа Cr_{23}C_6 (с микротвердостью 9900–11300 МПа). В покрытии на чугунах вследствие более высокого содержания углерода присутствуют более твердые карбиды Cr_7C_3 (с микротвердостью 16200–19300 МПа), а также бориды CrB (с микротвердостью более 20000 МПа).

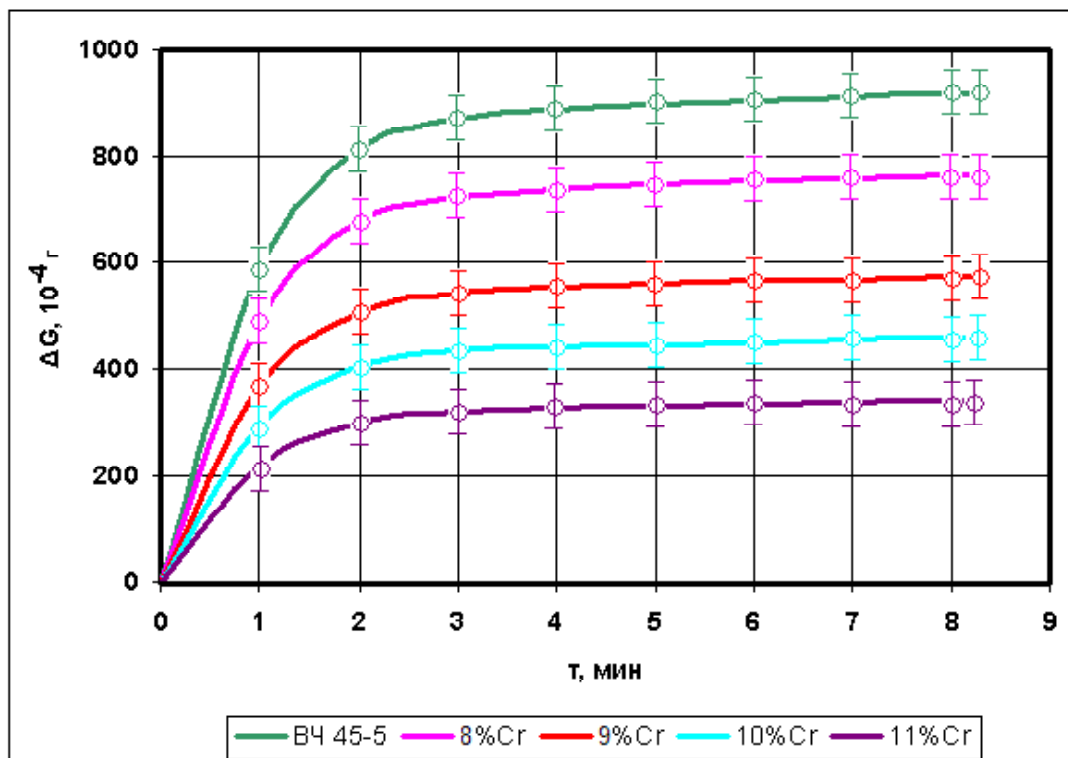
ВЫВОДЫ

При всех типах износа карбидная фаза должна отличаться минимальным размером, компактной структурой и максимальной твердостью.

В результате показано, что хром, используемый в качестве обязательного экзотермического реагента для инициации СВС-процесса в количестве 11% масс, приводит к увеличению износостойкости поверхности в 2,4–2,7 раз по отношению к неупрочненному материалу благодаря образованию твердых фаз из карбидов и боридов хрома.



a



б

Рисунок 1. Зависимость износостойкости на материале ВЧ 45-5 без покрытия и с различным содержанием хрома на покрытии при сухом трении (*a*) и в условиях граничного трения с подачей масла (*б*)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мержанов А. Г. Самораспространяющийся высокотемпературный синтез / А. Г. Мержанов // Под. ред. Я. М. Колотверкина. — М. : Химия, 1983. — С. 6–45.
2. Левашов Е. А. Физико-химические и технологические основы самораспространяющегося синтеза / Е. А. Левашов, А. С. Погаев, В. И. Юхнин. — М. : Бином, 1999. — 176 с.
3. Самораспространяющийся высокотемпературный синтез порошков для газотермического напыления / А. Ф. Ильющенко, А. В. Беляев, Т. Д. Талако и др. // Технология ремонта, восстановления и упрочнения деталей машин, механизмов, оборудования, инструмента и технологической оснастки: материалы 8-й межд. практич. конф.-выставки: в 2 ч. Часть 1. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2006. — С. 135–139.
4. Левашов Е. А. Перспективы применения сплава СТИМ-3Б модифицированного нанокристаллическим порошком ZrO_2 , в технологии электроискрового легирования / Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов, О. В. Малочкин // Изв. ВУЗов. Цветная металлургия. — 2000. — № 5. — С. 68–72.
5. Об особенностях влияния нанокристаллических порошков на процессы горения и формирования составов / Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов, О. В. Малочкин и др. // Изв. ВУЗов. Цветная металлургия. — 2001. — № 1. — С. 53–59.
6. Левашов Е. А. О влиянии нанокристаллических порошков на процесс формирования, структуру и свойства электроискровых покрытий на основе титанохромового карбида / Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов, О. В. Малочкин // Изв. ВУЗов. Цветная металлургия. — 2001. — № 3. — С. 44–51.
7. Кудряшов А. Е. Разработка и промышленное применение новых композиционных материалов и технологии электроискрового легирования : автореф. дисс. канд. техн. наук / А. Е. Кудряшов. — М., 2001. — 19 с.
8. Исследование влияния добавки нанокристаллического порошка оксида циркония различной природы на состав, структуру и физико-механические свойства твердого сплава СТИМ-3Б / Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов, Ю. С. Погожев и др. // Физика металлов и металловедение. — 2003. — Т. 96. — № 2. — С. 87–94.
9. Особенности влияния нанокристаллических порошков на структуру и свойства сплава Ti — 40 % ХН70Ю, полученного методом СВС / Е. А. Левашов, Е. С. Мишина, Б. Р. Сетулин и др. // Физика металлов и металловедение. — 2003. — Т. 96. — № 6. — С. 58–64.
10. Исследование кинетики формирования структуры, состава и свойств электроискровых покрытий на титановом сплаве ОТ4-1 из модифицированных электродных материалов на основе TiC-ХН70Ю / Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов, Е. С. Мишина и др. // Изв. ВУЗов. Цветная металлургия. — 2004. — № 1. — С. 68–76.
11. Исследование влияния параметров импульсных разрядов на массоперенос, структуру, состав и свойства электроискровых покрытий на основе TiC-NiAl, модифицированных нанодисперсными компонентами / Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов, Ю. С. Погожев и др. // Изв. ВУЗов. Цветная металлургия. — 2004. — № 6. — С. 39–46.
12. Особенности влияния добавок нанодисперсных тугоплавких частиц на состав, структуру и физико-механические свойства твердого СВС- сплава СТИМ-40НА (система TiC-NiAl) / Ю. С. Погожев, Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов и др. // Цветные металлы. — 2005. — № 1. — С. 59–64.
13. Упрочнение деталей и инструмента методом электроискрового легирования и применением новых электродных материалов / Е. И. Замулаева, Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов и др. // Технология ремонта, восстановления и упрочнения деталей машин, механизмов, оборудования, инструмента и технологической оснастки: материалы 8-й межд. практ. конф.-выставки: в 2 ч. Часть 2. — СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2006. — С. 200–209.
14. Евтушенко А. Т. Самораспространяющийся высокотемпературный синтез инструментальной стали / А. Т. Евтушенко, С. Пазаре, С. С. Горбунов // МИТОМ. — 2007. — № 4. — С. 43–46.
15. Архипов В. Н. Повышение стойкости инструмента методом СВС / В. Е. Архипов, Г. В. Москвитин, А. П. Поляков // СТИН. — 2008. — № 1. — С. 19–21.
16. Покрытия на основе хрома и бора, полученные методом СВС / В. Е. Архипов, Л. И. Куксенова, Г. В. Москвитин и др. // Упрочняющие технологии и покрытия. — 2008. — № 4. — С. 28–32.
17. Рыбакова Л. М. Рентгенографический метод исследования структурных изменений в тонком поверхностном слое металла при трении / Л. М. Рыбакова, Л. И. Куксенова, С. В. Босов // Заводская лаборатория. — 1973. — № 3. — С. 293–296.
18. Борисова А. Л. Использование процессов самораспространяющегося высокотемпературного синтеза / А. Л. Борисова, Ю. С. Борисов // Порошковая металлургия. — 2008. — № 1/2. — С. 105–125.

19. Шаривкер С. Ю. СВС-порошки и их технологическая переработка / С. Ю. Шаривкер, А. Г. Мержанов — Черноголовка, 2000. — 123 с.
20. Истин В. И. Высокотемпературный синтез интерметаллических соединений : монография / В. И. Истин, Ю. С. Найборошенко. — Томск : Изд. ТГУ, 1989. — 214 с.
21. Евтектичні градієнтні зносостійкі матеріали / М. І. Павечко, Г. С. Ершов, К. О. Ленік та ін. // Порошкова металургія. — 1999. — №7/8. — С. 17–21.
22. Мержанов А.Г. Твердо-пламенное горение / А. Г. Мержанов — Черноголовка : ИСМАН, 2000. — 244 с.
23. СВС дисперсных алюминидов никеля на их основе / Б. М. Вольпе, В. В. Евстигнеев, И. В. Милуков [и др.] // Физика и химия обраб. материалов. — 1996. — №1. — С. 50–54.
24. СВС дисперсных материалов Ti-Al и защитные покрытия на их основе / Б. М. Вольпе, В. В. Евстигнеев, И. В. Милуков [и др.] // Физика и химия обраб. материалов. — 1995. — № 2. — С. 73–79.
25. Исследование свойств газотермических покрытий и композиционных порошков никель-карбид титана и хрома / И. Н. Горбатов, В. М. Шкиро, А. С. Терентьев [и др.] // Физика и химия обраб. материалов. — 1991. — № 4. — С. 102–106.
26. Особенности структуры и свойств композиционных материалов на основе карбида титана с добавками меди / Т. А. Азарова, П. А. Витязь, Б. А. Виллаге [и др.] // Порошковая металлургия. — Минск, 2002. — Вып. 25. — С. 85–89.
27. СВС-порошки для газотермических покрытий, работающих в условиях комплексного воздействия коррозии и износа / А. Ф. Илющенко, А. В. Беляев, Т. Л. Талако [и др.] // Порошковая металлургия. — Минск, 2000. — Вып. 23. — С. 54–57.
28. Газотермические покрытия из композиционных порошков на основе карбида титана-хрома / И. Н. Горбатов, А. Д. Панасюк, Л. К. Шведова [и др.] // Защитные покрытия на металлах. — 1991. — №25. — С. 22–25.
29. Структура и свойства газотермических покрытий на основе карбида титана, оксидов титана и хрома, содержащих твердые смазки / А. Л. Борисова, Л. И. Адеева, А. Ю. Туник [и др.] // Автомат. сварка. — 1999. — №1. — С. 22–27.
30. Амосов А. П. Порошковая технология самораспространяющегося высокотемпературного синтеза материалов / А. П. Амосов, И. П. Боровинская, А. Г. Мержанов. — М. : Машиностроение-1, 2007. — 567 с.
31. Покрытия на основе хрома и бора, полученные методом СВС / В. Е. Архипов, Л. И. Кукуленова, Г. В. Москвитин [и др.] // Упрочняющие технологии и покрытия. — 2008. — № 4. — С. 25–30.
32. Гордиенко С. П. Взаимодействие титана с нитридом бора в режиме самораспространяющегося высокотемпературного синтеза / С. П. Гордиенко, Т. М. Евтушок // Порошковая металлургия. — 2001. — №1/2. — С. 76–79.
33. Зозуля В. Д. Принципы создания покрытий на антифрикционных материалах методом СВС / В. Д. Зозуля // Изв. вуз. Цвет. метал. — 1999. — № 5. — С. 58–63.
34. International Journal of Self-Propagating High-Temperature Synthesis, Alletron Press, Inc. 150, Fifth Avenue, New York, 10011, USA. — P. 68.
35. Зозуля В. Д. Принципы создания новых трибологических СВС-материалов / В. Д. Зозуля // Трение и износ. — 1994. — 15, № 3. — С. 422–428.
36. Истин В. И. Высокотемпературный синтез интерметаллических соединений : монография / В. И. Истин, Ю. С. Найборошенко. — Томск : Изд. ТГУ, 1989. — 214 с.

Статья поступила в редакцию 12.03.2019

Ткаченко С. М. канд. техн. наук, доцент кафедры інформаційних технологій Інститута управління Класичного приватного університету, Запоріжжя, e-mail: space7770@ukr.net

ПОВЕРХНЕВЕ ЗМІЦНЕННЯ ПРИ СИЛЬНОЕКЗОТЕРМІЧНІЙ ВЗАЄМОДІЇ ХІМІЧНИХ РЕАГЕНТІВ БОРА І КРЕМНІЮ В КОНДЕНСОВАНІЙ ФАЗИ

Мета роботи. Підвищення експлуатаційних властивостей деталей і інструменту методом саморозповсюджуваного высокотемпературного синтезу.

Методи дослідження. Стандартне випробування на знос.

Отримані результати. Вивчено умови підвищення експлуатаційних властивостей деталей і інструменту при використанні сильноекзотермічної взаємодії хімічних реагентів в конденсованій фазі. В

роботі представлені результати дослідження працездатності поверхні деталей, модифікованих методом СВС, а також впливу подальшої термічної обробки на зносостійкість дослідних зразків і пари тертя в цілому. Встановлено, що метод СВС дозволяє шляхом підбору відповідного складу шихти і ініціювання реакції горіння з виділенням великої кількості теплоти значно скоротити час процесу при формуванні поверхні досить високої якості. Основними зміцнюючими фазами є карбіди та бориди хрому. Карбідна фаза в покритті сталей представлена дисперсними карбідами хрому типу Cr_{23}C_6 (з мікротвердістю 9900–11300 МПа). У покритті на чавунах внаслідок більш високого вмісту вуглецю присутні більш тверді карбіди Cr_7C_3 (з мікротвердістю 16200–19300 МПа), а також бориди CrB (з мікротвердістю більше 20000 МПа). Найбільшою зносостійкістю володіють зміцнені зразки, леговані 11 % Cr . В силу того, що хром входить до складу хромової складової, що відповідає за температурний фактор, то подальше збільшення вмісту хрому (при вмісті XC 22 %) в даній технології не представляється можливим. Введення бору в шихту сприяє рівномірному розподілу дрібнодисперсних карбідів по перетину шару і є активним аустенізатором. Зовнішній борований дифузійний шар являє собою FeB , а внутрішній — Fe_2B . При такій технології на поверхні досліджуваних зразків формуються досить однорідні шари з ефективною глибиною 150–200 мкм, які представляють собою високодисперсну структуру з рівномірним розподілом часток зміцнюючих фаз. При всіх типах зносу карбідна фаза повинна відрізнятися мінімальним розміром, компактною структурою, максимальною твердістю. В результаті показано, що хром, який використовується в якості обов'язкового екзотермічного реагенту для ініціації СВС-процесу в кількості 11% мас, призводить до збільшення зносостійкості поверхні в 2,4–2,7 разів по відношенню до незміцненого матеріалу завдяки утворенню твердих фаз з карбідів і боридів хрому.

Наукова новизна. У результаті показано, що хром, який використовується в якості обов'язкового екзотермічного реагенту для ініціації СВС-процесу в кількості 11% мас, призводить до збільшення зносостійкості поверхні в 2,4–2,7 разів по відношенню до незміцненого матеріалу завдяки утворенню твердих фаз з карбідів і боридів хрому.

Практична цінність. Одним з переваг СВС- технології є можливість отримання багатокомпонентних композицій в одну стадію: формування як простих, так і складнолегованих з'єднань. Встановлено, що метод СВС дозволяє шляхом підбору відповідного складу шихти і ініціювання реакції горіння з виділенням великої кількості теплоти значно скоротити час процесу (як правило, не більше 1 г) при формуванні поверхні досить високої якості.

Ключові слова: експлуатаційні властивості; знос; саморозповсюджуваний високотемпературний синтез; дифузія; шар; покриття; теплове самозаймання; конденсована газова фаза; шихта; бор; кремній.

Tkachenko S. N. Ph.D, Associate professor of the Information Technology Institute of Management of the Classical Private University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: space7770@ukr.net

SURFACE HARDENING IN THE STRONGLY-EZO-THERMAL INTERACTION OF CHEMICAL REAGENTS OF BORON AND SILICON IN CONDENSED PHASE

Objective. Exploiting properties of parts and tools by the method of self-propagating high-temperature synthesis are improves.

Methods of research. Standard wear test.

Results. The conditions for improving exploiting characteristics of parts and tools using high exothermic interaction of chemical reagents in the condensed phase were studied. The article presents the results of a study of the performance of the surface of parts modified by the SHS method, as well as the effect of subsequent heat treatment on the wear resistance of the prototypes and the friction pair as a whole. It is established that the SHS method makes it possible, by selecting the appropriate composition of the charge and initiating the combustion reaction with the release of a large amount of heat, to significantly reduce the time of the process when forming a surface of sufficiently high quality. The main strengthening phases are carbides and borides of chromium. The carbide phase in the coating of steels is represented by dispersed chromium carbides of the Cr_{23}C_6 type (with microhardness of 9900–11300 МПа). In the coating on cast iron, due to the higher carbon content, there are more solid carbides Cr_7C_3 (with a microhardness of 16200–19300 МПа), as well as CrB borides (with microhardness more than 20,000 МПа). Hardened specimens alloyed with 11 % Cr have the highest wear resistance. Due to the fact that chromium is the part of the chromium component, which is responsible for the temperature factor, is not further increase possible to the chromium content (when the XC content is 22 %). The introduction of boron into the mixture, contributes to the uniform distribution of fine

carbides over the cross section of the layer and is an active austenerizer. The outer borated diffusion layer is FeB, and the inner is Fe₂B. With this technology, rather homogeneous layers with an effective depth of 150–200 μm are formed on the surface of the samples, which are highly dispersed structure with a uniform distribution of particles of strengthening phases. For all the types of wear, the carbide phase should be distinguished by a minimum size, compact structure, maximum hardness. As a result, it was shown that chromium, used as a mandatory exothermic reagent to initiate the SHS process in an amount of 11 % by weight, leads to an increase in the surface wear resistance of 2.4–2.7 times with respect to the unstretched material due to the formation of solid phases of chromium carbides and borides chromium.

Scientific novelty. As a result, it was shown that chromium, used as a mandatory exothermic reagent to initiate the SHS process in the amount of 11% by weight, leads to an increase in surface wear resistance of 2.4–2.7 times with respect to the unhardened material due to the formation of solid phases of chromium carbides and borides.

Practical value. One of the advantages of the SHS technology is the possibility of obtaining multicomponent compositions in one stage: the formation of both simple and complexly alloyed compounds. It has been established that the method of SHS allows, by selecting the appropriate composition of the charge and initiating a combustion reaction with the release of large amount of heat, to significantly reduce the process time (usually not more than 1 hour) while forming a surface of sufficiently high quality.

Key words: operational properties; wear; self-propagating high-temperature synthesis; diffusion; layer; coating; thermal autoignition; condensed gas phase; batch; boron; silicon.

REFERENCES

1. Merzhanov A. N. (1983) Samorasprostranyayushchyya vysokotemperaturniy sintez. Pod. red. Ya. M. Kolotverkina. M.: Khymya, 6–45.
2. E. A. Levashov, A. S. Rohahev, V. Y. Yukhnyn Levashov (1999) Fyzyko-khymycheskiye y tekhnolohycheskiye osnovy samorasprostranyayushchehosya sinteza. M.: Bynom, 1999, 176.
3. A. F. Yl'yushenko, A. V. Belyaev, T. D. Talako i dr. (2006) Samorasprostranyayushchyya vysokotemperaturniy sintez poroshkov dlya hazotermichesko napileniya. Tekhnolohyya remonta, vosstanovleniya i uprochneniya detaley mashyn, mekhanizmov, oborudovaniya, instrumenta y tekhnolohycheskoy osnastki: materyali 8-y mezhd. praktych. konf.-vystavky: v 2 ch. Chast' 1. SPb.: Yzd-vo Polytekh. un-ta, 135–139.
4. E. A. Levashov, A. E. Kudryashov, O. V. (2000) Malochkyn Perspektivy prymereniya splava STYM-3B modyfytsirovannoho nanokrystallicheskykh poroshkom ZrO₂, v tekhnolohyye elektroykrovoho lehyrovaniya. Yzv. VUZov. Tsvetnaya metallurhiya, 5, 68–72.
5. E. A. Levashov, A. E. Kudryashov, O. V. Malochkyn i dr. (2001) Ob osobennostyakh vliyaniya nanokrystallicheskykh poroshkov na protsessi horeniya y formyrovaniya sostavov. Yzv. VUZov. Tsvetnaya metallurhiya, 1, 53–59.
6. E. A. Levashov, A. E. Kudryashov, O. V. Malochkyn (2001) O vliyaniy nanokrystallicheskykh poroshkov na protsess formyrovaniya, strukturu i svoystva elektroykrovskikh pokrytiy na osnove tytanokhromovoho karbyda. Yzv. VUZov. Tsvetnaya metallurhiya, 3, 44–51.
7. Kudryashov A. E. (2001) Razrabotka y promishlennoe prymereniye novikh kompozitsyonnykh materyalov y tekhnolohyy elektroykrovoho lehyrovaniya. Avtoref. dys. Candidate of Engineering Sciences. M., 19.
8. E. A. Levashov, A. E. Kudryashov, Yu. S. Pohochev i dr. (2003) Yssledovaniye vliyaniya dobavky nanokrystallichesko poroshka oksyda tsyrkonya razlychnoy pryrody na sostav, strukturu y fyzyko-mekhanicheskiye svoystva tverdoh splava STYM-ZB. Fyzyka metallov y metallovedeniye, 96, 2, 87–94.
9. E. A. Levashov, E. S. Myshyna, B. R. Setulyan i dr. (2003) Osobennosty vliyaniya nanokrystallicheskykh poroshkov na strukturu y svoystva splava Ti – 40 % XH70Yu, poluchennoho metodom SHS. Fyzyka metallov y metallovedeniye, 96, 6, 58–64.
10. E. A. Levashov, A. E. Kudryashov, E. S. Myshyna i dr. (2004) Yssledovaniye kynytyky formyrovaniya struktury, sostava y svoystv elektroykrovskikh pokrytiy na tytanovom splave OT4-1 yz modyfytsirovannikh elektrodnykh materyalov na osnove TiS-KhH70Yu. Yzv. VUZov. Tsvetnaya metallurhiya, 1, 68–76.
11. E. A. Levashov, A. E. Kudryashov, Yu. S. Pohochev i dr. (2004) Yssledovaniye vliyaniya parametrov ymпульsnykh razryadov na massoperenos, strukturu, sostav y svoystva elektroykrovskikh pokrytiy na osnove TiS-NiAl, modyfytsirovannikh nanodispersnyimi komponentami. Yzv. VUZov. Tsvetnaya metallurhiya, 6, 39–46.
12. Yu. S. Pohochev, E. A. Levashov, A. E. Kudryashov i dr. (2005) Osobennosty vliyaniya dobavok nanodispersnykh tuhoplavkykh chastyts na sostav, strukturu y fyzyko-mekhanicheskiye svoystva tverdoh SHS - splava STYM-40NA (systema TiS-NiAl). Tsvetnie metalli. 1, 59–64.

13. E. Y. Zamulaeva, E.A. Levashov, A.E. Kudryashov i dr. (2006) Uprochnenye detaley y ynstrumenta metodom elektroyskrovoho lehyrovanyya y pryomeneniyem novikh elektrodnykh materialov. Tekhnologiya remonta, vosstanovleniya y uprochneniya detaley mashyn, mekhanizmov, oborudovaniya, ynstrumenta y tekhnologicheskoy osnastky: materialy 8-y mezhd. prakt. konf.-vystavky: v 2 ch. Chast' 2. S-Pb.: Yzd-vo Polytekhn. un-ta, 200–209.
14. A. T. Evtushenko, S. Pazare, S. S. (2007) Horbunov Samorasprostranyayushchysya vysokotemperaturniy sintez ynstrumental'noy staly. *MYTOM*, 4, 43–46.
15. V. E. Arkhypov, H. V. Moskvityn, A. P. (2008) Polyakov Povysheniye stoykosti ynstrumenta metodom SHS. *STYN*, 1, 19–21.
16. V. E. Arkhypov, L. Y. Kuksenova, H. V. (2008) Moskvityn i dr. Pokrityya na osnove khroma y bora, poluchenniy metodom SHS. *Uprochnyayushchye tekhnologiy y pokrityya*, 4, 28–32.
17. L. M. Ribakova, L. Y. Kuksenova, S. V. Bosov (1973) Rentgenograficheskiy metod issledovaniya strukturnykh izmeneniy v tonkom poverkhnostnom sloe metalla pry trenny. *Zavodskaya laboratoriya*, 3, 293–296.
18. A. L. Borysova, Yu. S. Borysov (2008) Yspol'zovaniye protsessov samorasprostranyayushchehosya vysokotemperaturnogo sinteza. *Poroshkovaya metallurhiya*, 1/2, 105–125.
19. S.Yu. Sharyvker, A.N. Merzhanov (2000) SVS-poroshki y ykh tekhnologicheskaya pererabotka. Chernoholovka, 123.
20. V. Y. Ystyn, Yu. S. (1989) Nayborodenko Vysokotemperaturniy sintez yntermetallycheskiykh soedyneniy : Monografiya. Tomsk : Yzd. THU, 214.
21. M. I. Pavchko, H. S. Ershchov, K. O. Lyenik ta in. (1999) Evtektichni hradiyentni znosostiynki materialy. *Poroshkovaya metallurhiya*, 7/8, 17–21.
22. Merzhanov A. N. (2000) Tverdo-plamennoe horeniye. Chernoholovka : YSMAN, 244.
23. B. M. Vol'pe, V. V. Evstyhneev, Y. V. Mylyukov i dr. (1996) SHS dyspersnykh alyuminydov nykelya na ykh osnove *Fyzyka y khymiya obrab. materialov*, 1, 50–54.
24. B. M. Vol'pe, V. V. Evstyhneev, Y. V. Mylyukov i dr. (1995) SHS dyspersnykh materialov Ti-Al y zashchytniy pokrityya na ykh osnove. *Fyzyka y khymiya obrab. materialov*, 2, 73–79.
25. Y. N. Horbatov, V. M. Shkyro, A. S. Terent'ev i dr. (1991) Yssledovaniye svoystv hazotermicheskiykh pokrityy y kompozitsionnykh poroshkov nykel'-karbyd tytana y khroma. *Fyzyka y khymiya obrab. materialov*, 4, 102–106.
26. T. A. Azarova, P. A. Vityaz', B. A. Vylahe i dr. (2002) Osobennosti struktury y svoystv kompozitsionnykh materialov na osnove karbyda tytana s dobavkami medy. *Poroshkovaya metallurhiya*, Mynsk, 25, 85–89.
27. A. F. Ylyushchenko, A. V. Belyaev, T. L. Talako i dr. (2000) SHS-poroshki dlya hazotermicheskiykh pokrityy, rabotayushchyykh v usloviyakh kompleksnogo vozdeystviya korrozii y yznosa. *Poroshkovaya metallurhiya*. Mynsk, 23, 54–57.
28. Y. N. Horbatov, A. D. Panasyuk, L. K. Shvedova i dr. (1991) Hazotermicheskiye pokrityya yz kompozitsionnykh poroshkov na osnove karbyda tytana-khroma. *Zashchytniy pokrityya na metallakh*, 25, 22–25.
29. A. L. Borysova, L. Y. Adeeva, A.Yu. Tunyk i dr. (1999) Struktura y svoystva hazotermicheskiykh pokrityy na osnove karbyda tytana, oksydov tytana y khroma, soderzhashchyykh tverdie smazky. *Avtomat. svarka*, 1, 22–27.
30. A. P. Amosov, Y. P. Borovynskaya, A. N. (2007) Merzhanov Poroshkovaya tekhnologiya samorasprostranyayushchehosya vysokotemperaturnogo sinteza materialov. M. : Mashynostroeniye-1, 567.
31. V. E. Arkhypov, L. Y. Kuksenova, H. V. Moskvityn i dr. (2008) Pokrityya na osnove khroma y bora poluchenniy metodom SHS. *Uprochnyayushchye tekhnologiy y pokrityya*, 25–30.
32. S. P. Hordiyenko, T. M. Evtushok (2001) Vzaymodeystviye tytana s nytrydom bora v rezhyme samorasprostranyayushchehosya vysokotemperaturnogo sinteza. *Poroshkovaya metallurhiya*, №1/2, 76–79.
33. Zozulya V.D. (1999) Pryntsipy sozdaniya pokrityy na antyfyktsionnykh materialakh metodom SHS. *Yzv. vuz. tsvet. metal.*, 5, 58–63.
34. International Journal of Self-Propagating High-Temperature Synthesis, Alletron Press, Inc. 150, Fifth Avenue, New York, 10011, USA, 68.
35. Zozulya V. D. (1994) Pryntsipy sozdaniya novikh trybolohicheskiykh SHS-materialov. *Trenye y yznos*, 15, № 3, 422–428.
36. V. Y. Ystyn, Yu. S. Nayborodenko (1989) Vysokotemperaturniy sintez yntermetallycheskiykh soedyneniy : Monografiya. Tomsk : Yzd. THU, 214.

УДК 621.452.3

Торба Ю. И.

начальник отдела ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

Павленко Д. В.

канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры технологии авиационных двигателей Национального университета «Запорожская политехника», ведущий инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: dvp1977dvp@gmail.com

ЗАВИСИМОСТЬ КАЧЕСТВА РАСПЫЛА ПУСКОВОЙ ФОРСУНКИ ВОСПЛАМЕНИТЕЛЯ ГТД ОТ ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА

Цель работы. Установить зависимость среднего диаметра капель топлива в факеле распыла пусковой форсунки воспламенителя ГТД от перепада давления топлива.

Методы исследования. Экспериментальные методы, методы математической статистики.

Полученные результаты. Рассмотрены вопросы влияния перепада давления топлива на пусковой форсунке воспламенителя ГТД на средний диаметр капель в факеле распыла. Для оценки среднего значения диаметра капли жидкости реализована серия экспериментов по фиксации капель жидкости на специальной пластине при распыле воды пусковой форсункой центробежного типа с различным избыточным давлением, на основании которых получены изображения капель жидкости. Выполнена статистическая обработка результатов измерения диаметра капель жидкости. Установлено, что их диаметр подчиняется логнормальному закону распределения для всех исследованных давлений жидкости перед форсункой. Установлены основные закономерности распыла жидкости в зависимости от давления. Показано, что при давлении жидкости менее 0,2 МПа поток жидкости из форсунки представляет собой массив из отдельных крупных капель. Увеличение избыточного давления жидкости перед форсункой приводит к увеличению числа капель при резком уменьшении их размеров. При давлении перед форсункой более 0,2 МПа происходит эффективный распад струи жидкости на капли. Установлено, что среднеарифметическое и медианное значение диаметра капель жидкости в факеле сопла пусковой форсунки уменьшается по мере увеличения давления жидкости перед форсункой по степенной зависимости асимптотически приближаясь к постоянной величине. Обосновано, что увеличение давления жидкости перед форсункой более 0,25 МПа является нерациональным. Определены среднеарифметические и медианные значения диаметра капель жидкости при работе пусковой форсунки ГТД при избыточном давлении топлива, соответствующего эксплуатационному.

Научная новизна. Установлен закон распределения размера капель и зависимость среднего размера капель в факеле распыла топлива форсунки пускового устройства ГТД от перепада давления топлива.

Практическая ценность. Установленная зависимость среднего размера капель в факеле распыла топлива форсунки пускового устройства ГТД от перепада давления топлива используются при моделировании процесса горения в пусковом устройстве и оптимизации его конструкции численными методами.

Ключевые слова: пусковая форсунка; распыл; давление; топливо; размер капель; закон распределения.

1 ВВЕДЕНИЕ

Проектирование элементов системы топливной аппаратуры современных ГТД является одним из важных направлений повышения их надёжности и привлекательности на мировом рынке. Обеспечение устойчивой работы камеры сгорания на всех режимах работы ГТД и условиях эксплуатации летательного аппарата, а также его надежного перезапуска в полете, является одним из факторов повышения безопасности полетов.

Несмотря на то, что в настоящее время накоплен большой опыт по проектированию пусковых устройств камер сгорания и топливных форсунок, исследования в области разработки обо-

щенных рекомендаций по выбору их оптимальных параметров в зависимости от требуемых геометрических параметров и режимов работы, весьма ограничены. Большой вклад в развитие теории проектирования камер сгорания внес Кравченко И. Ф. с соавторами [1–3]. Результаты этих и ряда других исследований позволили надежно прогнозировать параметры камер сгорания на этапе проектирования ГТД. Однако, работы, посвященные исследованию процессов, протекающих в пусковых устройствах и разработке рекомендаций по их проектированию, в настоящее время весьма ограничены.

Практика показала, что применяемый на сегодняшний день подход к проектированию пусковых устройств, основанный на изготовлении большого количества прототипов и их последующее испытание на натурных стендах в широких диапазонах условий эксплуатации, является весьма затратным и не отвечает требованиям сегодняшнего дня. Очевидно, что наиболее рациональным путем проектирования является моделирование и испытание натурального образца с целью подтверждения заложенных характеристик.

Моделирование процессов течения газа и горения в настоящее время успешно реализуется методом конечных элементов [4, 5]. Однако, залогом получения достоверных результатов является использование надежных исходных данных. С точки зрения моделирования процесса горения в пусковых устройствах камеры сгорания ГТД одними из них являются параметры жидкого топлива, распыляемого топливной форсункой. Так как распыление топлива пусковой форсункой выполняется не в камеру сгорания, а в корпус пускового устройства, имеющего относительно небольшой внутренний объем, одним из основных параметров качества распыла является средний диаметр частиц топлива. Экспериментальные исследования форсунок различных конструкций показывают, что средний размер частиц топлива может находиться в диапазоне 13...40 мкм в зависимости от давления подачи топлива и перепадах воздуха [6]. В работе [7] показано, что размер частиц существенно зависит от давления и температуры топлива, особенностей движения воздушных потоков и ряда других факторов.

Таким образом, учитывая роль размера частиц топлива в организации устойчивого и эффективного горения и розжига топливной смеси в пусковом устройстве, а также тот факт, что размер частиц топлива является важным исходным параметром для моделирования процесса смесеобразования и горения методом конечных элементов и многообразие факторов, оказывающих на него влияние, экспериментальные исследования влияния режимов работы на размер частиц топлива для форсунки исследуемой конструкции является весьма актуальными.

Целью настоящего исследования являлось установление закономерностей изменения размеров частиц топлива, распыляемого пусковой топливной форсункой воспламенителя в зависимости от режимных параметров. Для ее достижения были решены задачи, связанные с проведением натурального эксперимента по распылу жидкости пусковой форсункой ГТД при различном давлении, исследованию размеров частиц жидкости, а также их статистической обработки.

2 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Исследования проводили для пусковой форсунки центробежного типа, предназначенной для подачи распыленного топлива в пусковое устройство камеры сгорания ГТД (рис. 1а). Ее работа сопровождается распылением топлива и создания облака из топливной пыли при избыточном давлении перед соплом форсунки (рис. 1б).

Изучение качества распыла жидкости выполняли в диапазоне избыточных давлений 0,05...0,45 МПа. Дискретность изменения давления составляла 0,05 МПа.

Для определения диаметра капель в факеле распыла пусковую форсунку фиксировали на штативе перед каплеотборной системой на расстоянии 300 мм (рис. 1б). Каплеотборник позволял каплям потока оседать на поверхность спец. пластины (фторопласт). Время захвата распыла составляло порядка $3 \cdot 10^{-2}$ с, что обеспечивалось совпадением окна цилиндра, вращающегося перед форсункой (рис. 1в). Цилиндр приводился в движение системой, состоящей из блока, груза и спускового механизма. Система питания испытываемой пусковой форсунки показана на рис. 2.

В качестве жидкости использовали дистиллированную воду при комнатной температуре. Распределение капель жидкости на специальной пластине фиксировали при помощи микроскопа МБС-9 и камеры высокого разрешения. Расчет размера капель выполняли при помощи программы Image Pro Plus по трем изображениям для каждого режима работы форсунки. Статистическую обработку результатов измерения выполняли в программе STATISTICA.

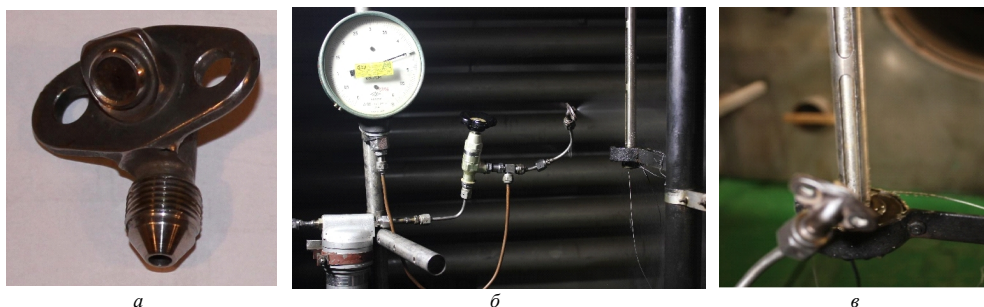


Рисунок 1. Общий вид пусковой топливной форсунки (а), создаваемого ей факела распыла жидкости (б) и устройства для фиксации попадания капель на спец. пластину (в)

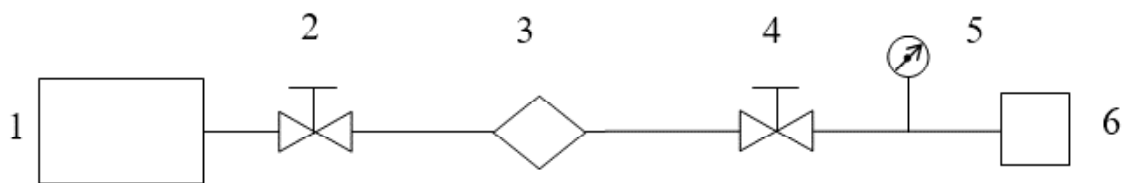


Рисунок 2. Схема системы питания форсунки: 1 — бак, источник воды под давлением; 2 — кран грубой регулировки; 3 — фильтр; 4 — кран тонкой регулировки; 5 — манометр, регистрирующий давление перед форсункой; 6 — форсунка пусковая

3 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ АНАЛИЗ

Качество распыла жидкости исследовали для 7-ми режимов соответствующим различным давлением и расходам (табл. 1).

Анализ вида факела распыла для различных режимов работы пусковой форсунки показывает, что для режимов 1–3 поток жидкости из форсунки представлял собой массив из отдельных крупных капель (рис. 3а–в). Увеличение избыточного давления жидкости перед форсункой приводило к увеличению числа капель при уменьшении их размера. Для режимов 4–7 наблюдался эффективный распад струи жидкости на капли и образование облака различной интенсивности (рис. 3г–ж).

Для определения размеров капель, при помощи каплеотборника были взяты пробы из потока.

Общий вид поля капель жидкости на предметном стекле для каждого из исследованных режимов показан на рис. 4.

Анализ законов распределения размеров капель в зависимости от режима испытания показывает, что для всех режимов наблюдается логнормальное распределение измеряемой величины. Известно, что такой тип распределения имеет место, когда на описываемый объект воздействует множество случайных и независимых факторов. При этом логнормальное распределение указывает на то, что воздействия каждого из факторов не складываются, а перемножаются, т.е. имеется мультипликативный характер взаимодействия. Факторы также независимы, как и в случае нормального распределения, но эффект от их воздействия накапливается в объекте в зависимости от предыдущего их количества (рис. 5).

Таблица 1. Режимные параметры испытаний пусковой форсунки

№ п/п	Давление жидкости, МПа	Расход жидкости, г/с	Расход жидкости, г/мин
1	0,05	0,8	48
2	0,1	1,1	66
3	0,15	1,3	78
4	0,2	1,4	84
5	0,25	1,6	96
6	0,3	1,7	102
7	0,35	1,8	108



Рисунок 3. Факел распыла пусковой форсунки для различных режимов работы: а — режим № 1; б — режим № 2; в — режим № 3; г — режим № 4; д — режим № 5; е — режим № 6; ж — режим № 7

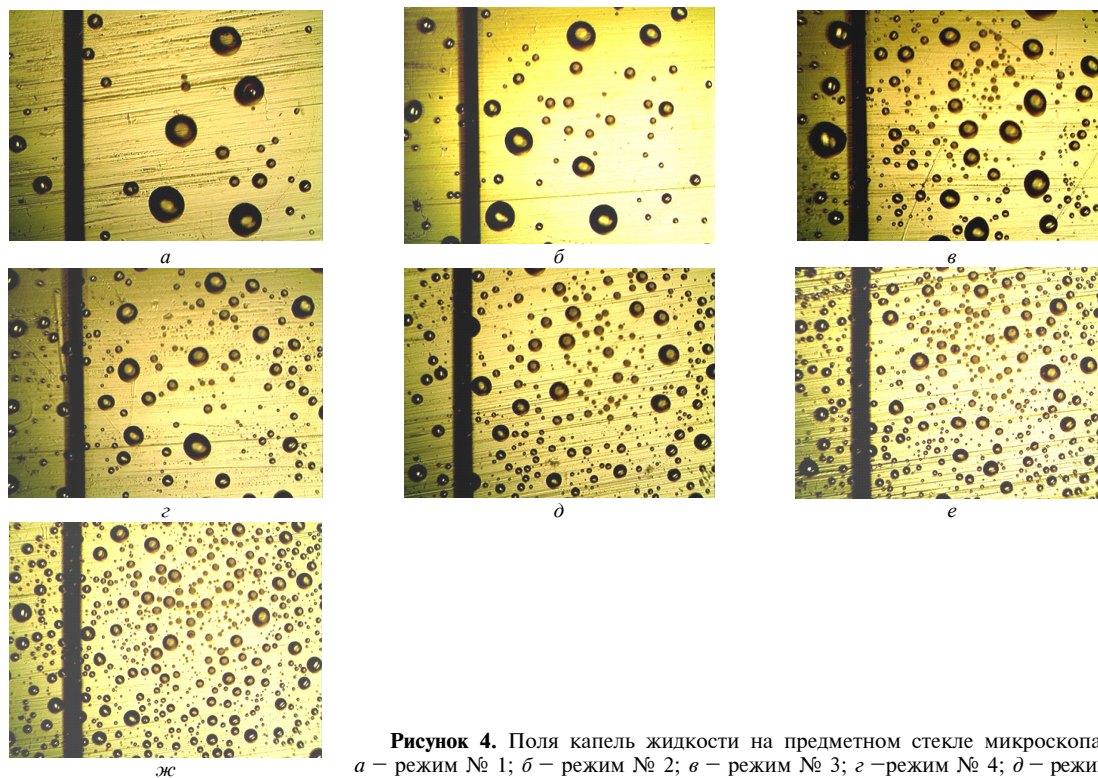
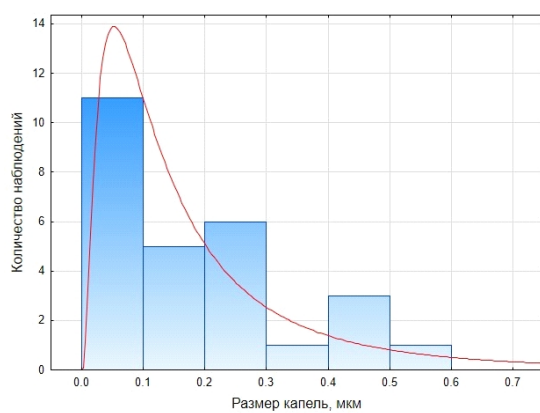
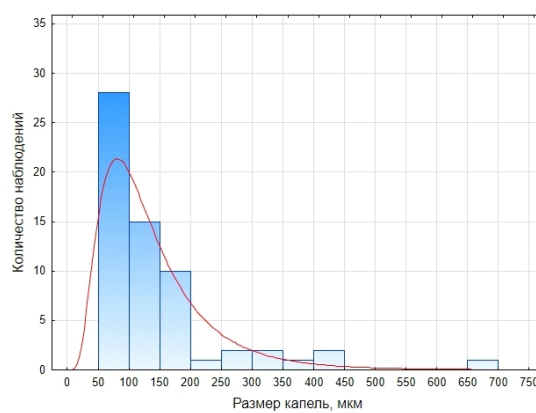


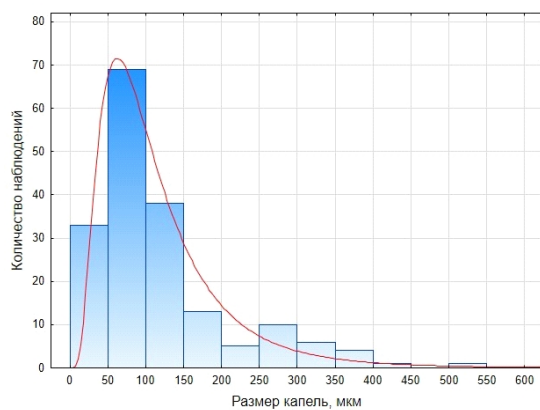
Рисунок 4. Поля капель жидкости на предметном стекле микроскопа (х30):
а – режим № 1; б – режим № 2; в – режим № 3; г – режим № 4; д – режим № 5;
е – режим № 6; жс – режим № 7



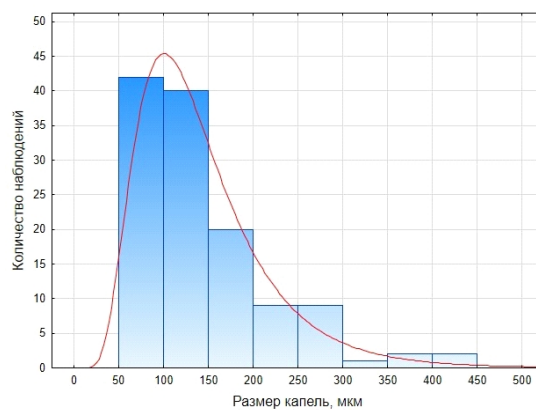
а



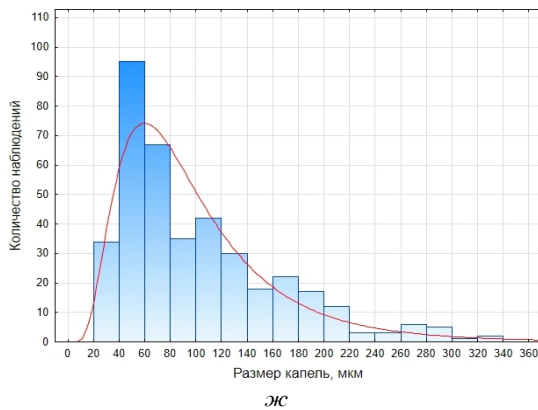
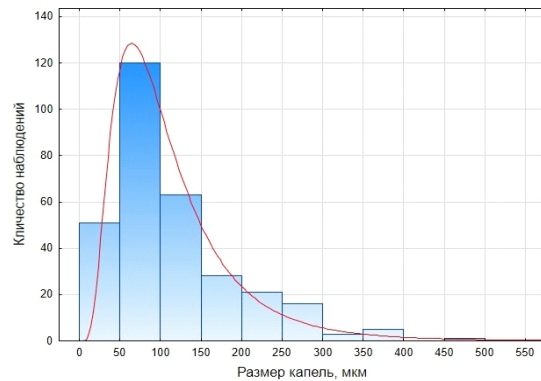
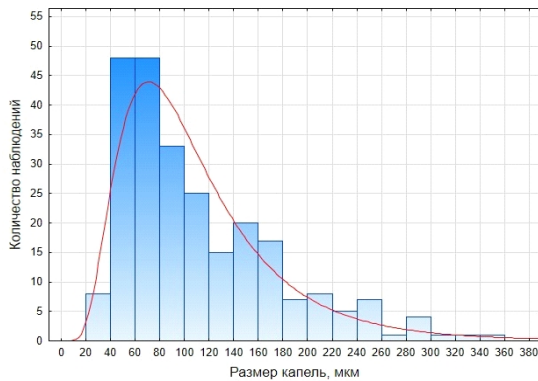
б



в



г



е

Рисунок 5. Гистограммы и кривые логнормального распределения для исследованных режимов работы пусковой форсунки: а – режим №1; б – режим № 2; в – режим №3; е – режим № 4; д – режим № 5; е – режим № 6; жс – режим № 7

Результаты статистической обработки измерений для каждого режима испытаний, с учетом установленного закона распределения исследуемой величины, приведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты статистической обработки измерений диаметра капель в зависимости от режима работы пусковой форсунки

№ режима	Среднеарифметическое значение диаметра, мкм	Медианное значение диаметра, мкм	Стандартная ошибка, мкм
1	191,2	132,1	3,16
2	144,3	113,5	8,2
3	123,6	100,5	6,74
4	119,5	92,2	6,86
5	111,7	93,4	4,12
6	114,4	88,4	4,44
7	101	79,8	3,18

Как видно из табл. 2 и рис. 6, среднеарифметическое и медианное значение диаметра капли жидкости в факеле сопла пусковой форсунки уменьшается по мере увеличения давления жидкости перед форсункой по степенной зависимости:

$D_{\text{капли}} = 74,12 \cdot p^{-0,3} \quad (R^2 = 0,96)$ — для среднеарифметического среднего значения;

$D_{\text{капли}} = 64,2 \cdot p^{-0,24} \quad (R^2 = 0,96)$ — для медианного значения,

где $D_{\text{капли}}$ — диаметр капли жидкости, мкм;
 p — давление жидкости перед форсункой, МПа.

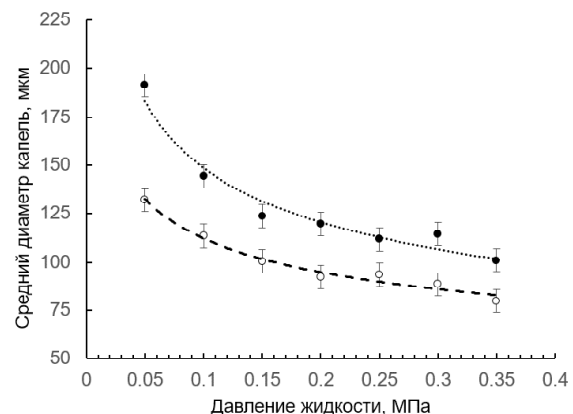


Рисунок 6. Зависимости среднего размера капель от избыточного давления в пусковой форсунке ГТД; ● — среднеарифметическое значение диаметра капель; ○ — медианное значение диаметра капель

Исследования изменения диаметра капель частиц жидкости в факеле распыла пусковой форсунки в зависимости от перепада давления позволили установить, что он уменьшается с увеличением давления, асимптотически приближаясь к постоянной величине. Таким образом, несмотря на то, что увеличение давления жидкости перед форсункой более 0,25 МПа и приводит к некоторому уменьшению среднего диаметра капель, дальнейшее его увеличение является нерациональным с точки зрения усложнения конструкции топливной аппаратуры и нарузок на нее.

4 ВЫВОДЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬНЕЙШИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Исследования качества распыла пусковой форсунки воспламенителя ГТД от перепада давления топлива позволили установить, что в рабочем диапазоне давления жидкости перед форсункой, составляющем 0,25 МПа среднее среднеарифметическое значение диаметра капель составляет $117 \pm 4,17$ мкм, а медианное значение составляет $93,4 \pm 4,17$ мкм. Учитывая, что среднеарифметическое значение может быть завышено из-за наличия крупных капель, которые получают путем слияния более мелких на предметном стекле, для практических расчетов процесса горения в пусковых устройствах камер сгорания ГТД численным методом, с целью оптимизации ее конструкции и обеспечения устойчивости работы, рационально использовать медианное значение.

Учитывая особенности конструкции воспламенителей современных ГТД, одним из требований к которым являются малые габариты, перспективным направлением исследований являются проведение установления закономерности распыла топлива на расстоянии соизмеримом с размерами камеры воспламенителя. Также, учитывая разницу в свойствах воды и керосина, целесообразным является исследование распыла керосина, применяемого как топлива для ГТД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кравченко И. Ф. Концепция решения проблемы запуска камеры сгорания при создании и доводке ГТД с низким выбросом вредных веществ / И. Ф. Кравченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2005. — № 7. — С. 40–51
2. Кравченко И. Ф. Расчетная оценка воспламеняемости топливовоздушной смеси в камере сгорания ГТД / И. Ф. Кравченко, В. Е. Костюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2005. — № 10. — С. 100–106.
3. Костюк В. Е. Расчетно-экспериментальное исследование устройства предварительного смешения топливного газа с воздухом для низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ / В. Е. Костюк, И. Ф. Кравченко, В. Н. Гусев, Е. И. Кириладзе // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2009. — № 4. — С. 46–53.
4. Третьяков В. В. Моделирование испарения и смешения топлива с воздухом в камере сгорания / В. В. Третьяков // *Авиационная и ракетно-космическая техника*. — 2011. — № 5 (29). — С. 227–235.
5. Костюк В.Е. Численное моделирование гидравлических характеристик и температурного поля газа камеры сгорания малоразмерного ГТД / В. Е. Костюк, Е.И. Кириладзе // *Вісник двигунобудування*. — 2010. — № 2. — С. 124–130.
6. Исследование распыла топлива и смесеобразования в головной части камеры сгорания двигателей типа «НК» / А. Ю. Васильев, А. И. Майорова, А. А. Свириденков и др. // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. — 2002. — №2. — С. 10–14.
7. Rizk N. K. Modeling of Gas Turbine Fuel Nozzle Spray / N. K Rizk, J. S. Chin, M.K. Razdan // *Modeling Journal of Engineering for GasTurbines and Power*, 1997. — Vol. 119(1). — P. 34–44.

Статья поступила в редакцию 22.05.2019

Торба Ю. І.

начальник відділу ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

Павленко Д. В.

канд. техн. наук, доцент, професор кафедри технології авіаційних двигунів Національного університету «Запорізька політехніка», провідний інженер ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна, e-mail: dvp1977dvp@gmail.com

ЗАЛЕЖНІСТЬ ЯКОСТІ РОЗПИЛУ ПУСКОВОЇ ФОРСУНКИ ЗАПАЛЬНИКА ГТД ВІД ПЕРЕПАДУ ТИСКУ ПАЛИВА

Мета роботи. Встановити залежність середнього діаметра крапель палива у факелі розпилу пускової форсунки запальника ГТД від перепаду тиску палива.

Методи дослідження. Експериментальні методи, методи математичної статистики.

Отримані результати. Розглянуті питання щодо впливу перепаду тиску палива на пусковій форсунці запальника ГТД на середній діаметр крапель у факелі розпилу. Для оцінки середнього значення діаметра краплі рідини реалізована серія експериментів щодо фіксації крапель рідини на спеціальній пластині при розпилі води пусковою форсункою відцентрового типу з різним надлишковим тиском, на підставі яких отримані зображення крапель рідини. Виконана статистична обробка результатів виміру діаметра крапель рідини. Встановлено, що їх діаметр підкоряється логнормальному закону розподілу

для всіх досліджених тисків рідини перед форсункою. Встановлені основні закономірності розпилю рідини залежно від тиску. Показано, що при тиску рідини менш 0,2 МПа потік рідини з форсунки являє собою масив з окремих великих крапель. Збільшення надлишкового тиску рідини перед форсункою приводить до збільшення числа крапель при різкому зменшенні їх розмірів. При тиску перед форсункою більш 0,2 МПа відбувається ефективний розпад струменя рідини на краплі. Встановлено, що середньоарифметичне та медіанне значення діаметра крапель рідини у факелі сопла пускової форсунки зменшується в міру збільшення тиску рідини перед форсункою відповідно до статичній залежності асимптотично наближаючись до постійної величини. Обґрунтовано, що збільшення тиску рідини перед форсункою більш ніж 0,25 МПа є нераціональним. Визначені середньоарифметичні та медіанні значення діаметра крапель рідини при роботі пускової форсунки ГТД при надлишковому тиску палива, що відповідає експлуатаційному.

Наукова новизна. Встановлено закон розподілу розміру крапель і залежність середнього розміру крапель у факелі розпилю палива форсунки пускового пристрою ГТД від перепаду тиску палива.

Практична цінність. Встановлена залежність середнього розміру крапель у факелі розпилю палива форсунки запальника ГТД від перепаду тиску палива використовуються при моделюванні процесу горіння в пусковому пристрої та оптимізації його конструкції чисельними методами.

Ключові слова: пускова форсунка; розпил; тиск; паливо; розмір крапель; закон розподілу.

Torba Ju. I.

Head of the department, Zaporozhe machine-building design bureau progress state enterprise named after academician A.G. Ivchenko

Pavlenko D. V.

Ph.D, Associate Professor, Professor of the Aircraft Engines Technologies Department of National University «Zaporizka politeknika», Lead Engineer of State enterprise "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: dv1977dvp@mail.com

THE DEPENDENCE OF QUALITY SPRAY STARTING SPRAYER OF THE GTE IGNITER FROM THE FALL PRESSURE DROP

Purpose. To establish the dependence of the average diameter of the droplets of fuel in the plume of the spray start-up for the GTE igniter from the pressure drop of the fuel.

Methodology. Experimental methods, the methods of mathematical statistics.

Findings. The issues of the influence of the differential pressure of the fuel at the starting nozzle of the GTE igniter on the average diameter of droplets in the spray gun are considered. To estimate the average value of the diameter of a liquid drop, a series of experiments on the fixation of liquid drops on the specific plate when spraying water with a centrifugal type starting nozzle with different overpressure on the basis of which images of liquid droplets were obtained. A statistical processing of the results of measuring the diameter of liquid droplets has been completed. It has been established that their diameter obeys the log-normal distribution law for all investigated fluid pressures in front of the nozzle. Established the basic patterns of sprayed liquid, depending on pressure. It is shown that when the fluid pressure is less than 0.2 MPa, the fluid flow from the nozzle is an array of individual large drops. The increase in excess fluid pressure in front of the nozzle leads to an increase in the number of drops with a sharp decrease in their size. When the pressure in front of the nozzle is more than 0.2 MPa, the jet of liquid is effectively disintegrated into droplets. It is established that the average arithmetic and median value of the diameter of liquid droplets in the nozzle plume of the starting nozzle decreases as the pressure of the liquid in front of the nozzle increases as a power dependence asymptotically approaching a constant value. It has been substantiated that an increase in fluid pressure in front of the nozzle more than 0.25 MPa is non-manual. The arithmetic mean and median values of the diameter of the liquid droplets are determined when the GTE starting nozzle is operating with an excessive pressure of fuel corresponding to the operational one.

Scientific novelty. The law of the droplet size distribution and the dependence of the average droplet size in the fuel spray nozzle of the GTE start-up device on the fuel pressure drop is established.

Practical value. The established dependence of the average size of droplets in the spray nozzle of the GTE start-up device on the fuel pressure drop is used in simulating the combustion process in the starting device and optimizing its design by numerical methods.

Key words. starting injector; spray; pressure; fuel; droplet size; distribution law; law.

REFERENCES

1. Kravchenko I. F. (2005) Kontseptsiya resheniya problemy zapuska kamery sgoraniya pri sozdanii i dovodke GTD s nizkim vybrosom vrednykh veshchestv [The concept of solving the problem of starting the combustion chamber during the creation and fine-tuning of the GTE with low emission of harmful substances]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya - Aerospace Engineering and Technology*, 7, 40–51. (in Russian)
2. Kravchenko I. F., Kostyuk V. E. (2005) Raschetnaya otsenka vosplamenyayemosti toplivovozdushnoy smesi v kamere sgoraniya GTD [Estimated assessment of the flammability of the air-fuel mixture in the combustion chamber of the GTE]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya - Aerospace Engineering and Technology*, 10, 100–106. (in Russian)
3. Kostyuk V. E., Kravchenko I. F., Gusev V. N., Kirilash E. I. (2009) Raschetno-eksperimental'noe issledovanie ustroystva predvaritel'nogo smesheniya toplivnogo gaza s vozdukhom dlya nizkoemissionnykh kamer sgoraniya GTU [Computational and experimental study of the device of preliminary mixing of fuel gas with air for low-emission combustion chambers of GTU]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya - Aerospace Engineering and Technology*, 4, 46–53. (in Russian)
4. Tret'yakov V.V. (2011) Modelirovanie ispareniya i smesheniya topliva s vozdukhom v kamere sgoraniya [Simulation of evaporation and mixing of fuel with air in the combustion chamber] *Aviatsionnaya i raketno-kosmicheskaya tekhnika - Aviation and rocket and space technology*, 5(29), 227–235. (in Russian)
5. Kostyuk V.E., Kirilash E.I. (2010) Chislennoe modelirovanie gidravlicheskiy kharakteristik i temperaturnogo polya gaza kamery sgoraniya malorazmernogo GTD [Numerical modeling of the hydraulic characteristics and temperature field of the gas of the combustion chamber of a small GTE]. *Visnik dvigunobuduvannya – Herald of aeroenginebuilding*, 2, 124–130. (in Russian)
6. Vasilev A. Yu., Mayorova A. I., Sviridenkov A. A., Tret'yakov V. V., Yagodkin V. I. (2002) Issledovanie raspyla topliva i smeseobrazovaniya v golovnoy chasti kamery sgoraniya dvigateley tipa “NK” [Investigation of fuel spray and mixture formation in the head part of the combustion chamber of “NK” type engines] / A. Yu. Vasil'ev // *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta - Bulletin of the Samara State Aerospace University*, 2, 10–14. (in Russian)
7. Rizk, N. K., Chin, J. S., Razdan, M. K. (1997) Modeling of Gas Turbine Fuel Nozzle spray. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 119(1), 34–44. (in English)

УДК 629.7:681.324

Санько А. А. УО «Белорусская государственная академия авиации» (БГАА), Беларусь
Шейников А. А. УО «Военная академия Республики Беларусь» (ВАРБ), Беларусь

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ ТУРБОКОМПРЕССОРА ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД НА ОСНОВЕ РЕГРЕССИОННОГО АНАЛИЗА И НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

Цель работы. Обоснование выбора типа математических моделей датчиков температуры газа за турбиной турбокомпрессора вертолетного газотурбинного двигателя по критерию минимума ошибки вычисления выходного параметра.

Методы исследования. Регрессионный анализ, корреляционный анализ, методы математической статистики.

Полученные результаты. В статье представлены результаты сравнительного анализа математических моделей датчика температуры газа за турбиной турбокомпрессора газотурбинного двигателя вертолета на основе регрессионного анализа и на основе многослойной нейронной сети, при полноте всей поступающей информации и при ее частичном отсутствии. Получены численные значения ошибок вычисления температуры газа, с использованием исследуемых математических моделей. Показано, что для построения адекватной математической модели датчика температуры целесообразно разделить временной интервал полета вертолета на этап взлета (посадка) и горизонтальный полет. Доказано нецелесообразность использования многослойной нейронной сети в качестве математической модели датчика температуры газа. Выбран оптимальный тип математической модели датчика температуры газа по критерию минимума ошибки вычисления выходного параметра.

Научная новизна. На основании сравнительного анализа математических моделей датчика температуры газа за турбиной турбокомпрессора газотурбинного двигателя вертолета на основе регрессионного анализа и многослойной нейронной сети установлены типы моделей датчика, которые целесообразно использовать в зависимости от этапа полета вертолета.

Практическая ценность. Разработанные рекомендации по выбору типа математической модели датчика температуры газа, в зависимости от этапа полета вертолета, позволяют уменьшить ошибки вычисления выходного параметра при отказе датчика и повысить надежность и качество управления ГТД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; несущий винт; математическая модель датчика температуры газа; вертолет; нейронная сеть.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из средств повышения качества и надежности управления газотурбинными двигателями (далее – ГТД) является применение в программно-алгоритмическом обеспечении современных цифровых систем автоматического управления (далее – САУ) ГТД современного математического аппарата (например – математических моделей датчиков (далее – ММД)). При ограниченном объеме затрачиваемой вычислительной мощности с помощью таких моделей удастся повысить надежность и качество управления ГТД [1].

Наиболее сложным, при использовании ММД, является обеспечение точности расчета выходного параметра во всей области эксплуатации датчика в реальном масштабе времени при его отказе. Это может позволить не только локализовать отказы, но и по возможности устранить их путем восстановления информации [2].

В настоящее время работы в этом направлении ведутся в России и за рубежом [1]. Например, в работе [1] предложено заменять сигнал от отказавшего датчика самолета сигналом от ММД, с учетом пяти последних значений перед его отказом. Использование такой ММД не всегда оправданно:

- не учитывается динамика изменения параметров полета ВС;
- не учитываются аппаратные возможности бортовых устройств регистрации (БУР), а именно частота считывания информации;
- не учитывается информация, поступающая от других датчиков;
- нет возможности локализовать отказы путем восстановления информации.

Основными направлениями повышения качества обработки информации, поступающей от датчиков (даже при ее частичном отсутствии),

являются методы интеллектуального анализа данных, дополняющие и развивающие классические статистические методы, а именно нейронные сети (далее – НС) [3].

В работе [2] представлена комплексная ММД ГТД самолета на основе НС. Входными параметрами такой модели являются: расход топлива, температура и давление воздуха на входе ГТД, что составляет примерно 20 % измеряемых параметров, характеризующих состояние ГТД. Данный факт может привести к неправильной идентификации параметров ГТД, особенно при недостатке информации.

Анализ литературы [1, 2, 4] показал, что исследования по выбору типов ММД применительно к особенностям эксплуатации вертолетного ГТД, не проводились.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Выполняя комплексирование информации поступающей от БУР, необходимо обосновать выбор типа ММД температуры газа за турбиной турбокомпрессора вертолетного ГТД по критерию минимума ошибки вычисления выходного параметра.

В качестве источника информации о техническом состоянии вертолетного ГТД, был выбран датчик температуры газа за турбокомпрессором –

T_4 . Параметр T_4 является одним из информативных при контроле за тепловым состоянием ГТД и техническим состоянием его элементов. На рис. 1–2 представлены параметры ГТД, несущего винта (далее – НВ) при выпадении штифта лопатки направляющего аппарата правого ГТД, что привело к развороту лопатки на нерасчетные углы и резкому росту температуры ГТД до критических значений (рис. 1).

На рис. 1–2: $n_{НВ}$ – обороты НВ; $\varphi_{ош}$ – общий шаг НВ; $n_{лев}^k$, $n_{прав}^k$ – обороты турбокомпрессора правого и левого ГТД; $T_{4лев}$, $T_{4прав}$ температура газа за турбокомпрессором правого и левого ГТД.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

1) Анализ эффективности вычисления параметра T_4 – ММД вида (1–2), при полноте всей информации поступающей от БУР. Исходные данные для построения ММД представлены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры полета вертолета, НВ и ГТД, поступающие от БУР

Параметры	V , км/ч	H , м	φ_p , град	$\varphi_{ош}$, град	n^k , %	$n_{НВ}$, %
min	26	50	0	0	0	0
max	233	1333	11,1	10	95	98

В таблице 1: φ_p – положение ручки общего шага НВ; V , H – скорость и высота полета вертолета.

Исходя из результатов исследований ММД ГТД [4], для построения ММД температуры были использованы регрессионные зависимости вида:

$$T_4 = a_0 + a_1 V + a_2 H + a_3 \varphi_p + a_4 \varphi_{ош} + a_5 n^k + a_6 n_{НВ}; \quad (1)$$

$$T_4 = a_0 + a_1 V + a_2 H + a_3 \varphi_p + a_4 \varphi_{ош} + a_5 n^k + a_6 n_{НВ} + a_7 V^2 + a_8 H^2 + a_9 \varphi_p^2 + a_{10} \varphi_{ош}^2 + a_{11} n^k{}^2 + a_{12} n_{НВ}^2. \quad (2)$$

Ошибка вычисления T_4 для ММД (1–2):

$$e = \left(\frac{|T_4^B - T_4^K|}{T_4^K} \cdot 100\% \right), \quad (3)$$

где T_4^B , T_4^K – вычисленная и контрольная температура газа за турбокомпрессором ГТД, $T_4^K = (175; 577; 660; 742; 836)^\circ\text{C}$.

Величина средней ошибки вычисления для ММД (1–2):

$$e_{cp} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e), \quad (4)$$

N – количество контрольных значений T_4^K .

На рис. 3 представлены зависимости $e = f(T_4)$, для ММД (1–2), в течение всего времени полета вертолета.

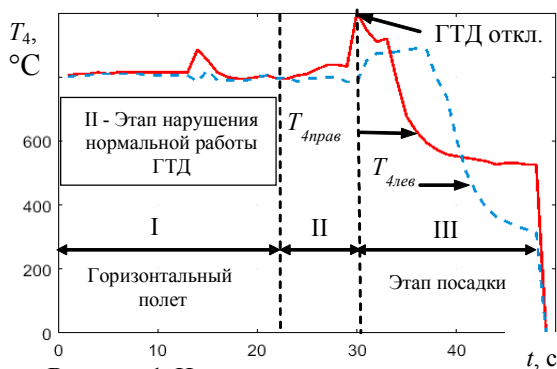


Рисунок 1. Изменение температуры газа за турбокомпрессором правого и левого ГТД

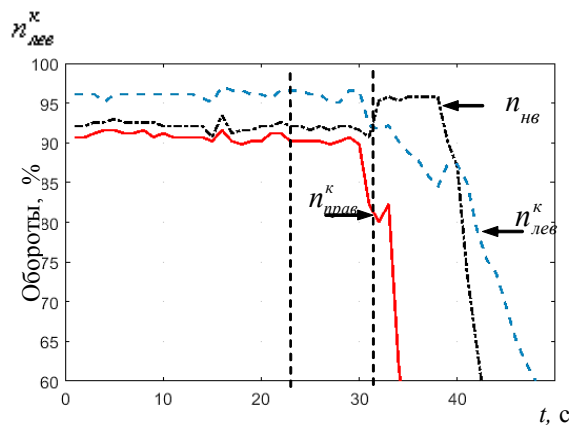


Рисунок 2. Изменение оборотов турбокомпрессора правого и левого ГТД и НВ

Как видно из полученных результатов:

- для ММД вида (1) – $e_{cp} = 16\%$;
- для ММД вида (2) – $e_{cp} = 13\%$;
- минимальные ошибки вычисления находятся в диапазоне рабочих температур ГТД – $T_4 = 700–800\text{ }^\circ\text{C}$. При температуре $T_4 \geq 1000\text{ }^\circ\text{C}$ – $e \geq 25\%$.

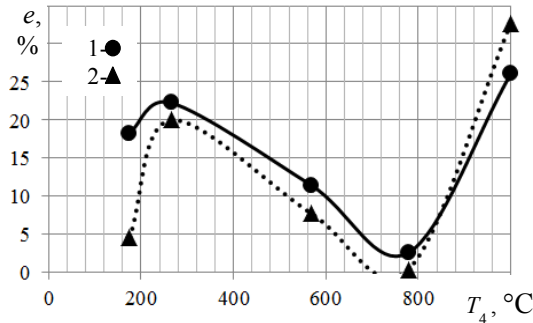


Рисунок 3. Зависимости $e = f(T_4)$, в течении всего времени полета

Результаты моделирования, при делении всего времени полета вертолета на два этапа: горизонтальный полет – этап № 1 и этап взлета (посадки) – № 2, представлены на рис. 4 и в таблице 2. Для определения типа этапа полета вертолета использовался коэффициент корреляции между $\Phi_{ош}$ и H (для горизонтального полета вертолета, коэффициент корреляции – $r_H^{\Phi_{ош}} \approx 0,041$ [4]).

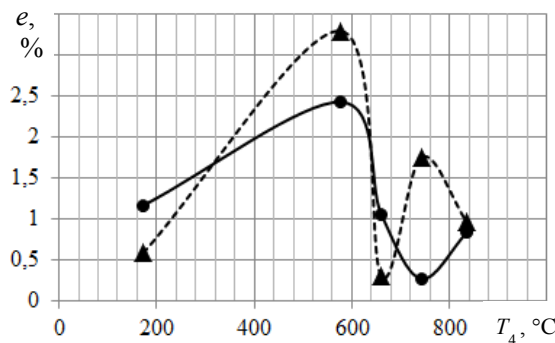


Рисунок 4. Зависимости $e = f(T_4)$, этап взлета (посадки)

При рассмотрении этапа № 1, значения T_4 рассматривались в диапазоне от 700 до 815 $^\circ\text{C}$, при $H \approx \text{const}$ и $V \approx \text{const}$.

Таблица 2. Значения $e = f(T_4)$ для ММД (1–2), этап горизонтального полета

$T_4^k, ^\circ\text{C}$	1	2	1	2
	$T_4^B, ^\circ\text{C}$		$e_{cp}, \%$	
715	717	716	12,5	0,13
800	804	802	2	0,25
815	816	815,5	12	0,13

Полученные результаты моделирования (см. рис. 4 и табл. 2) позволяют сделать вывод о том, что для качественного вычисления T_4 по параметрам: n^k , $\Phi_{ош}$, V , H , Φ_p , n_{HB} :

- целесообразно провести разделение временного интервала полета вертолета на два этапа: этап взлета (посадки) и горизонтальный полет;
- для этапа взлета (посадки) целесообразно использовать ММД вида (1) – $e_{cp} = 0,15\%$;
- для горизонтального полета целесообразно использовать ММД вида (2) – $e_{cp} = 0,17\%$.

Для количественной проверки гипотезы об адекватности ММД (1–2), был использован коэффициент детерминации – R^2 [5]. Рассматриваемые ММД (1–2) адекватны исследуемому процессу (табл. 3).

Таблица 3. Значения коэффициента детерминации для ММД (1–2)

ММД	R^2 , этап № 0	R^2 , этап № 1	R^2 , этап № 2
(1)	0,82	0,99	0,81
(2)	0,8	0,99	0,82

2) Анализ ошибки вычисления параметра T_4 ММД (1–2), при отсутствии одного из определяющего параметра. Выбор определяющего параметра – n_{HB} , обусловлен его большой статистической значимостью, табл. 4–7.

Таблица 4. Результаты статистического анализа коэффициентов ММД (1), этап горизонтального полета

Коэффициент	t-стат.	Коэффициент	t-стат.
a_1	8,80	a_4	1,51
a_2	2,62	a_5	2,58
a_3	-1,22	a_6	-2,37

Таблица 5. Результаты статистического анализа коэффициентов ММД (2), этап горизонтального полета

Коэффициент	t-стат.	Коэффициент	t-стат.
a_1	3,17	a_7	-2,58
a_2	2,2	a_8	-2,23
a_3	-0,52	a_9	0,15
a_4	-0,73	a_{10}	1,19
a_5	1,85	a_{11}	-1,81
a_6	1,49	a_{12}	-1,50

Таблица 6. Результаты статистического анализа коэффициентов ММД (1), этап взлет (посадка)

Коэффициент	t-стат.	Коэффициент	t-стат.
a_1	0,24	a_4	0,81
a_2	-5,25	a_5	15,5
a_3	0,57	a_6	6,38

Таблица 7. Результаты статистического анализа коэффициентов ММД (2), этап взлет (посадка)

Коэффициент	t-стат.	Коэффициент	t-стат.
a_1	-0,24	a_7	0,22
a_2	-0,53	a_8	0,34
a_3	-0,21	a_9	0,19
a_4	0,64	a_{10}	-0,29
a_5	-1,9	a_{11}	2,46
a_6	1,16	a_{12}	0,31

Зависимости $e = f(T_4)$, с использованием ММД (1–2), при $n_{\text{НВ}} = 0$, представлены на рис. 5 и в табл. 8.

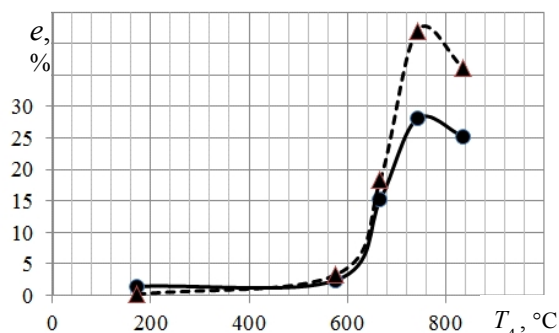


Рисунок 5. Зависимости $e = f(T_4)$, этап взлет (посадка), при $n_{\text{НВ}} = 0$

Таблица 8. Значения $e = f(T_4)$, для ММД (1–2), этап горизонтального полета, при $n_{\text{НВ}} = 0$

$T_4^K, ^\circ\text{C}$	1	2	1	2
	$T_4^B, ^\circ\text{C}$		$e_{\text{cp}}, \%$	
715	1098	1700	53	137
800	1183	1800	47	125
815	1185	7900	45	870

Анализ результатов (см. рис. 5 и табл. 8) показал, что при $n_{\text{НВ}} = 0$, для этапа взлета (посадки), а так же для этапа горизонтального полета целесообразно использовать ММД вида (1) – $e_{\text{cp}} = 14,45\%$ и $e_{\text{cp}} = 49\%$ соответственно.

Таким образом, ММД (1–2) не позволяют локализовать отказ датчика оборотов НВ, при расчете T_4 .

3) Анализ ошибки вычисления параметра T_4 нейросетевой моделью датчика температуры (далее – НСМД).

Определение модельной структуры и архитектуры НСМД является достаточно сложной задачей в силу наличия большой свободы выбора [3]. Нахождение абсолютно оптимальной структуры НСМД практически невозможно, поэтому для решения поставленной задачи определим структуру НСМД, достаточно близкую к оптимальной.

Основные этапы инженерной методики построения НСМД включают: выбор архитектуры НС; выбор структуры НС; выбор алгоритма ее обучения; анализ точности нейросетевого решения; принятие решения на основе полученных результатов.

С учетом того, что функциональная зависимость $T_4 = f(n^k, \phi_{\text{ош}}, V, H, \phi_p, n_{\text{НВ}})$ является нелинейной, то в качестве базовой НС была выбрана НС прямого распространения сигнала и обратного распространения ошибки, использующая нелинейные функции активации.

Количество скрытых слоев НС – c , обычно выбирается равным единице, так как при $c > 1$, качество обучения НС падает [3].

Проведенные исследования показали, что (рис. 6–7):

- вид функции активации НСМД (1 – логистическая сигмоидальная функция; 2 – гиперболическая тангенциальная функция), к существенному выигрышу в расчете значений T_4 , не приводит – ($e_{\text{cp1}} = 51,2\%$ и $e_{\text{cp2}} = 52,4\%$).

- алгоритм обучения НСМД (1 – алгоритм Ньютона; 2 – алгоритм LM Левенберга-Марквардта) не оказывает существенное влияние на результаты расчета значения T_4 ($e_{\text{cp1}} = 17\%$ и $e_{\text{cp2}} = 18,3\%$).

Величина средней ошибки вычисления для НСМД рассчитывается следующим образом:

$$e_{\text{cp}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e_{\text{HC}});$$

$$e_{\text{HC}} = \left(\frac{1}{Z} \right) \sum_{j=1}^Z \left(\frac{T_{4\text{NZ}}^B - T_{4\text{NZ}}^K}{T_{4\text{NZ}}^K} \right) \cdot 100\%, \quad (5)$$

где Z – количество опытов по обучению НСМД.

Зависимости от количества нейронов в ее скрытом слое – N , в течение всего времени полета вертолета, представлены на рис. 8.

Как видно из полученных результатов (см. рис. 8):

- $e_{\text{cp}} = 52\%$, при $N = 12$;

- $e_{\text{cp}} = 40\%$, при $N = 24$.

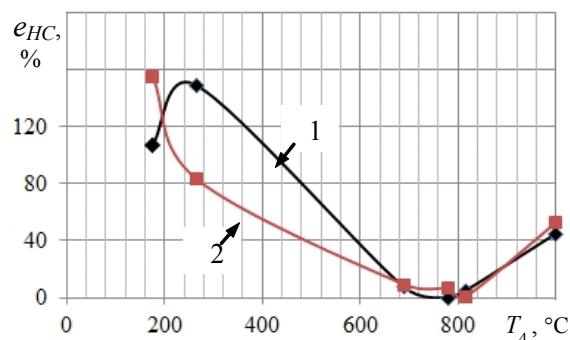


Рисунок 6. Зависимости $e_{\text{HC}} = f(T_4)$ от вида функции активации, этап взлет (посадка)

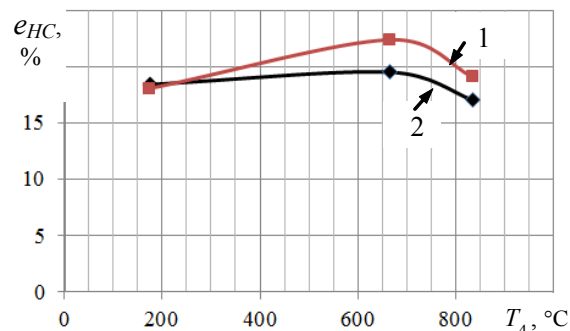


Рисунок 7. Зависимости $e_{\text{HC}} = f(T_4)$ от алгоритма обучения, этап взлет (посадка)

При увеличении числа $N = 48$, значение падает с 52 до 36 %.

Зависимости $e_{HC} = f(T_4, N)$, для этапов взлета (посадка) и горизонтального полета представлены на рис. 9–10.

Как видно из полученных результатов (см. рис. 9):

- $e_{cp} = 10,38$ %, при $N = 12$;

- $e_{cp} = 13$ %, при $N = 24$.

При увеличении числа $N = 48$, значение растет с 10,38 до 21 %, наблюдается явление «переобучения» НСМД.

Анализ результатов (см. рис. 10) показал, что для этапа горизонтального полета:

- $e_{cp} = 16$ %, при $N = 12$;

- $e_{cp} = 22$ %, при $N = 24$;

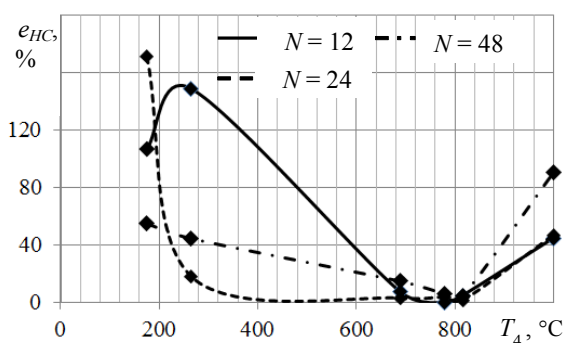


Рисунок 8. Зависимости $e_{HC} = f(T_4, N)$, в течение всего времени полета вертолета

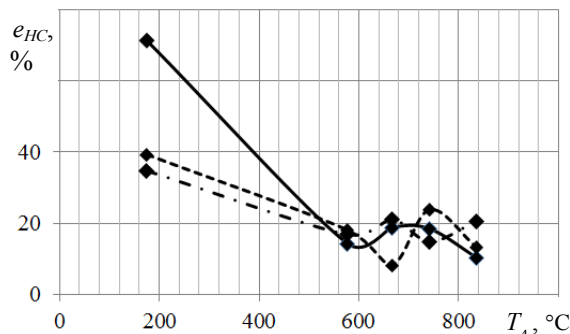


Рисунок 9. Зависимости $e_{HC} = f(T_4, N)$, этап взлет (посадка)

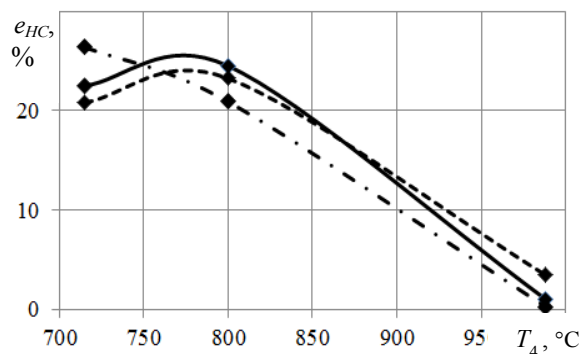


Рисунок 10. Зависимости $e_{HC} = f(T_4, N)$, этап горизонтального полета

- при увеличении числа $N = 48$, рост не более чем на 1 %;

- минимальная ошибка вычисления температуры НСМД в 50 раз выше, чем при использовании ММД (2) - $e_{cp} = 0,17$ %.

3) Анализ ошибки вычисления T_4 - НСМД, при отсутствии информации об оборотах НВ.

Сравнительный анализ результатов (см. рис. 11–12) показал, что минимальные значения e_{cp} составляют 59 % и 18,75 % в зависимости от N . Это на 10 % и на 4 % соответственно выше, чем при использовании ММД (1).

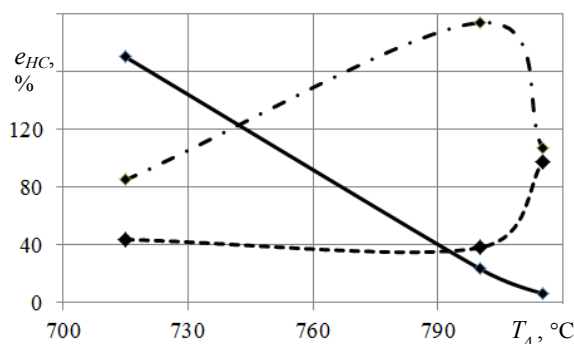


Рисунок 11. Зависимости $e_{HC} = f(T_4, N)$, этап горизонтального полета, при $n_{HB} = 0$

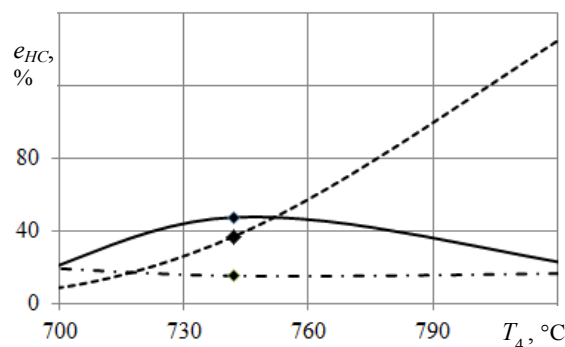


Рисунок 12. Зависимости $e_{HC} = f(T_4, N)$, этап взлет (посадка), при $n_{HB} = 0$

На рис. 13 представлены гистограммы минимальных значений ошибок вычисления T_4 - ММД и НСМД для различных этапов полета вертолета.

Анализ полученных результатов (см. рис. 13) показал, что:

- ММД, построенные на основе регрессионного анализа работают лучше, чем НСМД на всех этапах полета вертолета. Отличия в ошибке вычисления температуры газа за турбокомпрессором вертолетного ГТД, для этапа:

- горизонтальный полет - в 50 раз;

- взлет (посадка) - в 10 раз.

- при неполноте поступающей информации, выигрыш так же имеют ММД на основе регрессионного анализа, разница в ошибке вычисления относительно НСМД составляет примерно 14 %.

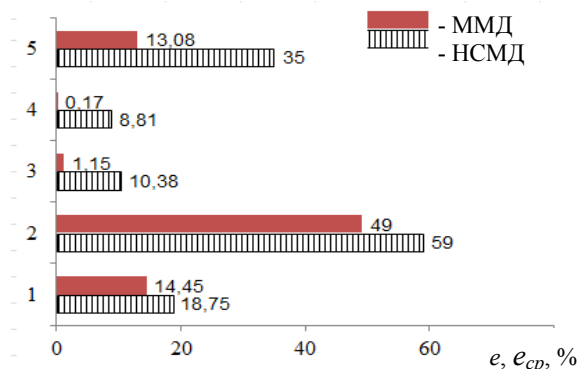


Рисунок 13. Гистограммы минимальных значений погрешности вычисления T_4 :

1 – ММД (1) и НСМД ($N = 48$), для этапа взлет (посадка), при $n_{\text{нв}} = 0$; 2 – ММД (1) и НСМД ($N = 24$), гориз. полет, при $n_{\text{нв}} = 0$; 3 – ММД (1) и НСМД ($N = 12$) этап взлет (посадка); 4 – ММД (2) и НСМД ($N = 48$) гориз. полет; 5 – ММД (1) и НСМД ($N = 12$) весь полет

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, полученные результаты расчета показывают, что:

- для построения ММД температуры газа за турбиной ГТД, целесообразно использовать параметры: ГТД, НВ и полета вертолета, такие как: n^k , $\varphi_{\text{ош}}$, V , H , φ_p , $n_{\text{нв}}$;

- для построения адекватной ММД температуры T_4 целесообразно разделить временной интервал полета вертолета на два этапа: этап взлет (посадка) и горизонтальный полет, используя при этом коэффициент корреляции между $\varphi_{\text{ош}}$ и H ;

- для вычисления температуры T_4 на этапе взлет (посадка) целесообразно использовать ММД типа (1);

- для вычисления температуры T_4 на этапе горизонтальный полет целесообразно использо-

вать ММД типа (2);

- значение средней ошибки вычисления температуры T_4 НСМД мало зависит от ее структуры и алгоритма обучения;

- использование НСМД для построения математической модели датчика температуры T_4 , при полноте всей поступающей информации и ее частичном отсутствии не целесообразно, так как она проигрывает ММД на основе регрессионного анализа.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гуревич С. О. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Гуревич С. О. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 264 с.
2. Жернаков С. В. Особенности бортовой реализации нейросетевых алгоритмов контроля и диагностики авиационных двигателей / Жернаков С. В. // Автоматизация и современные технологии. – 2007. – № 2. – С. 25–32.
3. Горбань А. Н. Обучение нейронных сетей / Горбань А. Н. – М. : СП «ПараГраф», 1990. – 159 с.
4. Гимадиев А. Г. Системы автоматического регулирования авиационных ГТД. Учеб. пособие / А. Г. Гимадиев, Е.В. Шахматов, В. П. Шорин. – Куйбыш. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. – 122 с.
5. Санько А. А. Методика распознавания нарушений нормальной работы авиационного двигателя по его параметрам и параметрам несущего винта с использованием регрессионного анализа / Санько А. А., Шейников А. А., Романенок С. Н. // Вестник ВАРБ. – 2018. – № 2. – С. 54–61.
6. Бараз В. Р. Корреляционно-регрессионный анализ связи показателей коммерческой деятельности с использованием программы Excel : учеб. пособие / В. Р. Бараз. – Екатеринбург : ГОУ ВПО «УГТУ–УПИ», 2005. – 102 с.

Статья поступила в редакцию 01.10.2018

Санько А. А.

УО «Білоруська державна академія авіації» (БДАА), Білорусь

Шейніков А. А.

УО «Військова академія Республіки Білорусь» (ВАРБ), Білорусь

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗУ ЗА ТУРБІНОЮ ТУРБОКОМПРЕСОРА ГЕЛІКОПТЕРНОГО ГТД НА ОСНОВІ РЕГРЕСІЙНОГО АНАЛІЗУ І НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ

Мета роботи. Обґрунтування вибору типу математичних моделей датчиків температури газу за турбіною турбокомпресора гелікоптерного газотурбінного двигуна по критерію мінімуму помилки обчислення вихідного параметра.

Методи дослідження. Регресійний аналіз, кореляційний аналіз, методи математичної статистики.

Отримані результати. У статті представлено результати порівняльного аналізу математичних моделей датчика температури газу за турбіною турбокомпресора газотурбінного двигуна гелікоптера на основі регресійного аналізу і на основі багаточислової нейронної мережі, при повноті всієї інформації, що надходить і при її частковій відсутності. Отримано чисельні значення помилок обчислення температури газу, із використанням досліджуваних математичних моделей. Показано, що для побудови адекватної математичної моделі датчика температури доцільно розділити інтервал польоту гелікоптера на етап зльоту (посадка) і горизонтальний політ. Доказано недоцільність використання багато-

шарової нейронної мережі як математичної моделі датчика температури газу. Вибраний оптимальний тип математичної моделі датчика температури газу за критерієм мінімуму помилки обчислення вихідного параметра.

Наукова новизна. На підставі порівняльного аналізу математичних моделей датчика температури газу за турбіною турбокомпресора газотурбінного двигуна гелікоптера на основі регресійного аналізу і багатошарової нейронної мережі встановлені типи моделей датчика, які доцільно використовувати в залежності від етапу польоту гелікоптера.

Практична цінність. Розроблено рекомендації щодо вибору типу математичної моделі датчика температури газу, в залежності від етапу польоту гелікоптера, дозволяють зменшити помилки обчислення вихідного параметра при відмові датчика і підвищити надійність і якість управління ВМД.

Ключові слова: газотурбінний двигун; несучий гвинт; математична модель датчика температури газу; гелікоптер; нейронна мережа.

San'ko A. A.

Belarusian State Aviation Academ

Shejnykov A. A.

Military Academy of the Republic of Belarus

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE MATHEMATICAL MODEL OF THE GAS TEMPERATURE SENSOR FOR TURBINE TURBO COMPRESSOR HELICOPTER GTD BASED ON REGRESSION ANALYSIS AND NEURAL NETWORKS

Objective. Justification of the choice of the type of mathematical models of gas temperature sensors behind the turbine turbine turbine compressor turbine engine according to the criterion of the minimum error calculation of the output parameter.

Research methods. Regression analysis, correlation analysis, methods of mathematical statistics.

Results. The article presents the results of a comparative analysis of mathematical models of a gas temperature sensor behind a turbine turbine compressor turbine engine of a helicopter based on regression analysis and based on a multilayer neural network, with all the incoming information complete and with its partial absence. The numerical values of the errors in calculating the gas temperature were obtained using the mathematical models under study. It is shown that to build an adequate mathematical model of a temperature sensor, it is advisable to divide the time interval of a helicopter flight into the take-off (landing) stage and horizontal flight. The inexpediency of using a multilayer neural network as a mathematical model of a gas temperature sensor has been proved. The optimal type of mathematical model of the gas temperature sensor is selected by the criterion of the minimum error of the output parameter calculation.

Scientific novelty. Based on a comparative analysis of mathematical models of the gas temperature sensor behind the turbine turbine compressor turbine engine of a helicopter based on regression analysis and a multilayer neural network, the types of sensor models that are appropriate to use depending on the phase of the helicopter flight are established.

Practical value. Developed recommendations on the choice of the type of mathematical model of the gas temperature sensor, depending on the stage of the helicopter flight, allow reducing errors in calculating the output parameter in the event of a sensor failure and improving the reliability and quality of GTE control.

Key word: gas turbine engine; bearing screw; mathematical model of the gas temperature sensor; helicopter; neural network.

REFERENCES

1. Hurevych S. O. (2010) Systemy avtomaticheskogo upravleniya avyatsionnymi hazoturbinnymi dvyhateliyami. M. TORUS PRESS, 264.
2. Zhernakov S. V. (2007) Osobennosti bortovoj realizatsii nejrosetevykh alhorytmov kontrolya y dyahnostyky avyatsionnykh dvyhatelej. *Avtomatyzatsiya y sovremennye tekhnologiy*, 2, 25–32.
3. Horban' A. N. (1990) Obuchenye nejronnykh setej. M. SP «ParaHraf», 159.
4. Hymadyev A. H., Shakhmatov E. V., Shoryn V. P. (1990) Systemy avtomaticheskogo rehuilyrovaniya avyatsionnykh HTD. Ucheb. posobyе Kujbyshev. avyats. yn-t. Kujbyshev, 122.
5. San'ko A. A., Shejnykov A. A. Romanenok S. N. (2018) Metodyka raspoznavaniya narusheniy normal'noj raboty avyatsionnoho dvyhatelia po eho parametram y parametram nesuscheho vynta s yspol'zovanyem rehressyonnoho analiza. *Vestnyk VАРB*, 2, 54–61.
6. Baraz V. R. (2005) Korrelyatsionno-rehressyonnyy analiz svyazy pokazatelej kommercheskoj deiatel'nosti s yspol'zovanyem prohranny Excel: ucheb. posobyе. Ekaterynburh. HOU VPO «UHTU–UPY», 102.

УДК 539.373: 621.438

Качан А. Я.

д-р техн. наук, зав. кафедрой технологии авиационных двигателей Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: opt.ugt@motorsich.com;

Уланов С. А.

аспирант кафедры технологии авиационных двигателей Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: opt.ugt@motorsich.com

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПЕРЕ ЛОПАТОК ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ С УЧЕТОМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ НАСЛЕДСТВЕННОСТИ

Цель работы. Повышение качества формирования поверхностного слоя пера рабочих лопаток осевого компрессора авиационного двигателя.

Методы исследования. Экспериментальные исследования формирования остаточных напряжений в поверхностном слое пера рабочих лопаток компрессора на формообразующем и отделочно-упрочняющем этапах их изготовления различными технологическими методами.

Полученные результаты. Представлены результаты экспериментальных исследований формирования остаточных напряжений в поверхностном слое пера рабочих лопаток компрессора, изготавливаемых точной горячей штамповкой, калибровкой, холодным вальцеванием, виброполированием, ручной доводкой, ультразвуковым упрочнением и термообработкой, выполняемой после применения каждого технологического метода и на этапе формообразования.

Проведен системный анализ величины, знака и эпюры распределения остаточных напряжений в поверхностном слое пера лопаток, как на формообразующем, так и на отделочно-упрочняющем этапах изготовления с учетом проявления технологической наследственности, как после применения каждого технологического метода, так и их совокупности.

Показано, что после точной горячей штамповки и калибровки в поверхностном слое пера заготовок рабочих лопаток наблюдаются растягивающие остаточные напряжения.

Холодное вальцевание пера лопатки, выполняемое за три перехода после точной горячей штамповки с соответствующей термообработкой на каждом переходе, приводит к резкому изменению эпюры распределения остаточных напряжений в поверхностном слое. Растягивающие остаточные напряжения снижаются и стабилизируются в поверхностном слое на более низком уровне.

Для повышения качества поверхностного слоя пера рабочей лопатки компрессора после формообразующего этапа выполняют отделочно-упрочняющую обработку, которая включает вибрационное полирование, ручную доработку профиля пера и ультразвуковое упрочнение стальными шариками.

Вибрационное полирование, ручная доводка профиля пера и ультразвуковое упрочнение формируют в поверхностном слое остаточные напряжения сжатия с максимальной величиной на поверхности и максимальной глубиной распространения.

Научная новизна. Установлены закономерности формирования остаточных сжимающих напряжений в поверхностном слое пера рабочих лопаток компрессора с учетом проявления технологической наследственности после каждого применяемого технологического метода и термообработки. Установлено влияние совокупности технологических методов и вида термообработки на величину и характер эпюры распределения остаточных напряжений в поверхностном слое пера рабочих лопаток из титанового сплава.

Практическая ценность работы состоит в том, что полученные результаты позволяют технологически обеспечить повышение качества изготовления рабочих лопаток компрессора.

Ключевые слова: технологические методы; рабочая лопатка; остаточные напряжения; поверхностный слой; качество; упрочнение; полирование.

ВВЕДЕНИЕ

Ресурс и надежность авиационных двигателей в основном определяются несущей способностью рабочих лопаток компрессора, на которые в процессе их эксплуатации воздействуют

знакопеременные и циклические нагрузки с большой частотой.

При изготовлении рабочих лопаток осевого компрессора наибольшее применение получили методы пластического деформирования и механической обработки, которые используют в ос-

новном при их формообразовании, а для обеспечения их несущей способности применяют отделочно-упрочняющие технологии.

При разработке технологии изготовления рабочих лопаток осевого компрессора с высокими значениями параметров качества поверхностного слоя аэродинамических поверхностей учитывают влияние технологической наследственности предшествующих операций.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИКАЦИЙ

В процессе изготовления деталей различными технологическими методами обработки образуется поверхностный слой, состояние которого определяет качество поверхности [1–5].

Качество поверхностного слоя деталей определяется совокупностью характеристик шероховатости, волнистости, физико-механических свойств, микроструктуры металла и остаточных напряжений [6].

Качество поверхностного слоя — шероховатость поверхности, структура, наклеп и остаточные напряжения оказывают существенное влияние на такие важные эксплуатационные свойства деталей как износостойкость, статическую, длительную прочность и сопротивление усталости.

Экспериментальными исследованиями установлено, что растягивающие остаточные напряжения снижают предел выносливости, а сжимающие остаточные напряжения его повышают [7, 8].

Поэтому в процессе изготовления деталей очень важным является технологическое обеспечение формирования в поверхностном слое сжимающих остаточных напряжений [9].

В процессе формирования в поверхностном слое рациональных сжимающих остаточных напряжений необходимо учитывать проявление технологической наследственности, под которой подразумевается явление переноса свойств от предшествующих операций к последующим [8, 9].

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Повышение качества формирования поверхностного слоя пера рабочих лопаток осевого компрессора авиационного двигателя.

Материалы и методы исследования

В качестве материала при изготовлении рабочих лопаток III ступени КНД осевого компрессора двигателя Д-36 применялся титановый сплав ВТЗ-1.

Экспериментально исследовались следующие технологические методы изготовления рабочих лопаток компрессора: точная горячая штамповка и калибровка, холодное вальцевание, термообработка, виброполирование, ручная доводка эластичным абразивным инструментом, ультразвуковое упрочнение стальными шариками.

Точная горячая штамповка

Наиболее производительным и экономичным методом формообразования пера рабочих лопаток компрессора является точная горячая штамповка, которая выполняется по следующей технологической схеме (рис. 1) [7].

Горячая штамповка рабочих лопаток компрессора выполнялась на гидровинтовом прессе LVH-1000 (рис. 2) [9].

Режимы точной горячей штамповки заготовки рабочих лопаток из титановых сплавов: температура нагрева заготовки, °С ... 920^{+20}_{-10} ; максимальное время выдержки, мин ...30,0; температура конца штамповки, °С ...650.

Штамповка заготовок лопаток производилась в штампе напряженной конструкции, подогретым до 150...350 °С газовыми горелками. Профиль ручья во вставке штампа выполнялся в соответствии с геометрией заготовки лопатки с точностью $\pm 0,01$ мм и шероховатостью рабочих поверхностей $R_a = 0,2$ мкм. В качестве смазки применялся нитрид бора.

Температурное поле на поверхности контакта заготовки лопатки с верхним и нижним штампами распределялось неравномерно и изменялось в диапазоне от 316 до 396 °С в контакте с верхним штампом и в диапазоне от 339 до 393 °С - с нижним штампом [9]. Максимум температуры на поверхности контакта заготовки лопатки с нижним и верхним штампом практически совпадает с максимумом полного усилия, развиваемым прессом (рис. 3) [9].

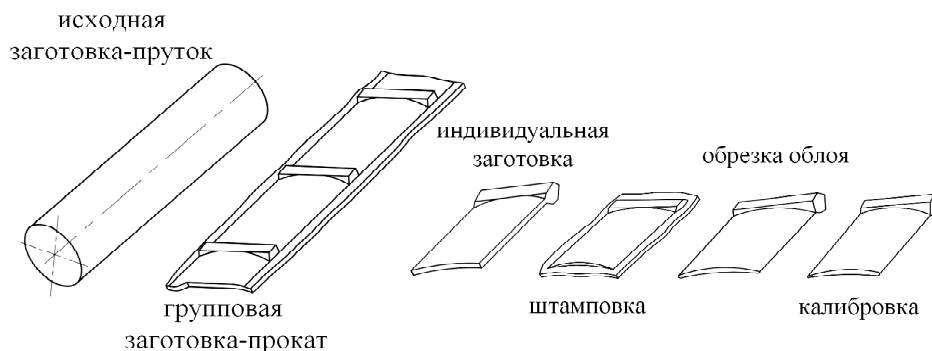


Рисунок 1. Последовательность технологических переходов точной горячей штамповки рабочих лопаток компрессора из прутка

Холодное вальцевание пера лопаток

Холодное вальцевание пера лопаток из титанового сплава ВТЗ-1 выполнялось на специальной установке УВЛ-100-6 [9].

В заготовках лопаток после точной штамповки был изготовлен хвостовик и образованы поверхности перехода пера к полке в корневом сечении, а также входные и выходные кромки.

Припуск по перу составлял 0,05...0,2 мм на сторону.

Процесс холодного вальцевания пера лопатки определяется совокупностью геометрических силовых параметров.

Геометрические параметры заготовки:

- толщина входной кромки, C_1 ;
- наибольшая толщина пера, C_{max} ;
- толщина выходной кромки, C_2 ;
- смещение пера лопатки в направлении оси у от номинального.

Силовые параметры установки вальцевания:

- давление в цилиндре вальцевания, V_B ;
- противодействие в цилиндре;
- распорное усилие, P .

Изменение параметров процесса холодного вальцевания во времени показано на осциллограмме (рис. 4) [9].

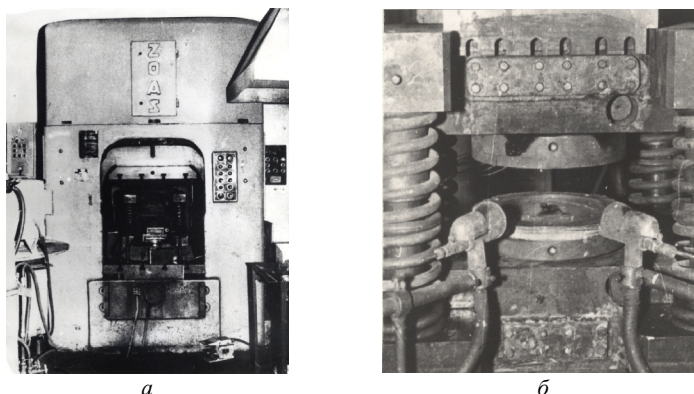


Рисунок 2. Гидровинтовой пресс типа LVH – 1000 (а) и его рабочая зона (б)



Рисунок 3. Осциллограмма контактных температур и усилий при горячей штамповке заготовок лопаток

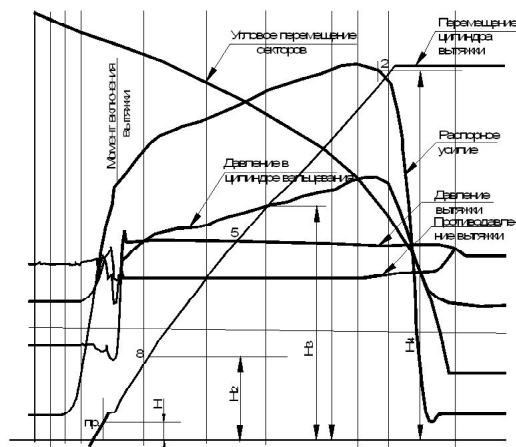


Рисунок 4. Осциллограмма изменения параметров процесса холодного вальцевания пера лопатки

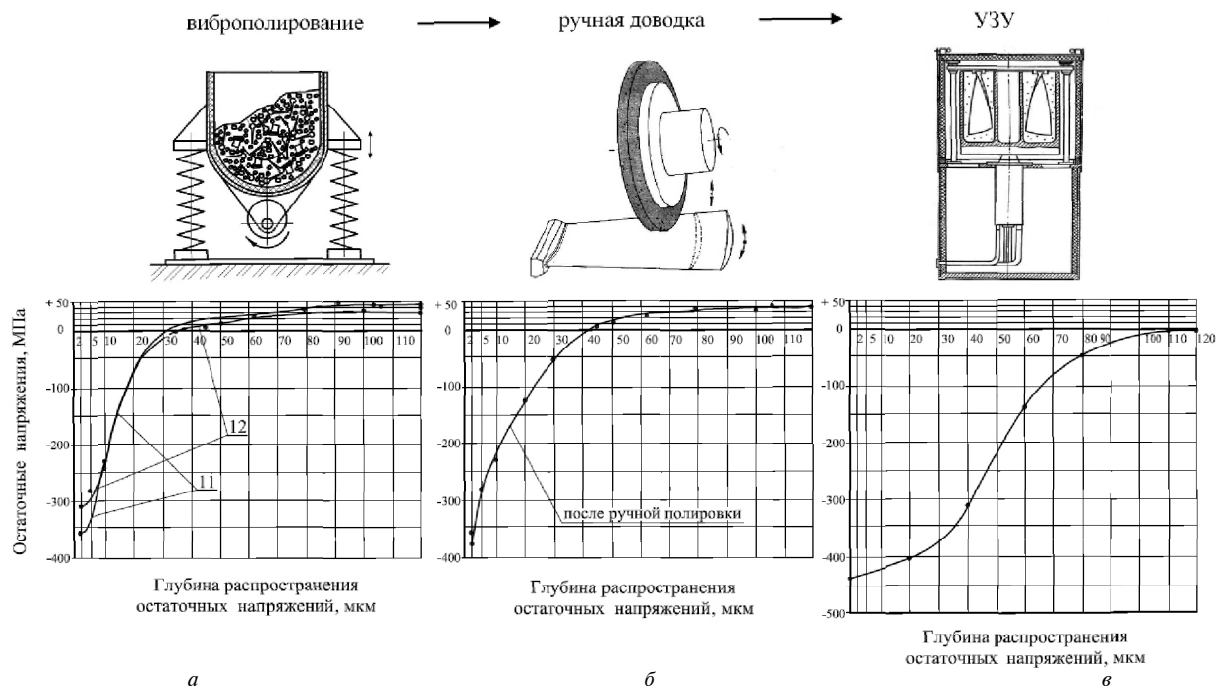
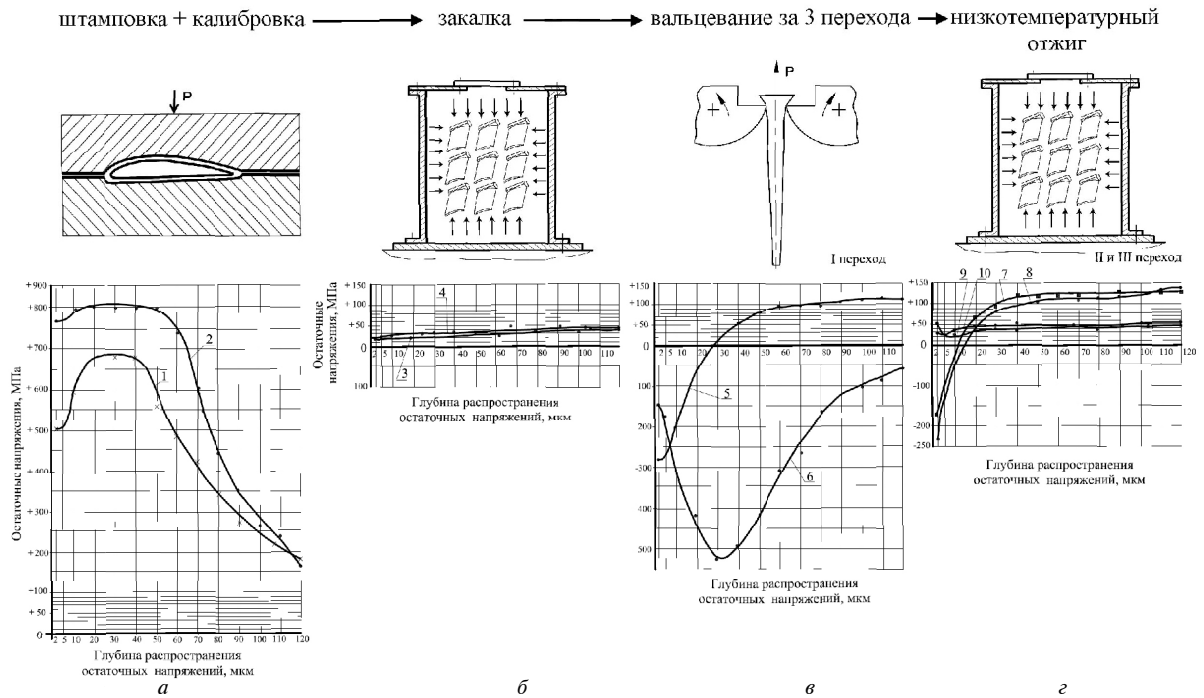
Холодное вальцевание пера заготовки лопатки компрессора выполнялось за 3 перехода. После горячей штамповки и калибровки профиля осуществляют обеску облоя и скругления входных и выходных кромок, а также проводят их термообработку — закалку при температуре 930 °С с выдержкой 20...30 мин. Охлаждение в воде с температурой не более 40 °С (рис. 5).

После выполнения каждого перехода холодного вальцевания пера заготовок лопаток выполняли обеску облоя по контуру профиля пера

лопатки и скругление входных и выходных кромок, а также термообработку — высокотемпературный отжиг при температуре 920 °С в вакууме в течение 2 часов.

После выполнения холодного вальцевания пера рабочих лопаток производился, при температуре 590 °С в аргоне, низкотемпературный отжиг.

Отделочно-упрочняющую обработку рабочих лопаток компрессора с учетом проявления технологической наследственности проводили в соответствии с технологической схемой (рис. 6).



3 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Экспериментальные исследования влияния технологической наследственности применяемых технологических методов изготовления рабочих лопаток компрессора на закономерности формирования остаточных напряжений в поверхностном слое пера проводились в соответствии с технологическими схемами (см. рис. 5, 6).

Кривые 1, 2 – соответственно распределение остаточных напряжений в поверхностном слое пера лопатки после точной горячей штамповки и калибровки.

После точной горячей штамповки в заготовках поковок наблюдаются растягивающие остаточные напряжения, которые на глубине до 50 мкм достигают значения 800 МПа.

После калибровки поковок растягивающие остаточные напряжения в поверхностном слое снижаются и на глубине 30...40 мкм их величина достигает 675 МПа (см. рис. 5а).

Кривые 3, 4 – распределение остаточных напряжений в поверхностном слое после закалки заготовок лопаток перед их вальцеванием.

После закалки величина растягивающих остаточных напряжений снижается до 25...50 МПа (см. рис. 5б).

Кривые 5, 6 – распределение остаточных напряжений в поверхностном слое заготовок лопаток после первого вальцевания, высокотемпературного отжига и закалки соответственно. После вальцевания характер распределения остаточных напряжений в поверхностном слое резко изменится и на глубине 2 мкм они становятся сжимающими, а в зависимости от вида термообработки принимают значения 500...550 МПа, а на глубине 30...40 мкм плавно переходят в растягивающие, равные 100 МПа (см. рис. 5б, в).

Кривые 7, 8 – распределение остаточных напряжений в поверхностном слое заготовок лопаток после второго вальцевания, прошедших отжиг и закалку.

Кривые 9, 10 – распределение остаточных напряжений в поверхностном слое пера заготовки лопаток после третьего вальцевания и низкотемпературного отжига.

После второго вальцевания и последующей термообработки на поверхности наблюдаются остаточные сжимающие напряжения, величиной 175...230 МПа, которые на глубине 10...15 мкм плавно переходят в растягивающие.

После третьего вальцевания и термообработки в поверхностном слое лопаток наблюдаются растягивающие напряжения величиной до 50 МПа (см. рис. 5г).

Таким образом, после выполнения формообразующей обработки пера лопатки пластическим деформированием, в соответствии с технологической схемой (см. рис. 5а–г) в поверхностном слое наблюдается стабилизация величины (до

50 МПа) растягивающих остаточных напряжений, что снижает параметры качества поверхностного слоя.

На втором этапе изготовления рабочих лопаток компрессора применяют отделочно-упрочняющую обработку в соответствии с технологической схемой (см. рис. 6а–в), которая включает: виброполирование, ручную доводку профиля пера и ультразвуковое упрочнение (УЗУ).

Виброполирование наводит на глубине 2 мкм в поверхностном слое сжимающие остаточные напряжения с максимальной величиной 315...360 МПа, которые на глубине 30 мкм плавно переходят в растягивающие с величиной до 50 МПа (см. рис. 6а).

Ручная доводка профиля пера лопаток эластичным абразивным инструментом позволяет получить в поверхностном слое на глубине 2 мкм остаточные напряжения сжатия величиной 375 МПа, которые плавно переходят в растягивающие остаточные напряжения с величиной 40 МПа (см. рис. 6б).

После УЗУ на поверхности пера лопаток вводятся остаточные напряжения сжатия величиной 440 МПа с глубиной распространения до 100 мкм (см. рис. 6в).

ВЫВОДЫ

1. Экспериментально установлены основные закономерности распределения остаточных напряжений в поверхностном слое пера рабочих лопаток компрессора из титанового сплава после применения различных технологических методов как на формообразующем, так и на отделочно-упрочняющем этапах с учетом проявления технологической наследственности.

2. Показано, что в процессе изготовления рабочих лопаток термообработка и отделочно-упрочняющие методы являются эффективным средством для снижения и нейтрализации растягивающих остаточных напряжений в поверхностном слое после применения различных технологических методов.

3. Показано, что учет проявления технологической наследственности как после каждого применяемого технологического метода обработки, так и после их применения в совокупности, позволяет целенаправленно формировать в поверхностном слое благоприятное распределение остаточных напряжений сжатия, являющихся основным параметром качества поверхностного слоя пера лопаток.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маталин А. А. Качество поверхности и эксплуатационные свойства деталей машин / А. А. Маталин. – М. Л. : Гос. науч.-тех. издат. машиностроительной литературы, 1956. – 252 с.

2. Маталин А. А. Технологические методы повышения долговечности деталей машин / А. А. Маталин. – К. : Техніка, 1971. – 142 с.

3. Сулима А. М. Качество поверхностного слоя и усталостная прочность деталей из жаропрочных и титановых сплавов / А. М. Сулима, М. И. Евстигнеев. — М. : Машиностроение, 1974. — 255 с.

4. Биргер И. А. Остаточные напряжения / И. А. Биргер. — М. : Машгиз, 1963.

5. Ящерицын П. И. Технологическая наследственность в машиностроении / П. И. Ящерицын, Э. В. Рыжов, В. И. Аверченков. — Минск : Наука и техника, 1977. — 256 с.

6. Ящерицын П. И. Технологическая и эксплуатационная наследственность и ее влияние на долговечность машин / П. И. Ящерицын, Ю. В. Скорынин. — Минск : Наука и техника, 1978. — 120 с.

7. Богуслаев В. А. Технология производства авиационных двигателей: монография. Часть I. / В. А. Богуслаев, А. Я. Качан, В. Ф. Мозговой и др. — Запорожье : АО «Мотор Сич», 2000. — 944 с.

8. Богуслаев В. А. Отделочно-упрочняющая обработка деталей ГТД / В. А. Богуслаев, В. К. Яценко, П. Д. Жеманюк и др. — Запорожье : изд. АО «Мотор Сич», 2005 — 559 с.

9. Богуслаев В. А. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД. Лопатки компрессора и вентилятора: монография. 2-е изд. перераб. и доп. / В. А. Богуслаев, П. Д. Жеманюк, А. Я. Качан и др. — Часть I. — Запорожье : АО «Мотор Сич», 2017. — 500 с.

Статья поступила в редакцию 26.04.2019

Качан О. Я. д-р техн. наук, зав. кафедри технології авіаційних двигунів Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: opt.ugt@motorsich.com;

Уланов С. О. аспірант кафедри технології авіаційних двигунів Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: opt.ugt@motorsich.com

ЗАКОНОМІРНОСТІ ФОРМУВАННЯ ЗАЛИШКОВИХ НАПРУЖЕНЬ У ПЕРІ ЛОПАТОК ТЕХНОЛОГІЧНИМИ МЕТОДАМИ З УРАХУВАННЯМ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ СПАДКОВОСТІ

Ціль роботи. Підвищення якості формування поверхневого шару пера робочих лопаток осьового компресора авіаційного двигуна.

Методи дослідження. Експериментальні дослідження формування залишкових напружень у поверхневому шарі пера робочих лопаток компресора на формотворному і обробно-зміцнювальному етапах їхнього виготовлення різними технологічними методами.

Отримані результати. Представлено результати експериментальних досліджень формування залишкових напружень у поверхневому шарі пера робочих лопаток компресора, які виготовляються точним гарячим штампуванням, калібруванням, холодним вальцюванням, віброполіруванням, ручним доведенням, ультразвуковим зміцненням і термообробкою, що виконується після застосування кожного технологічного методу і на етапі формоутворення.

Проведено системний аналіз величини, знака і епюри розподілу залишкових напружень у поверхневому шарі пера лопаток, як на формотворному, так і на обробно-зміцнювальному етапах виготовлення з урахуванням прояву технологічної спадковості, як після застосування кожного технологічного методу, так і їх сукупності.

Показано, що після точного гарячого штампування і калібрування в поверхневому шарі пера заготовок робочих лопаток спостерігаються залишкові напруження, що розтягують.

Холодне вальцювання пера лопатки, яке виконується за три переходи після точного гарячого штампування з відповідною термообробкою на кожному переході, приводить до різкої зміни епюри розподілу залишкових напружень у поверхневому шарі. Залишкові напруження, що розтягують, знижуються і стабілізуються в поверхневому шарі на більш низькому рівні.

Для підвищення якості поверхневого шару пера робочої лопатки компресора після формотворного етапу виконують обробно-зміцнювальну обробку, що включає вібраційне полірування, ручну доробку профілю пера і ультразвукове зміцнення сталевими кульками.

Вібраційне полірування, ручне доведення профілю пера і ультразвукове зміцнення формують у поверхневому шарі залишкові напруження стиску з максимальною величиною на поверхні і максимальною глибиною поширення.

Наукова новизна. Встановлено закономірності формування залишкових стискаючих напружень у поверхневому шарі пера робочих лопаток компресора з урахуванням прояву технологічної спадковості після кожного застосовуваного технологічного методу і термообробки. Встановлено вплив сукупності технологічних методів і виду термообробки на величину і характер епюри розподілу залишкових напружень у поверхневому шарі пера робочих лопаток з титанового сплаву.

Практична цінність роботи полягає в тому, що отримані результати дозволяють технологічно забезпечити підвищення якості виготовлення робочих лопаток компресора.

Ключові слова: технологічні методи; робоча лопатка; залишкові напруження; поверхневий шар; якість; зміцнення; полірування.

Kachan A. Ya. Grand PhD in Technical Sciences, Head of the Department of Aviation Engine Technology, National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: opt.ugt@motorsich.com;

Ulanov S. A. PhD student of the Department of Aviation Engine Technology, National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: opt.ugt@motorsich.com

REGULARITIES OF RESIDUAL STRESSES FORMATION IN BLADE AIRFOIL AFTER APPLIED PROCESSES WITH REGARD TO TECHNOLOGICAL HEREDITY

Objective. Improving the quality of formation of the surface layer of airfoil of the axial compressor rotor blades of the aircraft engine.

Research methods. Experimental studies of the formation of residual stresses in the surface layer of the compressor rotor blade airfoil at the forming stage, as well as finishing-and-hardening stage of their manufacture using various processes.

Results. The results of experimental studies of the formation of residual stresses in the surface layer of the rotor blade airfoil of the compressor manufactured by means of precise hot forging, calibration, cold rolling, vibropolishing, manual finishing, ultrasonic hardening and heat treatment performed after each applied process and at the forming stage are presented.

System analysis of the magnitude, sign and residual stress distribution curves in the surface layer of the blade airfoil is performed, both at the forming stage, as well as finishing-and-hardening stage of manufacture with regard to technological heredity, both after each process and their combination.

It is shown that tensile residual stresses are observed in the surface layer of airfoil of the rotor blade blanks after precise hot forging and calibration.

Cold rolling of the blade airfoil performed in three steps after precise hot forging and heat treatment at each step leads to a drastic change in the surface layer residual stress distribution curves. Tensile residual stresses are reduced and stabilized in the surface layer at a lower level.

To improve the quality of the surface layer of airfoil of the compressor rotor blade after the forming stage, the finishing-and-hardening treatment is performed, including vibratory polishing, manual adjustment of the airfoil profile and ultrasonic hardening with steel balls.

Vibratory polishing, manual adjustment of the airfoil profile and ultrasonic hardening form residual compressive stresses in the surface layer with a maximum value on the surface and a maximum distribution depth.

Scientific novelty. Regularities of formation of residual compressive stresses in the surface layer of airfoil of the compressor rotor blades are established with regard to technological heredity after each applied process and heat treatment. It is established influence of the combination of processes and type of heat treatment on the magnitude and nature of the residual stress distribution curves in the surface layer of airfoil of the rotor blades made of titanium alloy.

Practical value of the work lies in the fact that the obtained results make it possible to technologically improve quality of the compressor rotor blades manufacture.

Key words: applied processes; rotor blade; residual stresses; surface layer; quality; hardening; polishing.

REFERENCES

1. Matalin A. A. (1956) Kachestvo poverkhnosti i ekspluatatsionnye svoystva detaley mashin. M. L.: Gos. nauch-tekhn. izdat. mashinostroitel'noy literatury, 252.
2. Matalin A. A. (1971) Tekhnologicheskiye metody povsheniya dolgovechnosti detaley mashin. Kiyev: Tekhnika, 142.
3. Sulima A. M., Yevstigneyev M. I. Kachestvo poverkhnostnogo sloya i ustalostnaya prochnost detaley iz zharoprochnykh i titanovykh splavov. M.: Mashinostroyeniye, 255.
4. Birger I. A. (1963) Ostatochniye naprazheniya. M.: Mashgiz
5. Yashcheritsin P. I., Ryzhov E. V., Averchenkov V. I. (1977) Tekhnologicheskaya nasledstvennost v mashinostroyenii. Minsk: Nauka i tekhnika, 256.
6. Yashcheritsin P. I., Skorynin Y. (1978) V. Tekhnologicheskaya i kspluatatsionnaya nasledstvennost i yeyo vliyaniye na dolgovechnost mashin. Minsk: Nauka i tekhnika, 120.
7. Boguslayev V. A., Kachan A. Y., Mozgovoy V. F. i dr. (2000) Tekhnologiya proizvodstva aviatsionnykh dvigateley: monografiya. Chast I. Zaporozhye: AO Motor Sich, 944.
8. Boguslayev V. A., Yatsenko V. K., Zhemanyuk P. D. i dr. (2005) Otdelchno-uprochnyayuschaya obrabotka detaley GTD. Zaporozhye: AO Motor Sich, 559.
9. Boguslayev V. A., Zhemanyuk P. D., Kachan A. Y. i dr. (2017) Tekhnologicheskoye obespecheniye ekspluatatsionnykh kharakteristik detaley GTD. Lopatki kompressors i ventilatora: monografiya. 2-e izd. pererab. i dop. Chast I. Zaporozhye: AO Motor Sich, 500.

УДК 621.785.533

Кравцов В. В.

аспирант Национального университета «Запорожская политехника»,
Запорожье, Украина, e-mail: ki70791@gmail.com

ВЛИЯНИЕ ПОВТОРНОГО ЦИКЛА НИТРОЦЕМЕНТАЦИИ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС ВЕРТОЛЕТНОЙ ТРАНСМИССИИ НА СКЛОННОСТЬ К ТРЕЩИНООБРАЗОВАНИЮ

Цель работы. Оценка степени влияния повторного цикла нитроцементации зубчатого колеса из стали 14XHCН2МА вертолетной трансмиссии на склонность к трещинообразованию.

Методы исследования. Микроструктура образцов зубчатого колеса из стали 14XHCН2МА вертолетной трансмиссии исследовалась на оптическом металлографическом микроскопе модели «Axio Observer. Dlm» (фирма «Karl Zeiss», производитель Германия), оснащенного камерой ARTCAM-300MI (3M pixels progressive USB2/0 COLOR CMOS CAMERA); съемка образцов выполнена в отраженном свете по методам светлого поля.

Полученные результаты. В работе, на основе результатов экспериментальных исследований, показано влияние повторного цикла нитроцементации на микроструктуру, твердость, микротвердость и эффективную глубину нитроцементированного слоя зубчатого колеса из стали 14XHCН2МА вертолетной трансмиссии.

Качество материала зубчатого колеса после нитроцементации, а также после повторного цикла нитроцементации, аналогичное.

Научная новизна. В данной работе экспериментально установлено влияние повторного цикла нитроцементации зубчатого колеса из стали 14XHCН2МА вертолетной трансмиссии на склонность к трещинообразованию. Методом горячего травления трещины напряжений на зубчатом колесе после нитроцементации и после повторного цикла нитроцементации не обнаружены.

Результаты определения микротвердости по сечению нитроцементированного слоя со стороны профилей зубьев и со стороны впадин зубчатого колеса после одного и после повторного цикла нитроцементации показали, что после повторного цикла нитроцементации показатели по сечению нитроцементированного слоя выше, чем после одного цикла нитроцементации.

Практическая ценность. На основании полученных результатов данного эксперимента возможно разработать рациональный технологический процесс изготовления зубчатых колес из стали 14XHCН2МА вертолетной трансмиссии, обеспечивающий высокие эксплуатационные характеристики.

Микроструктурный анализ показал, что структура нитроцементированного слоя, как на образце № 1 (после одного цикла нитроцементации), так и на образце № 2 (после повторного цикла нитроцементации), аналогична, представляет собой мартенсит и дисперсные карбонитриды, удовлетворительная для нитроцементированной стали 14XHCН2МА в нормально термообработанном состоянии. Крупные избыточные карбонитриды, а также микротрещины в поверхностном слое не обнаружены. Микроструктура сердечника — малоуглеродистый мартенсит.

Для выявления растягивающих напряжений фрагмент зубчатого колеса после одного цикла нитроцементации и фрагмент, прошедший повторную нитроцементацию, подверглись травлению в концентрированной (50%) соляной кислоте, нагретой до температуры ~ 90 °С. В результате последующего осмотра под бинокулярным микроскопом образование поверхностных трещин на протравленных фрагментах не обнаружено, что свидетельствует об отсутствии растягивающих напряжений.

Ключевые слова: вертолетная трансмиссия; зубчатое колесо; повторный цикл нитроцементации; микроструктурный анализ; выявление растягивающих напряжений; травление в концентрированной соляной кислоте; глубина нитроцементированного слоя; главный вертолетный редуктор; экспериментальные данные.

ВВЕДЕНИЕ

Технология производства зубчатых колес вертолетной трансмиссии является одной из сложных и проблемных задач, требующей наличия специального дорогостоящего оборудования, технологической оснастки и специалистов высокой квалификации. Совершенствование технологичес-

ких процессов изготовления зубчатых колес в части решения проблемных вопросов повышения качества и производительности обработки сводится не только к анализу и обобщению мирового опыта, но и к необходимости постоянного проведения теоретических, экспериментальных и производственных исследований, характерных для отечественного машиностроения [1].

Для химико-термического упрочнения тяжело нагруженных деталей в машиностроении применяют процессы газовой цементации и нитроцементации, вакуумную и ионную ХТО, высокотемпературную цементацию и обработку с насыщением в азотных атмосферах и в кипящем слое. Однако на отечественных заводах и за рубежом для упрочнения высоконагруженных деталей и, прежде всего, зубчатых колес в основном используется цементация и нитроцементация [2].

Данная статья посвящена исследованию влияния повторного цикла нитроцементации зубчатых колес вертолетной трансмиссии на склонность к трещинообразованию. Так как 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 усталостному разрушению, в сфере вертолетостроения данный вопрос является актуальным [3–4].

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИКАЦИЙ

Процесс газового цианирования (нитроцементация) осуществляется в газовой среде, содержащей углерод и азот. По сравнению с жидкостным цианированием нитроцементация имеет ряд преимуществ:

- не нужно применять ядовитые цианистые соли;
- ниже себестоимость обработки, так как затраты на аммиак и науглероживающий газ ниже, чем на цианистые соли;
- меньше необходимые производственные площади, так как не нужны помещения для хранения и расфасовки цианистых солей, а также оборудование для нейтрализации отходов и деталей;
- можно автоматизировать регулирование состава газовой атмосферы [5].

Варьируя параметры процесса, то есть состав газовой смеси, температуру, время обработки, можно изменять глубину воздействия. Исследования показали, что с повышением температуры увеличивается скорость диффузии углерода и азота в глубину металла. Глубина проникновения атомов газа в металл регулируется временем выдержки нагретого изделия в рабочей среде. Нитроцементация существенно изменяет характеристики тонкого наружного слоя металла, его твердость и износостойкость.

В связи с пониженной температурой и сравнительно небольшой продолжительностью процесса не происходит рост зерна, поэтому детали после нитроцементации подстуживают до 850–

880 °С и закачивают в масле. Затем проводят низкий отпуск при температуре 160–170 °С. Окончательная структура стали после нитроцементации и термической обработки состоит: в поверхностном слое — из азотистого мартенсита; в сердцевине — из тростомартенсита или мартенсита. Твердость поверхностного слоя 600–1000HV.

Глубина слоя зависит от температуры и продолжительности процесса и составляет обычно 0,25–2,5 мм. Нитроцементации подвергают зубчатые колеса из сталей 12Х2Н4АШ, 18Х2Н4МА и др. Чем меньше углерода в стали, тем толще должен быть нитроцементированный слой.

При оптимальных условиях насыщения структура нитроцементированного слоя должна состоять из мартенсита, небольшого количества карбонитридов и некоторого количества остаточного аустенита, структура сердцевины из троостосорбита, бейнита или малоуглеродистого мартенсита. В нитроцементированном слое нередко допускается повышенное количество остаточного аустенита [6].

По сравнению с цементацией нитроцементированный слой обладает более высоким сопротивлением износу, большей твердостью, лучше сопротивляется коррозии, повышает предел выносливости, поскольку в слое, как и при цементации и азотировании, наводятся остаточные напряжения [7–8].

С помощью нитроцементации обрабатывают детали, которые в процессе своей эксплуатации подвергаются значительным нагрузкам. Сюда, в частности, относятся валы и шестерни, сердцевина которых должна отличаться не только достаточной прочностью, но и достаточной вязкостью. Формирования именно таких характеристик и добиваются при нитроцементации [9].

Среди достоинств нитроцементации можно отметить высокую технологичность процесса, простоту и удобство регулировки параметров. Подбирая температурный режим, состав газовой смеси и, в особенности, времени обработки, можно легко регулировать толщину насыщаемого слоя в зависимости от предъявляемых требований. Низкая температура обработки снижает риск деформации изделия и упрощает дальнейшую закалку, поскольку необходимо лишь минимальное время для снижения температуры заготовки. Таким образом уменьшается время технологического цикла производства продукции. Обработанные изделия имеют высокое качество поверхности и отличные физико-механические свойства. У низколегированных сталей после обработки наблюдается повышение коррозионной стойкости [10].

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Цель работы — оценка степени влияния по-

вторного цикла нитроцементации зубчатого колеса из стали 14ХНСН2МА вертолетной трансмиссии на склонность к трещинообразованию. Необходимо:

- оценить качество фасок на зубчатом колесе после одного цикла нитроцементации;
- определить микроструктуру после одного цикла и после повторного цикла нитроцементации;
- определить твердость нитроцементированного слоя исследуемого зубчатого колеса после одного цикла и после повторного цикла нитроцементации;
- определить твердость сердцевины исследуемого зубчатого колеса после одного цикла и после повторного цикла нитроцементации;
- определить микротвердость и эффективную глубину нитроцементированного слоя;
- определить наличие растягивающих напряжений исследуемого зубчатого колеса.

3 ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

В качестве объекта исследования процесса нитроцементации, принято новое, окончательно изготовленное зубчатое колесо главного вертолетного редуктора из стали 14ХНСН2МА после одного цикла нитроцементации (рис. 1).

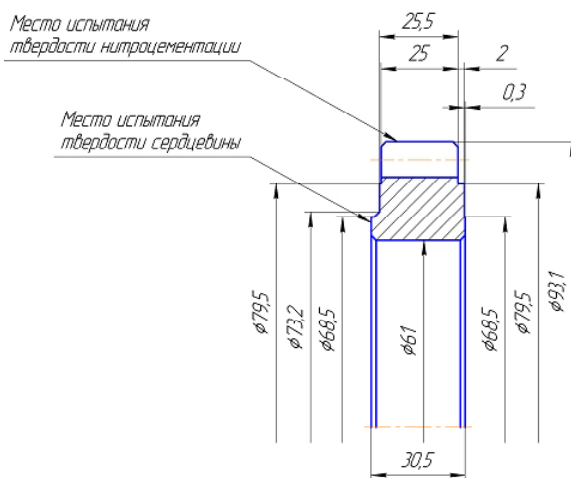


Рисунок 1. Объект исследования — колесо зубчатое из стали 14ХНСН2МА

4 РЕЖИМЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Химико-термическая обработка (нитроцементация) проведена по следующим режимам:

- нитроцементация 850 ± 10 °C — 9 ч (электрическая печь Ц-60);
- отжиг 630 ± 20 °C — 7 ч (электрическая шахтная печь для отжига СШЗ Ц-105);
- закалка 850 ± 10 °C — 1 ч (электрическая печь СНЗ6,5.13.4/10);
- обработка холодом -60 °C — 1 ч. (холодильная установка УТИ-1150-Х-2/-80);

- отпуск 210 ± 10 °C — 3 ч (электрическая печь для отпуска Unitherm UHAF 70/65/110).

Микроструктура образцов исследовалась на оптическом металлографическом микроскопе «Axio Observer. Dlm» (фирма «Karl Zeiss», Германия), оснащенного камерой ARTCAM-300MI (3M pixels progressive USB2/0 COLOR CMOS CAMERA); съемка выполнена в отраженном свете по методам светлого поля.

В ходе исследования проводилось:

- оценка качества фасок на зубчатом колесе из стали 14ХНСН2МА после одного цикла нитроцементации;
- сравнительная оценка микроструктуры, твердости и эффективной глубины нитроцементированного слоя на двух образцах, вырезанных из данного зубчатого колеса: образец усл. № 1 — в исходном состоянии (после одного цикла нитроцементации), образец усл. № 2 — после полного цикла повторной нитроцементации на глубину 0,3...0,4 мм.
- выявление объемных растягивающих напряжений методом горячего травления в концентрированной (50%) соляной кислоте на двух образцах: усл. № 1 (после одного цикла нитроцементации) и усл. № 2 (после повторной нитроцементации).

5 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

5.1 Оценка качества фасок на зубчатом колесе после одного цикла нитроцементации

При осмотре зубчатого колеса после одного цикла нитроцементации под бинокулярным микроскопом установлено, что кромки фасок по контуру впадин и профилей зубьев скруглены и заполированы (рис. 2).



Рисунок 2. Кромка фаски исследуемого зубчатого колеса из стали 14ХНСН2МА под бинокулярным микроскопом

5.2 Микроструктура

Микроструктурный анализ показал, что структура нитроцементированного слоя, как на образце № 1 (после одного цикла нитроцементации), так и на образце № 2 (после повторного цикла нитроцементации), аналогична, представляет

собой мартенсит и дисперсные карбонитриды, удовлетворительная для нитроцементированной стали 14XHCN2MA в нормально термообработанном состоянии (рис. 3, 4). Крупные избыточные карбонитриды, а также микротрещины в поверхностном слое не обнаружены. Микроструктура сердечника — малоуглеродистый мартенсит.

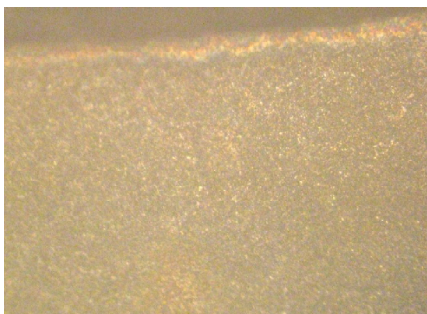


Рисунок 3. Образец № 1 (после одного цикла нитроцементации), $\times 400$

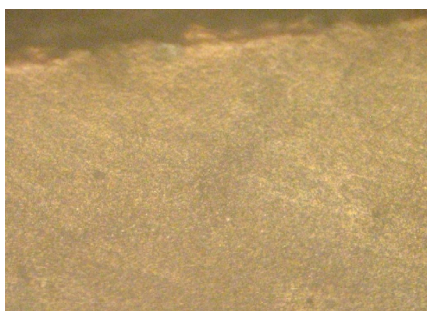


Рисунок 4. Образец № 2 (после повторного цикла нитроцементации), $\times 400$

Глубина нитроцементированного слоя, определенная под оптическим микроскопом при увеличении $\times 100$ и под бинокулярным микроскопом при увеличении $\times 16$, составляет:

- образец № 1 (после одного цикла нитроцементации) — 0,7 мм;
- образец № 2 (после повторного цикла нитроцементации) — 0,75 мм,

Следует отметить, что на образце-свидетеле без предварительной нитроцементации, обработанном совместно с образцом № 2, глубина слоя составила 0,35 мм, структура слоя удовлетворительная, что свидетельствует о нормально проведенной нитроцементации на слой 0,3...0,4 мм.

Таблица 1. Твердость нитроцементированного слоя и твердость сердцевины исследуемого зубчатого колеса

Наименование детали	Твердость нитроцементированного слоя, HRN15	Твердость сердцевины, HRA
Образец №1 (после одного цикла нитроцементации)	91,0	71
Образец №2 (после повторного цикла нитроцементации)	91,0	71
Нормы по чертежу для исследуемого зубчатого колеса	89...91,5	65...71

5.3 Твердость

Твердость нитроцементированного слоя, определенная на поверхности профилей зубьев образцов №1 (после одного цикла нитроцементации) и № 2 (после повторного цикла нитроцементации), и твердость сердцевины представлена в таблице 1.

5.4 Микротвердость и эффективная глубина нитроцементированного слоя

Результаты определения микротвердости по сечению нитроцементированного слоя со стороны профилей зубьев и со стороны впадин представлены в таблицах 2, 3. Эффективная глубина нитроцементированного слоя образцов зубчатого колеса, соответствующая 500HV, представлена в таблице 4.

Из полученных результатов оценки микроструктуры, твердости, микротвердости и эффективной глубины нитроцементированного слоя следует, что качество материала образца № 1 (после одного цикла нитроцементации) и образца № 2 (после повторного цикла нитроцементации) аналогичное.

5.5 Выявление растягивающих напряжений

Для выявления растягивающих напряжений фрагмент зубчатого колеса после одного цикла нитроцементации и фрагмент, прошедший повторную нитроцементацию, подвергались травлению в концентрированной (50%) соляной кислоте, нагретой до температуры $\sim 90^\circ\text{C}$.

В результате последующего осмотра под бинокулярным микроскопом образование поверхностных трещин на протравленных фрагментах не обнаружено, что свидетельствует об отсутствии растягивающих напряжений.

ВЫВОДЫ

Качество фасок на зубчатом колесе после нитроцементации удовлетворительное.

Качество материала зубчатого колеса после нитроцементации, а также после повторного полного цикла нитроцементации, аналогичное.

Трещины на зубчатых колесах после нитроцементации и после повторного цикла нитроцементации, методом горячего травления, не обнаружены. Таким образом, можно сделать вывод, что повторная нитроцементация не приводит к наведению растягивающих напряжений и не способствует образованию трещин.

Таблица 2. Результаты определения микротвердости по сечению нитроцементированного слоя со стороны профилей зубьев и со стороны впадин зубчатого колеса после одного цикла нитроцементации

	Расстояние от поверхности, мм								
	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
	Значения микротвердости, HV								
Со стороны профиля зуба	732,5	707,0	645,0	631,5	619,5	578,5	534,5	516,5	474,5
Со стороны впадины зуба	662,5	657,5	635,5	595,5	576,5	549,0	527,0	480,5	—

Таблица 3. Результаты определения микротвердости по сечению нитроцементированного слоя со стороны профилей зубьев и со стороны впадин зубчатого колеса после повторного цикла нитроцементации

	Расстояние от поверхности, мм								
	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
	Значения микротвердости, HV								
Со стороны профиля зуба	747,5	699,0	665,0	638,0	619,5	585,0	553,0	530,5	479,0
Со стороны впадины зуба	691,9	675,0	652,5	643,0	631,0	606,0	525,5	495	—

Таблица 4. Эффективная глубина нитроцементированного слоя, соответствующая 500HV

	Эффективная глубина нитроцементированного слоя, мм	
	Образец № 1 (после одного цикла нитроцементации)	Образец № 2 (после повторного цикла нитроцементации)
Со стороны профиля зуба	0,85	0,85
Со стороны впадины зуба	0,75	0,75

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Клепиков В. В. Технология обработки зубчатых колес: моногр. / В. В. Клепиков. – М. : ИНФРА-М, 2017. – 409 с.
2. Обработка зубчатых колес: учеб. пособие / сост. Пегашкин В. Ф.; Мин-во образования и науки РФ: ФГАОУ ВО «УрФУ им. Первого Президента России Б.Н. Ельцина», Нижнетагил. Технол. Ин-т (фил.). – Нижний Тагил: НТИ (филиал) УрФУ, 2016. – 132 с.
3. Елисеев Ю. С. Научные основы совершенствования технологии изготовления зубчатых колес ГТД / Елисеев Ю. С. // Двигатель. – 2001. – № 4 (16). – С. 10–13.
4. 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. : Высшая школа, 2001. – 493 с.
5. 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.
6. Нитроцементация стали [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://stankiexpert.ru/spravochnik/materialovedenie/nitrocementaciya.html>. – 07.12.2018 г.
7. Райцес В. Б. Химико-термическая обработка деталей / В. Б. Райцес, В. М. Литвин. – К. : Техника, 1980. – 152 с.
8. Кораблев А. И. Повышение несущей способности и долговечности зубчатых передач / А. И. Кораблев, Д. Н. Решетов. – М. : Машиностроение, 1968. – 288 с.
9. Нитроцементация стали : цель, виды, технология [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://pellete.ru/stal/nitrocementaciya-stali.html>. – 07.12.2018 г.
10. Степанова Т. Ю. Технология поверхностного упрочнения деталей машин: учебное пособие / Т. Ю. Степанова ; Иван. Гос. хим.-технол. ун-т. – Иваново, 2009. – 64 с.

Статья поступила в редакцию 20.02.2019

Кравцов В. В.

аспірант Національного університету «Запорізька політехніка»,
Запоріжжя, Україна, e-mail: ki70791@gmail.com

ВПЛИВ ПОВТОРНОГО ЦИКЛУ НІТРОЦЕМЕНТАЦІЇ ЗУБЧАТИХ КОЛІС ВЕРТОЛІТНОЇ ТРАНСМІСІЇ НА СХИЛЬНІСТЬ ДО УТВОРЕННЯ ТРІЩИН

Мета роботи. Оцінка ступеня впливу повторного циклу нітроцементзації зубчатого колеса із сталі 14XHCH2MA вертолітної трансмісії на схильність до утворення тріщин.

Методи дослідження. Мікроструктура зразків зубчатого колеса із сталі 14XHCH2MA вертолітної трансмісії досліджувалась на оптичному металографічному мікроскопі моделі «Axio Observer. Dlm» (фірма «Karl Zeiss», виробник Німеччина), оснащеному камерою ARTCAM-300MI (3M pixels progressive USB2/0 COLOR CMOS CAMERA); зйомка зразків виконана у відбитому світлі за методами світлого поля.

Отримані результати. В роботі, на основі результатів експериментальних досліджень, показано вплив повторного циклу нітроцементзації на мікроструктуру, твердість, мікротвердість та ефективну глибину нітроцементованого шару зубчатого колеса із сталі 14XHCH2MA вертолітної трансмісії.

Якість матеріалу зубчатого колеса після нітроцементзації, а також після повторного циклу нітроцементзації, є аналогічною.

Наукова новизна. В даній роботі експериментально встановлено вплив повторного циклу нітроцементзації зубчатого колеса із сталі 14XHCH2MA вертолітної трансмісії на схильність до утворення тріщин. Методом гарячого травлення тріщини напруг на зубчатому колесі після нітроцементзації і після повторного циклу нітроцементзації не виявлено. Результати визначення мікротвердості по перетину нітроцементованого шару зі сторони профілів і зі сторони впадин зубчатого колеса після одного і після повторного циклу нітроцементзації показали, що після повторного циклу нітроцементзації показники по перетину нітроцементованого шару вищі, ніж після одного циклу нітроцементзації.

Практична цінність. На основі отриманих результатів даного експерименту можливо розробити раціональний технологічний процес виготовлення зубчатих коліс із сталі 14XHCH2MA вертолітної трансмісії, який забезпечує високі експлуатаційні характеристики.

Мікроструктурний аналіз показав, що структура нітроцементованого шару, як на зразку №1 (після одного циклу нітроцементзації), так і на зразку №2 (після повторного циклу нітроцементзації), аналогічна, представляє собою мартенсит та дисперсні карбонітриди, задовільна для нітроцементованої сталі 14XHCH2MA в нормально термообробленому стані. Великих надлишкових карбонітридів, а також мікротріщин в поверхневому шарі не виявлено. Мікроструктура осердя – маловуглецевий мартенсит. Для виявлення розтягуючих напруг фрагмент зубчатого колеса після нітроцементзації та фрагмент, який пройшов повторний цикл нітроцементзації, піддавались травленню в концентрованій (50%) соляній кислоті, нагрітій до температури $\sim 90^\circ\text{C}$. В результаті наступного огляду під бінокулярним мікроскопом виникнення поверхневих тріщин на протравлених фрагментах не виявлено, що свідчить про відсутність розтягуючих напруг.

Ключові слова: вертолітна трансмісія; зубчате колесо; повторний цикл нітроцементзації; мікроструктурний аналіз; виявлення розтягуючих напруг; травлення у концентрованій соляній кислоті; глибина нітроцементованого шару; головний вертолітний редуктор; експериментальні дані.

Kravtsov V. V.

postgraduate student of National University «Zaporizka politeknika»,
Zaporozhye, Ukraine, e-mail: ki70791@gmail.com

INFLUENCE OF CARBONITRIDING RECYCLE OF HELICOPTER TRANSMISSION GEAR WHEEL ON THE INCLINATION TO THE CRACK FORMATION

Objective. Estimation of the influence degree of carbonitriding recycle of helicopter transmission gear wheel from 14XHCH2MA steel on the inclination to the crack formation.

Methods of research. Microstructure of helicopter transmission gear wheel models from 14XHCH2MA steel was investigated on the optical metallurgical microscope «Axio Observer. Dlm» (firm «Karl Zeiss», producer Germany), equipped by ARTCAM-300MI camera (3M pixels progressive USB 2/0 COLOR CMOS CAMERA); surveying of models was made in reflected light with the help of light background.

Received results. In the work, on the basis of experimental research results, influence of carbonitriding recycle on the microstructure, hardness, microhardness and effective depth of carbonitrided layer of helicopter

transmission gear wheel from 14XHCH2MA steel was shown.

Material quality of gear wheel is similar after carbonitriding as well as after carbonitriding recycle.

Scientific novelty. It was experimentally established the influence carbonitriding recycle of helicopter transmission gear wheel from 14XHCH2MA steel on the inclination to the crack formation. When using the thermal etching method, stress cracks were not detected after carbonitriding and after carbonitriding recycle.

The results of determining microhardness over the cross section of carbonitrided layer from the side of the tooth profiles and from the side of the gear wheel cavities after the first cycle and after the carbonitriding recycle showed that performances over the cross section of carbonitrided layer after carbonitriding recycle are higher than after one cycle of carbonitriding.

Practical value. On the basis of the received results of this experiment it is possible to develop the rational manufacturing process of helicopter transmission gear wheel production from 14XHCH2MA steel, provided high operational characteristics.

Microstructural analysis showed, that structure of carbonitrided layer both on the sample No.1 (after one cycle of carbonitriding) and on the sample No.2 (after carbonitriding recycle) is similar. The structure consists of martensite and dispersed carbonitrides. The structure is satisfactory for carbonitrided 14XHCH2MA steel in normal heat-treated condition. Large excess carbonitrides as well as microcracks were not detected in the surface layer. The microstructure of the core is low-carbon martensite. To reveal tensile stresses, fragment of the gear wheel after one cycle of carbonitriding and the fragment, that underwent carbonitriding recycle, were etched in concentrated (50%) hydrochloric acid, that was heated to 90°C. As a result of subsequent inspection under binocular microscope, the formation of surface cracks on the etched fragments was not detected that indicated the absence of tensile stresses.

Key words: helicopter transmission, gear wheel, carbonitriding recycle, microstructural analysis, to reveal tensile stresses, etching in concentrated hydrochloric acid, depth of the carbonitriding layer, main helicopter gear box, experimental data.

REFERENCES

1. Klepikov V. V. (2017) Tehnologija obrabotki zubchatyh koles: monogr. M. : INFRA-M, 409.
2. Obrabotka zubchatyh koles: ucheb. posobie / sost. Pegashkin V.F.; Min-vo obrazovaniya i nauki RF: FGAOU VO «UrFU im. Pervogo Prezidenta Rossii B.N. El'cina», Nizhnetagil. Tehnol. In-t (fil.). Nizhnij Tagil: NTI (filial) UrFU, 2016, 132.
3. Eliseev Ju.S. (2001) Nauchnye osnovy sovershenstvovaniya tehnologii izgotovleniya zubchatyh koles GTD. *Dvigatel'*, 4 (16), 10–13.
4. Ju.S. Eliseev, V.V. Krymov, I.P. Nezhurin i dr. (2001) Proizvodstvo zubchatyh koles gazoturbinnih dvigatelej : Proizv.-prakt. izdanie ; pod red. Ju.S. Eliseeva. M. : Vyssh. shk., 493.
5. N.N. Sirotin, E.Ju. Marchukov, A.S. Novikov, A.G. Pajkin i dr. (2011) Osnovy konstruirovaniya, proizvodstva i jekspluatacii aviacionnyh gazoturbinnih dvigatelej i jenergeticheskikh ustanovok v sisteme CALS tehnologij, 2-e izd. M. : Nauka, 431.
6. Nitrocementacija stali [Elektronnyj resurs]. Rezhim dostupa: <http://stankiexpert.ru/spravochnik/materialovedenie/nitrocementaciya.html>. — 07.12.2018 g.
7. V.B. Rajces, V.M. Litvin (1980) Himiko-termicheskaja obrabotka detalej. K. : Tehnika, 152.
8. Korablev A. I., D. N. Reshetov (1968) Povyshenie nesushhej sposobnosti i dolgovechnosti zubchatyh peredach. M. : Mashinostroenie, 288.
9. Nitrocementacija stali: cel', vidy, tehnologija [Elektronnyj resurs]. Rezhim dostupa: <http://pellete.ru/stal/nitrocementaciya-stali.html>. — 07.12.2018 g.
10. Stepanova T.Ju. (2009) Tehnologija poverhnostnogo uprochnenija detalej mashin: uchebnoe posobie, Ivan. Gos. him.-tehnol. un-t. Ivanovo, 64.

Павленко Д. В.

канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры технологии авиационных двигателей Национального университета «Запорожская политехника», ведущий инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: dvp1977dvp@gmail.com

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЗОНЫ РЕЗАНИЯ СПЛАВА VT8 В РАЗЛИЧНЫХ СТРУКТУРНЫХ СОСТОЯНИЯХ

Цель работы. Установить закономерности влияния режимных параметров резания на тепловое состояние зоны резания заготовок из титанового сплава VT8 в различных структурных состояниях.

Методы исследования. Метод конечных элементов, планирования эксперимента, дисперсионный, корреляционный и регрессионный методы анализа.

Полученные результаты. С использованием разработанной конечно-элементной модели резания заготовок из титановых сплавов в специализированном инженерном программном комплексе DEFORM, выполнено моделирование теплового состояния зоны резания заготовок из титанового сплава VT8 в крупнокристаллическом и субмикрокристаллическом состояниях. Установлены зависимости температуры в зоне резания обрабатываемой заготовки от скорости и глубины резания с учетом изменения физических, механических и теплофизических характеристик сплава. Установлены закономерности распределения температуры в поверхностном слое обрабатываемой заготовки вблизи зоны резания. Показано, что для титанового сплава VT8 в субмикрокристаллическом состоянии максимальная температура в зоне резания в среднем на 40...70 °C выше в сравнении с аналогичными режимами резания сплава в крупнокристаллическом состоянии. С увеличением скорости и глубины резания различия между температурами уменьшаются. Полученные результаты могут быть использованы при определении рациональных параметров обработки деталей резанием из титанового сплава VT8 с субмикрокристаллической структурой по критерию обеспечения сохранения структурного состояния поверхностного слоя.

Научная новизна. Установлены закономерности изменения теплового состояния зоны резания титанового сплава VT8 в различных кристаллических состояниях с учетом температурной зависимости их физических, механических и теплофизических характеристик.

Практическая ценность. Установленные зависимости могут быть использованы для прогнозирования роста зерен в поверхностном слое деталей из титанового сплава VT8 в крупнокристаллическом и субмикрокристаллическом состояниях, что позволит, с учетом особенностей рекристаллизации зерен в зависимости от структурного состояния, назначить рациональные режимы резания.

Ключевые слова: титановый сплав; крупнокристаллическое состояние; интенсивная пластическая деформация; субмикрокристаллическое состояние; планирование эксперимента; моделирование; метод конечных элементов; скорость резания; глубина резания; поверхностный слой; температура.

1 ВВЕДЕНИЕ

Одним из направлений развития технологий получения полуфабрикатов сложнoleгированных титановых сплавов является порошковая металлургия в сочетании с методами обработки давлением. Результаты исследований показывают, что интеграция методов порошковой металлургии и интенсивной пластической деформации (ИПД), является эффективным мероприятием получения деформированных титановых сплавов с высоким уровнем свойств. Основным эффектом при этом достигается за счет устранения пористости, гомогенизации химического состава сплава и формирования в нем субмикрокристаллической (СМК) структуры [1].

В отличие от традиционных методов порошковой металлургии, деформированные полуфабрикаты в СМК состоянии, получаемые с использованием методов ИПД, требуют дальнейшей термической обработки, обработки давлением и резанием. Также, окончательно формообразованные из них поверхности деталей газотурбинных двигателей (ГТД), например аэродинамические поверхности пера лопаток компрессора – спинка и корыто, на заключительном этапе технологического процесса подвергаются упрочняющей обработке [2]. Залогом сохранения высокого уровня свойств является сохранение СМК структуры на всех этапах технологического процесса прежде всего в тонком поверхностном слое детали.

Основными факторами, способствующими

протеканию процессов рекристаллизации и, как следствие, росту зерен в поверхностном слое в процессе механической обработки, являются воздействие температуры и деформация. В исследованиях, посвящённых решению задачи сохранения СМК структуры, показано, что температура резания является важнейшей характеристикой процесса механической обработки. Высокая температура в зоне резания может приводить к росту размера зерна, и, как следствие, снижению физических и механических свойств материала, сформированных в результате ИПД [3]. Действие силового фактора на всех этапах технологического процесса также может приводить к перенаклепу поверхностного слоя и его разрушению.

Таким образом, успешное внедрение новых технологий получения полуфабрикатов титановых сплавов с высоким уровнем механических свойств невозможно без оценки воздействия на обрабатываемую резанием поверхность теплового и силового факторов на чистовых этапах технологического процесса.

Учитывая, что процесс механической обработки может сопровождается высокими температурами в зоне резания, а обработка лезвийным инструментом является основным методом чистового формообразования поверхностей лопаток ГТД, определяющих их несущую способность, выбор рациональных режимов резания сплавов в СМК состоянии, основанный на оценке теплового состояния зоны резания, является актуальной задачей.

2 АНАЛИЗ ПУБЛИКАЦИЙ В ОБЛАСТИ РЕЗАНИЯ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ В РАЗЛИЧНЫХ СТРУКТУРНЫХ СОСТОЯНИЯХ

Анализ современного состояния вопроса получения изделий сложной формы из объемных наноматериалов, приведенный в работе [4], показывает, что, учитывая структурную нестабильность сплавов с СМК структурой, наиболее приемлемым к условиям серийного типа производства является формообразование резанием. В свою очередь определение рациональных режимов резания является важным этапом проектирования технологических процессов формообразования сложнопрофильных деталей машин и ГТД в частности. В связи с этим в литературе имеется достаточно большое количество публикаций, связанных с поиском оптимальных режимов и условий резания материалов такого типа. Их авторы, поиск диапазона рациональных режимов резания, связывают с изменениями, происходящими в тонком поверхностном слое под действием силового и теплового факторов [5, 7, 8].

В работе [3] показано, что при обработке металлов резанием возникают источники теплоты как результат превращения механической энер-

гии в тепловую. Распространение теплоты этих источников в обрабатываемом материале, инструменте, стружке и окружающей среде представляет собой сложный физический процесс. Физические явления в процессе резания тесно связаны между собой. Возникая как результат деформации и трения, теплота и температура резания, в свою очередь, оказывают влияние на ход процесса деформации обрабатываемого материала и трения на контактных поверхностях инструмента. В ряде работ отмечается, что температура резания занимает важное место среди других факторов, определяющих шероховатость обработанной поверхности, структурные изменения и физикомеханические свойства в поверхностном слое, а также величину и характер залегания поверхностных остаточных напряжений [9].

Несмотря на то, что в настоящее время вопросы теплового состояния зоны резания большинства конструкционных материалов достаточно хорошо изучены, обработка резанием титана и его сплавов в СМК состоянии остается малоисследованной. Известно, что титан значительно уступает по теплопроводности большинству конструкционных материалов. Кроме того, малое отношение относительного удлинения к пределу прочности и приближение предела текучести к пределу прочности свидетельствует о его низкой пластичности. Отмеченные отличия теплофизических и механических свойств титана и сложнолегированных сплавов на его основе являются характерными особенностями этих металлов, влияющими на их обрабатываемость резанием [3, 10]. Изменение комплекса свойств титановых сплавов при формировании в них СМК структуры приводит к возникновению дополнительных, малоизученных в настоящее время, явлений.

Высокая температура при обработке титана обусловлена не только его низкой теплопроводностью, но и особенностями процесса резания. Так, известно, что обработка титановых сплавов сопряжена с незначительной площадью контакта стружки с передней поверхностью инструмента и малой усадкой стружки. В то время как первый фактор приводит к концентрации теплоты на площадках ограниченных размеров, второй — к высокой скорости скольжения стружки по передней поверхности инструмента. Оба фактора способствуют увеличению температуры резания [11].

Исследованию температур и сил при различных условиях резания посвящено большое количество как отечественных, так и зарубежных работ. Имеются достаточно много как экспериментальных исследований теплового состояния зоны резания при различных видах лезвийных обработок титановых сплавов так и исследований, направленных на моделирование процесса резания [12–14].

В последние годы получило развитие направление использования имитационного моделирования для установления основных закономерностей резания. Так, разработаны и успешно применяются программные продукты для моделирования обработки резанием широкого круга материалов методом конечных элементов, такие как ANSYS, DEFORM, ABAQUS, ADVANTAGE, DEFORM machining (cutting) и другие. Имитационное моделирование процесса резания в программном пакете DEFORM в последнее время получило широкое распространение в связи с удачным сочетанием в нем пользовательского интерфейса, высокой надёжности заложенных математических моделей, позволяющих получать адекватные натурным экспериментам результаты [14].

Так, в работах Ступницкого В. В. [13, 14] изучались проблемы создания конечно-элементных моделей, симулирующие рабочие процессы при механической обработке материалов различных классов. Показано, что существующие в системе DEFORM 2D реологические модели резания позволяют адекватно моделировать напряженно-деформированное и тепловое состояние в зоне резания. Установленные в работе [14] закономерности изменения температуры в зоне резания Стали 45 от скорости резания указывают на то, что она может варьироваться в диапазоне 750...1000 °С при изменении скорости резания от 100 до 300 м/мин. Также показано, что изменение глубины резания в диапазоне 0,1...1,3 мм приводит к изменению температуры в зоне резания от 700 до 860 °С, а коэффициента трения в диапазоне 0,2...0,7 к изменению температуры в диапазоне 630...930 °С. В работе [15], на основании результатов исследований теплонапряженности фрезерования сплава ВТ14 методом «естественной термопары» показано, что в процессе обработки резанием возникают контактные температуры, достигающие 700 °С. Наибольшее влияние на нее оказывает скорость резания, меньше влияют глубина фрезерования и подача, при встречном фрезеровании контактные температуры на 10...15% выше, чем при попутном.

Актуальным и дискуссионным на сегодняшний день остается вопрос об эффективности и достоверности имитационного моделирования для решения задач оптимизации условий обработки резанием. Так, в работе [12] показано, что применение двумерной модели резания в системе LS-DYNA, учитывающей большие искажения материала, позволяет адекватно оценивать силу резания при механической обработке. Интерес предлагаемого подхода заключается в том, что он позволяет отказаться от трудоемких натурных экспериментов путем замены их численным моделированием. Эффективность применения числен-

ных методов для моделирования резания показано также в работах [16, 17, 18]. Однако авторы этих и ряда других аналогичных работ исследуют силы в процессе резания, в то время как тепловое состояние зоны резания в зависимости от режимов обработки остается исследованным недостаточно.

Наряду с влиянием режимов и условий резания, в этих и ряде других работ, изучено также влияние физических и механических свойств обрабатываемых материалов на примере моделирования сталей, жаропрочных и титановых сплавов. Показано, что при неизменных условиях резания температура в зоне резания материалов различных классов может отличаться в два и более раза. Можно предположить, что с учетом применения жидких СОТС, вызывающих быстрое охлаждение обработанной поверхности, такие температуры могут приводить к изменению свойств и структуры материала поверхностного слоя. Для титановых сплавов, в различных структурных состояниях, ситуация может усугубляться их плохой обрабатываемостью резанием и отводом тепла из зоны резания.

Несмотря на большое количество выполненных исследований в области моделирования резания различных материалов, в этих работах изучаются преимущественно стали конструкционного назначения, в то время как вопрос исследования титановых сплавов в различном структурном состоянии остается малоизученным. Общей особенностью этих, и ряда других исследований является отсутствие учета изменения физических свойств обрабатываемого материала в различных структурных состояниях на тепловое и напряженно-деформированное состояние обрабатываемой поверхности. Большинство из них направлены на анализ явлений, происходящих в зоне резания материалов с крупнокристаллической структурой.

Исследованию тепловых явлений в зоне резания и особенностей лезвийной обработки сплавов с нано- и субмикрокристаллической структурой посвящены работы Симоновой А. А. [3, 19]. В этих и ряде других работ автора показано, что средняя температура резания при обработке крупнокристаллического титана достигает 750...800 К. Также отмечается, что температура в зоне резания при обработке технически чистого титана с субмикрокристаллической структурой составляет 850...900 К, что на 15...20% выше, чем при обработке крупнокристаллического титана. Повышение температуры при обработке СМК титана объясняется увеличением его прочности и твердости, что ведет к возрастанию напряжения на условной плоскости сдвига, приводящего к увеличению работы деформирования и тепловыделения. Не-

достатком указанных работ является применение аналитического подхода к оценке теплового состояния зоны резания, а также исследование чистых металлов, которые не находят практического применения в ГТД. Также в этой, и ряде аналогичных работ, моделирование выполнялось без учета изменения теплофизических характеристик сплавов в различных структурных состояниях.

Однако, в работе [20], по результатам исследования термоэлектродвижущей силы титановых сплавов в различных состояниях, показаны результаты, противоречащие утверждению о повышении температуры резания. Авторы утверждают, что термоэлектродвижущая сила у титана в ультрамелкодисперсном состоянии меньше чем у крупнокристаллического, т.е. и температуры в зоне резания должны быть ниже.

Влиянию структуры на обрабатываемость резанием сложнолегированных, жаропрочных титановых сплавов, применяемых в авиадвигателестроении, посвящена работа [21]. Авторы температуру и силы резания в зоне резания исследуемого класса титановых сплавов связывают с изменением микроструктуры в результате легирования водородом, а также типом структуры и размером зерен. Однако, в работе исследованы сплавы с крупнокристаллической и мелкокристаллической структурой. Титановые сплавы с СМК структурой исследованы не были.

Таким образом, анализ публикаций в области резания титановых сплавов в различных структурном состоянии показал, что имеющиеся на сегодняшний день работы не позволяют сделать обобщенные выводы о влиянии структурного состояния и режимов резания титановых сплавов, широко применяемых в конструкции ГТД, на тепловое состояние зоны резания и поверхностного слоя обработанной поверхности.

Цель настоящего исследования — установить факторы и закономерности их влияния на тепловое состояние обработанной поверхности заготовок из титанового сплава ВТ8 в различных структурных состояниях. Для ее достижения были решены задачи, связанные с моделированием напряженно-деформированного состояния и тепловых явлений в зоне резания методом конечных элементов, планированием численных экспериментов, а также математической обработкой их результатов.

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ.

Исследования выполняли для сложнолегированного титанового сплава ВТ8 в крупнокристаллическом (КК) и в субмикрокристаллическом (СМК) состояниях. Исследовали сплав, субмикрокристаллическая структура в котором была

сформирована методом интенсивной пластической деформации. Данные о теплофизических и механических свойствах сплава в различных структурных состояниях получали по результатам натурных экспериментов. Использовали модели механических, физических и теплофизических свойств, зависящие от температуры, задаваемые в табличной форме. Механические свойства заготовки моделировали упругопластической моделью материала.

Планирование эксперимента и обработку его результатов, а также расчет коэффициентов парных корреляций, дисперсионный и регрессионный анализ выполняли в программном комплексе STATISTICA. Для построения плана численного эксперимента использовали модуль DOE.

Моделирование тепловых явлений в зоне резания, а также распределение температуры в поверхностном слое выполняли численным методом с использованием программного комплекса DEFORM machining (cutting). Исследование выполняли на двумерной модели для установившегося участка прямоугольного свободного резания (рис. 1а) при котором режущий клин (2) срезает с заготовки (1) слой постоянной толщины t . Приняты допущения об абсолютно жесткой системе СПИД. Расчет выполняли с учетом теплофизических свойств материала режущего инструмента из карбида вольфрама ВК 8, применяемого для обработки титановых сплавов. Инструмент моделировали абсолютно твердым телом. Износ режущего инструмента в процессе обработки не учитывали. Для моделирования стружкообразования использовали модель «эрозии конечных элементов». Использовали модель разрушения Джонсона-Кука.

Граничные условия были реализованы жестким закреплением инструмента (2) и ограничением перемещения заготовки (1). Перемещение задавали заготовке (1) в направлении инструмента (2) с постоянной скоростью. Для создания конечно-элементной модели использовали двумерный четырех-узловой конечный элемент второго порядка. В области контакта заготовки и инструмента (3, 4) выполняли динамическое сгущение сетки в процессе моделирования (рис. 1в), что позволило обеспечить оптимальное количество конечных элементов в зоне резания на всех этапах моделирования.

Учитывая, что в процессе механической обработки заготовок резанию подвергаются как поверхности хвостовика, так и пера лопаток компрессора ГТД (рис. 2а), сечение заготовки соответствовало минимальному из них — максимальной толщине хорды пера (рис. 2б). Это позволило учесть влияние малой толщины пера на температуру обработанной поверхности.

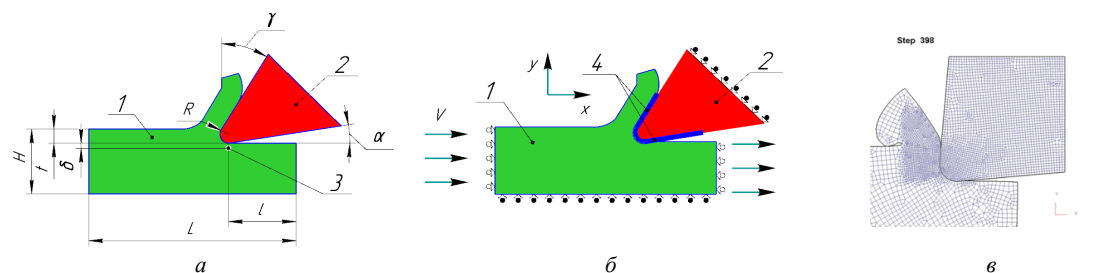


Рисунок 1. Схема моделирования (а), задания граничных условий (б) и конечно-элементная модель (в) зоны резания: 1 – обрабатываемая заготовка, 2 – режущий клин, 3 – область исследования температуры обработанной поверхности заготовки 4 – зона контакта «инструмент-заготовка»

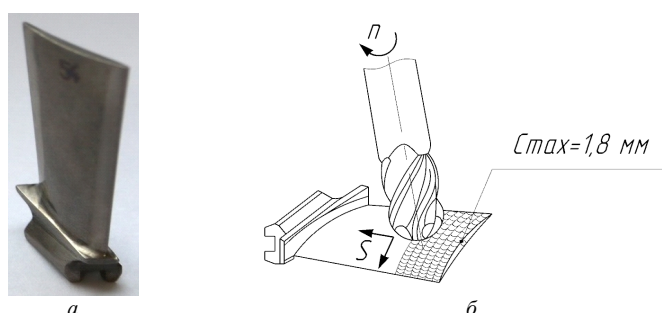


Рисунок 2. Общий вид лопатки компрессора высокого давления ГТД (а) и схема фрезерования пера (б)

Параметры геометрии заготовки при моделировании чистовой обработки пера лопатки компрессора составляли: $H = 2$ мм, $L = 3$ мм, $l = 1,5$ мм, $\delta = 0,1$ мм, что позволило исследовать температуру обработанной поверхности в непосредственной близости от зоны пластической деформации заготовки в процессе движения режущего клина на установившемся этапе резания с учетом особенностей распространения тепла в тонком пере лопатки компрессора ГТД.

Алгоритм распределения тепловых потоков в зоне резания, реализованный при моделировании обработки (рис. 3), позволил выполнять оценку теплового баланса с учетом тепловых потоков от основных источников тепла:

$$Q_{\Sigma} = q_1 + q_2 + q_3 + q_4, \quad (1)$$

где q_1 – тепловой поток от внутреннего трения в области пластической деформации металла; q_2 – тепловой поток от трения стружки о переднюю поверхность инструмента; q_3 – тепловой поток от трения обработанной поверхности заготовки о заднюю поверхность инструмента; q_4 – тепловой поток от деформируемой стружки.

Адекватность моделирования теплового состояния оценивали путем сравнения результатов с результатами аналитического расчета и экспериментальными данными. Для оценки теплового состояния использовали метод источников [22]. Также результаты моделирования для сплава ВТ1-0 сравнивали с результатами, полученными в работе.

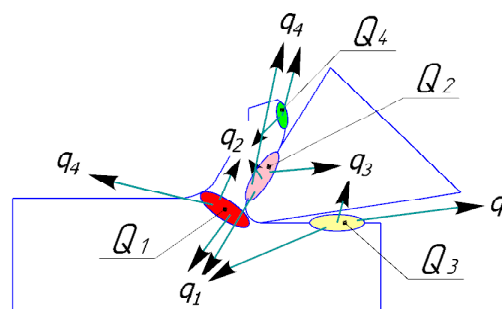


Рисунок 3. Схема расположения источников тепла и тепловых потоков в зоне резания

4 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ АНАЛИЗ

Исходными данными для моделирования теплового состояния зоны резания при оценке адекватности определения температуры являлись: материал титан ВТ1-0, предел прочности 650 МПа, условный предел текучести 380 МПа, модуль нормальной упругости 2,05 ГПа, коэффициент температуропроводности $0,049 \text{ см}^2/\text{с}$, коэффициент теплопроводности $0,0527 \text{ кал}/\text{см}\cdot\text{сек}\cdot\text{град}$, удельная теплоемкость $525 \text{ Дж}/\text{кг}\cdot\text{К}$, коэффициент термического расширения $10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$, плотность $4540 \text{ кг}/\text{м}^3$, толщина заготовки 5 мм, обработка на воздухе. Коэффициент черноты принимали равным 0,4, что соответствует обработке титановых сплавов. Режущий инструмент – режущий клин из сплава ВК8, коэффициент теплопроводности $0,13 \text{ кал}/\text{см}\cdot\text{с}\cdot\text{град}$, передний угол 7° , задний угол 1° , главный и вспомогательный углы

45°, радиус при вершине 0,1 мм, коэффициент трения 0,6, коэффициент теплообмена с окружающей средой 22 Вт/м²К. Режимы резания: скорость резания 50 м/мин, глубина резания 0,5 мм.

На основании аналитического расчета для указанных исходных данных установлено, что средняя температура на задней поверхности инструмента составляет 141 °С, на передней поверхности 215°С. На основании анализа температурного поля зоны резания и режущего клина, полученного путем моделирования процесса резания методом конечных элементов для тестовых условий, установлено, что средняя температура на задней поверхности инструмента находится в диапазоне 80...100 °С, на передней поверхности в диапазоне 170...190 °С. Таким образом среднее значение температур в зоне резания различается менее чем на 25...40° С, что составляет порядка 15...25 % от исследуемой величины. Учитывая, что при оценке температуры аналитическим методом принимается ряд допущений и не учитывается зависимость физических, механических, теплофизических характеристик материала от температуры, можно говорить об удовлетворительной адекватности результатов расчета, получаемых численным методом.

Известно, что на тепловое состояние обрабатываемой лезвийным инструментом поверхнос-

ти оказывает влияние большое количество разнообразных факторов. Основными из них являются режимы резания, свойства материала, геометрия инструмента и условия обработки. Учитывая комплексное влияние указанных факторов (табл.1) на тепловое состояние зоны резания, для оценки их значимости и построения моделей влияния каждого отдельного из них, использовали метод планирования эксперимента. В качестве функции отклика (зависимой переменной) использовали максимальную температуру в зоне резания.

Учитывая, что количество факторов (независимых переменных) которые могут влиять на тепловое состояние зоны резания достаточно большое, использовали сверх насыщенный план эксперимента при варьировании факторами на двух уровнях [23]. Для исследуемого сплава в двух структурных состояниях был реализован двухуровневый дробнофакторный эксперимент 2⁽⁵⁻¹⁾ (табл. 2). Применение данного плана эксперимента позволило для 5-ти независимых переменных сократить число опытов до 16-ти, выявить главные эффекты влияния и эффекты парного взаимодействия факторов. Учитывая, что реализация опытов выполнялась численным методом, их дублирование не производили.

Таблица 1. Факторы, влияющие на температурное состояние зоны резания

№ фактора	Название	Диапазон варьирования
1	Скорость резания, м/мин	20...200
2	Глубина резания, мм	0,1...0,5
3	Радиус вершины режущего клина, мм	0,05...0,1
4	Передний угол, град.	2...10
5	Задний угол, град.	0...5
6	Коэффициент трения,	0,6
7	Коэффициент теплообмена, Вт/м ² ·К	22

Таблица 2. План реализованного эксперимента 2⁽⁵⁻¹⁾

№ п/п	Скорость резания (v), м/мин	Глубина резания (t), мм	Радиус вершины (R), мм	Задний угол (α), град.	Передний угол (γ), град.	Температура в зоне резания (Tmax), °С
1	20 (-1)	0,1 (-1)	0,05 (-1)	5 (+1)	2 (-1)	Y ₁
2	200 (+1)	0,1 (-1)	0,05 (-1)	0 (-1)	2 (-1)	Y ₂
3	20 (-1)	0,5 (+1)	0,05 (-1)	0 (-1)	2 (-1)	Y ₃
4	200 (+1)	0,5 (+1)	0,05 (-1)	5 (+1)	2 (-1)	Y ₄
5	20 (-1)	0,1 (-1)	0,1 (+1)	0 (-1)	2 (-1)	Y ₅
6	200 (+1)	0,1 (-1)	0,1 (+1)	5 (+1)	2 (-1)	Y ₆
7	20 (-1)	0,5 (+1)	0,1 (+1)	5 (+1)	2(-1)	Y ₇
8	200 (+1)	0,5 (+1)	0,1 (+1)	0 (-1)	2 (-1)	Y ₈
9	20 (-1)	0,1 (-1)	0,05 (-1)	0 (-1)	10 (+1)	Y ₉
10	200 (+1)	0,1 (-1)	0,05 (-1)	5 (+1)	10 (+1)	Y ₁₀
11	20 (-1)	0,5 (+1)	0,05 (-1)	5 (+1)	10 (+1)	Y ₁₁
12	200 (+1)	0,5 (+1)	0,05 (-1)	0 (-1)	10 (+1)	Y ₁₂
13	20 (-1)	0,1 (-1)	0,1 (+1)	5(+1)	10 (+1)	Y ₁₃
14	200 (+1)	0,1 (-1)	0,1 (+1)	0 (-1)	10 (+1)	Y ₁₄
15	20 (-1)	0,5(+1)	0,1 (+1)	0 (-1)	10 (+1)	Y ₁₅
16	200 (+1)	0,5(+1)	0,1(+1)	5 (+1)	10 (+1)	Y ₁₆

Для функции отклика строили модель, учитывая главные, статистически значимые эффекты и эффекты их парного взаимодействия:

$$y = b_0 + \sum_{i \leq \infty} b_i x_i + \sum_{i < j \leq d} b_{ij} x_i x_j, \quad (2)$$

где i, j — номер независимой переменной.

Для построения моделей использовали факторы, вклад которых являлся статистически значимым. Адекватность модели оценивали по коэффициенту корреляции Пирсона. Также выполняли проверку гипотезы о случайном характере невязок между предсказанными и наблюдаемыми значениями путем построения гистограммы их распределения и сопоставления с кривой нормального распределения. Значимость коэффициента в уравнении регрессии оценивали для уровня доверительной вероятности 95%. Значения функции отклика определяли из полей распределения температуры в поверхностном слое (рис. 4).

Анализ коэффициентов парных корреляций между температурой в различных точках поверхностного слоя обработанной поверхности, близкой к зоне резания показал, что для исследованных сплавов (ВТ1-0 и ВТ8) в крупно и субмикрорекристаллическом состояниях характер распределения температуры идентичен. Коэффициент

корреляции между температурами в различных зонах составлял порядка $R = 0,99$, что свидетельствует о наличии тесной функциональной связи между максимальной температурой в зоне резания и температурами в поверхностном слое независимо от марки сплава и его кристаллического состояния.

Установлено (рис. 5а), что максимальная температура возникает вблизи вершины режущего клина и в стружке, контактирующей с его передней поверхностью. Анализ тепловых полей в поверхностном слое показывает, что действию максимальной температуры подвержено порядка 1% объема заготовки (рис. 5б, в). Уровню теплового воздействия $(0,6 \dots 0,4) T_{\max}$ подвержено порядка 90% объема заготовки. При этом максимальная температура распространяется в поверхностном слое, с учетом пластической деформации в зоне резания, на глубину до 15 мкм, температура на уровне $0,8 T_{\max}$ — на глубину до 60 мкм, $0,6 T_{\max}$ — на глубину до 185 мкм и $0,4 T_{\max}$ — на глубину до 300 мкм. Учитывая, что в процессе резания тепловому воздействию подвергаются последовательно весь поверхностный слой, установленная закономерность может быть использована для оценки величины и времени теплового воздействия на различной глубине поверхностного слоя обрабатываемой поверхности.

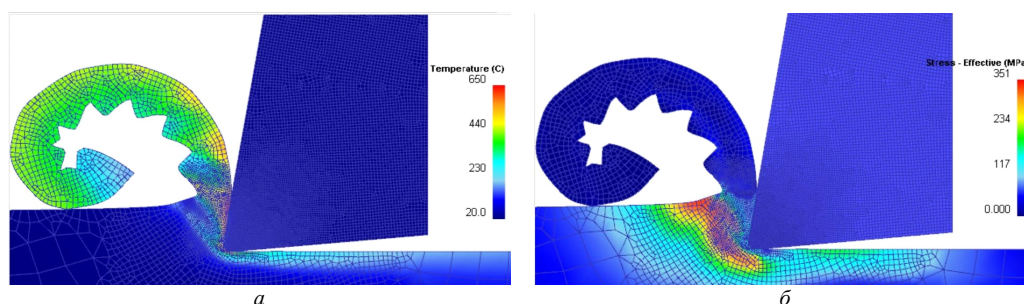


Рисунок 4. Поля распределения температуры (а) и касательных напряжений (б) в зоне резания (сплав ВТ1-0 в крупнокристаллическом состоянии, $v = 200$ м/мин; $t = 0,5$ мм; $R = 0,1$ мм; $\gamma = 10^\circ$ $\alpha = 5^\circ$)

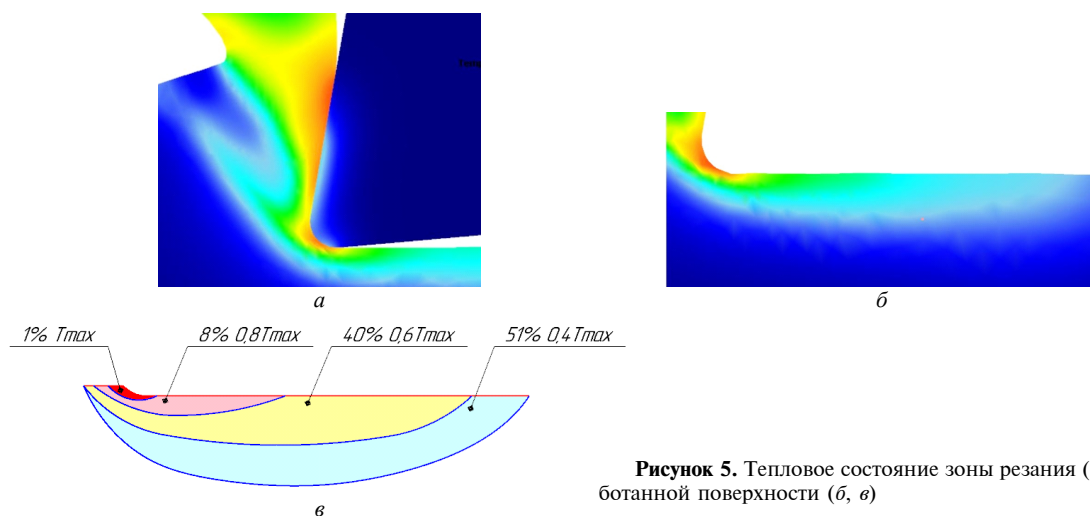


Рисунок 5. Тепловое состояние зоны резания (а), обработанной поверхности (б, в)

Учитывая, что все исследуемые независимые переменные могут оказывать как прямое влияние на тепловое состояние зоны резания, так и косвенное, посредством изменения напряженно-деформированного состояния, механизма схода стружки, трения и ряда других механизмов, проверяли гипотезу об их комплексном влиянии. Вклад главных эффектов и эффектов взаимодействия первого порядка (парные эффекты) изучали методом дисперсионного анализа (табл. 3).

Применение многофакторного дисперсионного анализа позволило исследовать значимость различий в средних значениях и оценить степень влияния каждого отдельного из факторов на максимальную температуру в зоне резания. Анализ расчетных значений дисперсий и их доли от общей дисперсии модели (табл. 3) указывает на то, что для исследуемых сплавов во всех исследованных структурных состояниях наибольшее влияние на температуру в зоне резания оказывает скорость и глубина резания и эффект их парно-

го взаимодействия. Для сплава в крупнокристаллическом состоянии статистически значимым является также эффект взаимодействия скорости резания и радиуса при вершине режущего клина. Результаты дисперсионного анализа указывают на отсутствие статистически значимого влияния на изучаемый параметр геометрических параметров режущего клина.

Незначительное влияние эффектов парного взаимодействия подтверждает правомерность использования линейных моделей. На адекватность полученных моделей указывают графики средних значений для эффектов парных взаимодействий (рис. 6), а также удовлетворительное соответствие невязок моделей закону нормального распределения.

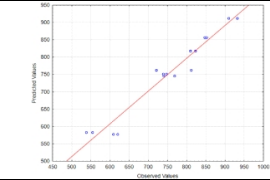
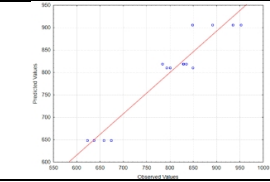
Применение регрессионного анализа позволило установить зависимости максимальной температуры в зоне резания от режимных параметров для сплава в двух структурных состояниях (табл. 4).

Таблица 3. Результаты дисперсионного анализа для моделей максимальной температуры в зоне резания сплава ВТ8 в различных структурных состояниях

Обрабатываемый материал /структурное состояние	Независимые переменные		Эффекты парного взаимодействия независимых переменных		Общая дисперсия модели
	v	t	$v \leftrightarrow t$	$v \leftrightarrow R$	
ВТ8 КК	120235	69038	5513	9950	212105
	56,7	32,5	2,6	4,7	100/96,5
ВТ8 СМК	71289	62500	5625	—	151152
	47,2	41,3	5,7		100/94,2

Примечание: в числителе указано значение дисперсии (суммы квадратов, SS), в знаменателе — процент от общей дисперсии модели. КК — крупнокристаллическое состояние; СМК — субмикроструктурное состояние материала.

Таблица 4. Значения статистически значимых коэффициентов в уравнении регрессии $T_{\max} = f(v, t, R)$ и их ошибки ($P = 95\%$)

Обрабатываемый материал	b_0	Независимые переменные		Эффекты парного взаимодействия независимых переменных		Зависимость расчетных значений $T_{\max}$ от наблюдаемых
		v	t	$v \leftrightarrow t$	$v \leftrightarrow R$	
ВТ8 КК	512,4	1,69	441,9	-1,03	-5,57	
	22,54	0,23	52,54	0,44	2,22	
ВТ8 СМК	586,3	1,05	427,1	-1,04	—	
	22,25	0,15	61,73	0,43		

Примечание: в числителе указано значение коэффициента, в знаменателе — стандартное отклонение.

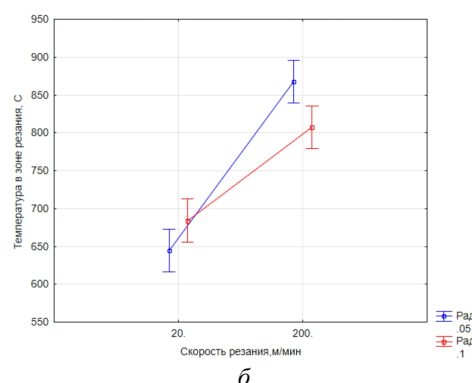
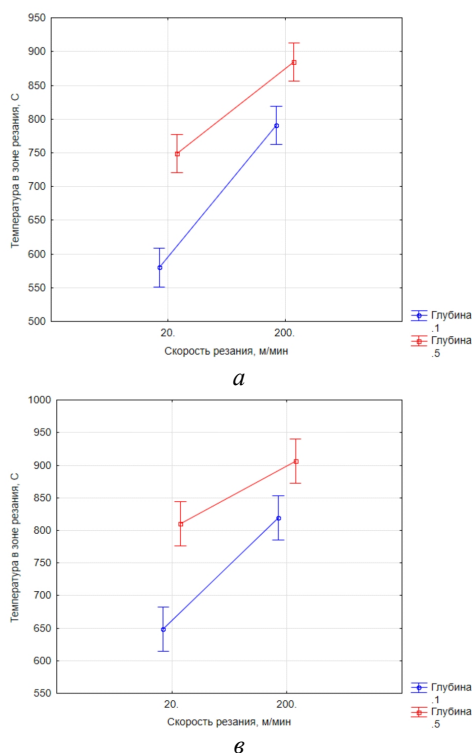


Рисунок 6. Графики средних значений для эффектов парных взаимодействий: *a* – эффект $v \leftrightarrow t$ (BT8кк); *б* – эффект $v \leftrightarrow R$ (BT8кк); *в* – эффект (BT8смк)

Таким образом, регрессионные уравнения для исследованных структурных состояний сплава BT8, адекватно описывающие температуру в зоне резания в исследованном диапазоне режимных параметров, имеют вид:

$$T_{BT8кк} = 512,4 + 1,69 \cdot v + 441,9 \cdot t - 1,03 \cdot v \cdot t - 5,57 \cdot v \cdot R, \text{ } ^\circ\text{C}, \quad (3)$$

$$T_{BT8смк} = 586,3 + 1,05 \cdot v + 427,1 \cdot t - 1,04 \cdot v \cdot t, \quad (4)$$

где v – скорость резания, м/мин; t – глубина резания, мм; R – радиус при вершине режущего клина, мм.

Анализ установленных закономерностей, связывающих температуру резания и режимные параметры показывает, что основная доля изменчивости температуры (89,2% для сплава BT8кк и 88,5% для сплава BT8смк) может быть объяснена влиянием скорости и глубины резания. Влияние радиуса при вершине режущего клина проявляется только для сплава BT8кк в сочетании с влиянием скорости резания (табл. 3). Вероятно, это связано с более высокой пластичностью сплава в крупнокристаллическом состоянии.

Анализ уравнений (3) и (4), а также поверхностей зависимостей максимальной температуры в зоне резания от глубины и скорости резания (рис. 7*а, б*) показал, что у сплава BT8 в СМК состоянии наблюдается закономерность повышения температуры в зоне резания в среднем на 40...70 °C (при $R = 0,1\text{ мм}$; $\gamma = 10^\circ$) в сравнении с аналогичными режимами резанием сплава

в крупнокристаллическом состоянии. С увеличением скорости и глубины резания различие между температурами в зоне резания для сплава в различных структурных состояниях уменьшается (рис. 7*в*).

Очевидно, что ввиду многообразия механизмов, оказывающих влияние на температуру резания в зависимости от структурного состояния сплава и комплекса его свойств, а также их комплексным влиянием, объяснить повышение температуры при резании сплава СМК состоянием изменения одного из них достаточно сложно. Так, формирование СМК структуры приводит к изменению характеристик прочности и пластичности, теплопроводности и теплоемкости материала, коэффициента термического расширения, вида стружки, коэффициента трения и т.д. Однако, наиболее вероятным и преобладающим механизмом является повышение прочности и твердости сплава в СМК состоянии, что ведет к возрастанию напряжения на условной плоскости сдвига, приводящего к увеличению работы деформирования и, как результат – тепловыделения.

4 ВЫВОДЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬНЕЙШИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Таким образом, моделирование теплового состояния зоны резания сплава BT8 в различных структурных состояниях позволило установить зависимости температур в зоне резания и ее распределения в поверхностном слое от режимных параметров резания.

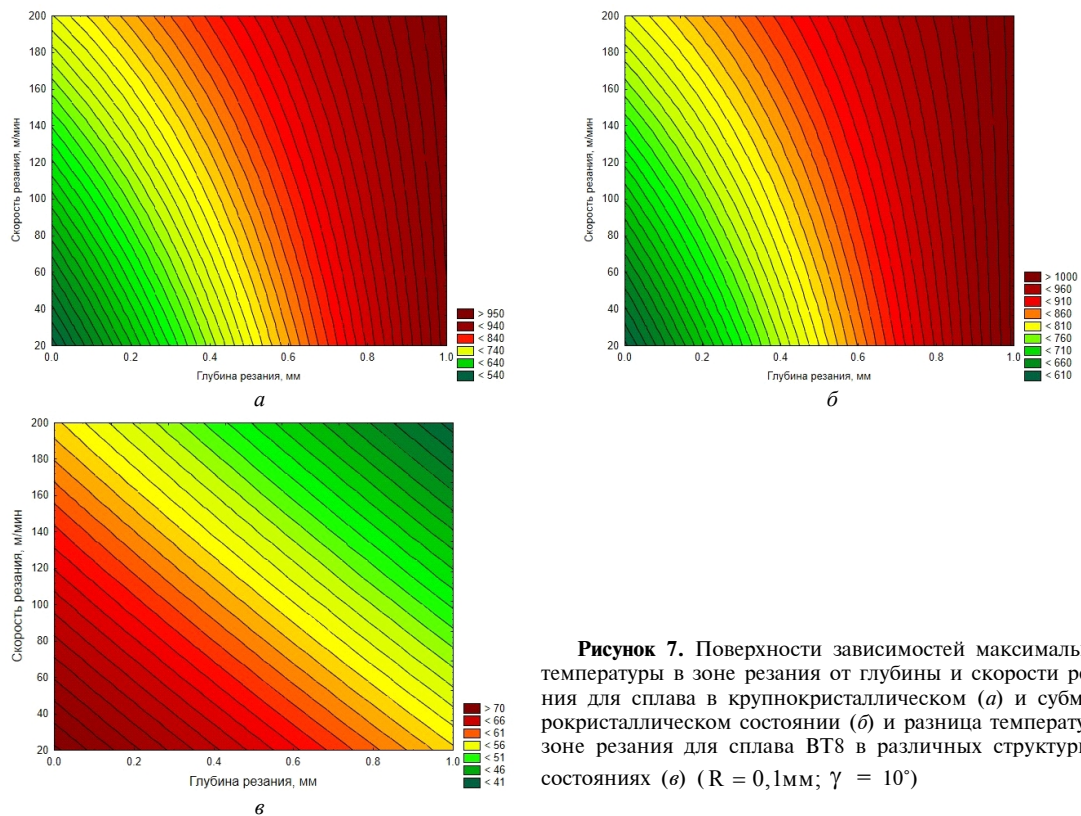


Рисунок 7. Поверхности зависимостей максимальной температуры в зоне резания от глубины и скорости резания для сплава в крупнокристаллическом (*a*) и субмикроструктурном состоянии (*b*) и разницы температур в зоне резания для сплава ВТ8 в различных структурных состояниях (*v*) ($R = 0,1 \text{ мм}$; $\gamma = 10^\circ$)

Установлено, что максимальное влияние на температуру резания оказывает скорость и глубина резания независимо от структурного состояния сплава. Для титанового сплава ВТ8 в субмикроструктурном состоянии максимальная температура в зоне резания в среднем на $40...70^\circ\text{C}$ выше в сравнении с аналогичными режимами резанием сплава в крупнокристаллическом состоянии. С увеличением скорости и глубины резания различие температур резания уменьшается. Установлено, что закономерности распределения температуры в поверхностном слое обрабатываемой поверхности для сплава в крупнокристаллическом и субмикроструктурном состоянии подобны.

Полученные результаты могут быть использованы для оптимизации режимных параметров чистовой лезвийной обработки деталей из сплава ВТ8 в субмикроструктурном состоянии по критерию сохранения структуры материала поверхностного слоя, обеспечивающей высокий уровень прочности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Эффективность винтовой экструзии как метода уплотнения порошковых материалов / Я. Е. Бейгельзимер, Д. В. Павленко, А. С. Сынов, А. А. Давиденко // Порошковая металлургия. — 2019. — № 1/2. — С. 10–18.
2. Технологическое обеспечение эксплуата-

- ционных характеристик деталей ГТД. Лопатки компрессора и вентилятора / В. А. Богуслаев, Ф. М. Муравченко, П. Д. Жеманюк и др. — Запорожье : ОАО «Мотор Сич», 2003. — 396 с.
3. Резание металлов с объемной нано- и субмикроструктурной структурой: монография / А. И. Грабченко, Дж. Каптай, А. А. Симонова и др. — Х. : Издательство «Точка», 2012. — 217 с.
4. Сивушкин А. С. Обзор существующих подходов к получению изделий сложной формы из объемных наноматериалов / А. С. Сивушкин, А. А. Кречетов // Вестник Кузбасского государственного технического университета. — 2013. — № 4. — С. 75–78.
5. Ласточкин Д. А. Совершенствование метода определения рациональных условий формообразования поверхностей на окончательных операциях механической обработки заготовок / Д. А. Ласточкин, Д. Л. Скуратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. — 2006. — №2 (10). — Ч. 1. — С. 197–202.
6. Ким В. А. Влияние пластической деформации при резании металлов на микроструктуру поверхностного слоя / В. А. Ким, Т. А. Отрякина // Ученые записки Комсомольского на Амуре государственного технического университета. — 2010. — № 11-1 (2). — С. 81–87.

7. Скотникова М. А. Структурные превращения в металлах при скоростном резании / М. А. Скотникова, Д. А. Касторский, Т. И. Строкина // Вопросы материаловедения. — 2002. — Вып. 1(29). — С. 199–215.
8. Shear melting and high temperature embrittlement: theory and application to machining titanium / C. Healy, S. Koch, C. Siemers and etc. // Phys Rev Lett. — 2015. — N 114(16). — P. 1–6.
9. Развитие науки о резании металлов / Ф. В. Бобров, Г. И. Грановский, Н. Н. Зорев и др. — М.: Машиностроение, 1967 — 415 с.
10. Богуслаев В. А. Изготовление заготовок деталей газотурбинных двигателей из титановых сплавов / В. А. Богуслаев, А. И. Долматов, И. С. Колтун и др. — г. Запорожье, изд. ОАО «Мотор Сич», 2000. — 290 с.
11. Жучков Н. С. Повышение эффективности обработки резанием заготовок из титановых сплавов / Н. С. Жучков, П. Д. Беспяхотный и др. — М.: Машиностроение, 1989. — 152 с.
12. Espinosa C. Modeling High Speed Machining with the SPH Method / C. Espinosa, J. L. Lacombe, J. Limido, et al. // 10th International LS-DYNA® Users Conference. — 2008. — P. 9–20.
13. Ступницький В. В. Використання автоматизованого програмного комплексу DEFORM для дослідження температурних та деформаційних параметрів під час різання металів / В. В. Ступницький, Б. Р. Магерус // Автоматизація виробничих процесів у машинобудуванні та приладобудуванні. — Львів, 2012. — № 246. — С. 145–152.
14. Stupnytskyi V. V. Thermodynamic pattern of the workpiece machining by the rheological imitation modelling in deform-3D system / V. V. Stupnytskyi // Вісник Національного університету «Львівська політехніка». Оптимізація виробничих процесів і технічний контроль у машинобудуванні та приладобудуванні — 2013. — № 772. — С. 102–114.
15. Жучков Н. С. Повышение эффективности обработки резанием заготовок из титановых сплавов / Н. С. Жучков, П. Д. Беспяхотный, А. Д. Чубаров и др. — М.: Машиностроение, 1989. — 152 с.
16. Chandrasekaran V. V. Finite Element Simulation of Orthogonal Metal Cutting using LS Dyna V. V. Chandrasekaran // A thesis submitted to the Graduate Faculty of Auburn University in partial fulfillment of the requirements for the Degree of Master of Science Auburn, Alabama August 06, 2011. — 104 p.
17. Tamizharasan T. Optimization of Cutting insert geometry using DEFORM-3D: Numerical Simulation and Experimental Validation / T. Tamizharasan, K. Senthil // International Journal of Simulation Modelling. — 2012. — № 11/2. — P. 65–76.
18. Криворучко Д. В. Моделирование процессов резания методом конечных элементов: методологические основы: монография / Д. В. Криворучко, В. А. Залого; под общ. ред. В. А. Залого. — Сумы: Университетская книга, 2012. — 496 с.
19. Surface grain coarsening and surface softening during machining of ultra-fine grained titanium / A. A. Symonova, O. N. Verezub, A. A. Sycheva and etc. // Journal of Mining and Metallurgy. — 2012. — № 48 (3)B. — P. 449–459.
20. Чертовских С. В. Обрабатываемость резанием ультрамелкозернистого титана BT1-0, полученного методом равноканального углового прессования / С. В. Чертовских // Вестник машиностроения. — 2007. — № 5. — С. 43–46.
21. Влияние структуры на обрабатываемость резанием титановых сплавов / Ю. Б. Егорова, А. А. Ильин, Б. А. Колачев и др. // Металловедение и термическая обработка металлов. — 2003. — № 4. — С. 16–21.
22. Резников А. Н. Тепловые процессы в технологических системах / А. Н. Резников, Л. А. Резников. — М.: Машиностроение, 1990. — 288 с.
23. Спиридонов А. А. Планирование эксперимента при исследовании технологических процессов / А. А. Спиридонов. — М.: Машиностроение, 1981. — 184 с.

Статья поступила в редакцию 21.05.2019

Павленко Д. В.

канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры технологии авиационных двигателей Национального университета «Запорожская политехника»,
провідний інженер ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна, e-mail:
dvp1977dvp@gmail.com

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОВОГО СТАНУ ЗОНИ РІЗАННЯ СПЛАВУ BT8 В РІЗНИХ СТРУКТУРНИХ СТАНАХ

Мета роботи. Встановити закономірності впливу режимних параметрів різання на тепловий стан зони різання заготовок з титанового сплаву BT8 в різних структурних станах.

Методи дослідження. Метод скінченних елементів, планування експерименту, дисперсійний, кореляційний і регресійний методи аналізу.

Отримані результати. З використанням розробленої скінчено-елементної моделі різання заготовок з титанових сплавів у спеціалізованому інженерному програмному комплексі DEFORM, виконане моделювання теплового стану зони різання заготовок з титанового сплаву BT8 у великокристалічному та субмікрокристалічному станах. Встановлені залежності температури в зоні різання заготовки, яку обробляють, від швидкості і глибини різання з урахуванням зміни фізичних, механічних і теплофізичних характеристик сплаву. Встановлені закономірності розподілу температури в поверхневому шарі заготовки поблизу зони різання. Показано, що для титанового сплаву BT8 у субмікрокристалічному стані максимальна температура в зоні різання в середньому на 40...70°C вище у порівнянні з аналогічними режимами різання сплаву у великокристалічному стані. Зі збільшенням швидкості та глибини різання відмінності між температурами зменшуються. Отримані результати можуть бути використані при визначенні раціональних параметрів обробки деталей різанням з титанового сплаву BT8 із субмікрокристалічною структурою за критерієм забезпечення збереження структурного стану поверхневого шару.

Наукова новизна. Встановлені закономірності зміни теплового стану зони різання титанового сплаву BT8 у різних кристалічних станах з урахуванням температурної залежності їх фізичних, механічних і теплофізичних характеристик.

Практична цінність. Встановлені залежності можуть бути використані для прогнозування росту зерен у поверхневому шарі деталей з титанового сплаву BT8 у великокристалічному та субмікрокристалічному станах, що дозволить, з урахуванням особливостей рекристалізації зерен, залежно від структурного стану, призначити раціональні режими різання.

Ключові слова: титановий сплав; великокристалічний стан; інтенсивна пластична деформація; субмікрокристалічний стан; планування експерименту; моделювання; метод скінченних елементів; швидкість різання; глибина різання; поверхневий шар; температура.

Pavlenko D. V.

Ph.D, Associate Professor, Professor of the Aircraft Engines Technologies Department of National University «Zaporizka politeknika», Lead Engineer of State enterprise "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: dpv1977dvp@mail.com

MODELING OF THE HEAT STATE OF THE CUTTING ZONE BT8 ALLOY AT THE DIFFERENT STRUCTURAL CONDITIONS

Purpose. The patterns of the influence of regime parameters on the thermal state of the cutting zone of blanks from titanium alloy BT8 in the various structural conditions must establish.

Methodology. The finite element method, experiment planning, dispersion, correlation and regression analysis methods.

Findings. The finite element model for cutting titanium alloy blanks in a specialized engineering software package DEFORM has developed. The simulation of the thermal state of the cutting zone of blanks from titanium alloy BT8 in the coarse-grained and sub-microcrystalline conditions has performed. The dependences of the temperature in the cutting zone of the processed blank on the speed and depth of cut, taking into account changes in the physical, mechanical and thermophysical characteristics of the alloy, have established. Patterns of temperature distribution in the surface layer of the workpiece in the vicinity of the cutting zone have established. It is shown that for the titanium alloy BT8 in the submicrocrystalline state, the maximum temperature in the cutting zone is on average 40 ... 70 ° C higher in comparison with similar regimes by cutting the alloy in the large-crystalline condition. It has been established that with increasing speed and depth of cut the differences between temperatures decrease. The results will use in determining rational processing parameters of parts by cutting made of titanium alloy BT8 with submicrocrystalline structure according to the criterion of ensuring the preservation of the structural condition of the surface layer.

Scientific novelty. The patterns of changes in the thermal state of the cutting zone of the titanium alloy of the BT8 in various crystal conditions with allowance for the temperature dependence of their physical, mechanical and thermal characteristics have established.

Practical value. The dependencies that have been established can be used to predict grain growth in the surface layer of parts made of titanium alloy BT8 in the crystalline and submicrocrystalline conditions. This will allow, taking into account the peculiarities of grain recrystallization depending on the structural state, to assign rational cutting conditions.

Key words. titanium alloy; crystalline condition; severe plastic deformation; submicrocrystalline condition; experiment planning; modeling; finite element method; cutting speed; depth of cut; surface layer; temperature.

REFERENCES

1. Beigelzimer Ya.E., Pavlenko D.V., Synkov A.S., Davidenko A.A. (2019) Effektivnost vintovoi ekstruzii kak metoda uplotneniya poroshkovykh materialov [Efficiency of the twist extrusion as a method of compaction of powder materials]. *Poroshkova metalurgiya Powder Metallurgy*, 1/2, 10–18. (in Russian)
2. Boguslaev V.A., Muravchenko F.M., Zhemanyuk P.D. (2003) Tekhnologicheskoe obespechenie ekspluatatsionnykh kharakteristik detalei GTD. Lopatki kompressora i ventilyatora [Technological support of operational characteristics of parts of the GTE. Compressor and fan blades]. Zaporizhzhia: OAO «Motor Sich» [in Russian]
3. Grabchenko A.I., Dzh. Kaptai, A.A. Simonova (2012) Rezanie metallov s obemnoi nano- i submikrokristallicheskoj strukturoj [Cutting of metals with bulk nano- and submicrocrystalline structure]. Kharkov: «Tochka». (in Russian)
4. Sivushkin A.S., Krechetov A.A. (2013) Obzor sushchestvuyushchikh podkhodov k polucheniyu izdelii slozhnoi formy iz obemnykh nanomaterialov [Review of existing approaches to the production of complex-shaped products from bulk nanomaterials]. Vestnik Kuzbasskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta/ Bulletin of the Kuzbass State Technical University, 4, 75–78. (in Russian)
5. Lastochkin D.A., Skuratov D.L. (2006) Sovershenstvovanie metoda opredeleniya ratsionalnykh uslovii formoobrazovaniya poverkhnostei na okonchatel'nykh operatsiyakh mekhanicheskoi obrabotki zagotovok [Improving the method of determining the rational conditions of forming surfaces on the final machining operations of the workpieces]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta " Bulletin of the Samara State Aerospace University, 2 (10), 197–202. (in Russian)
6. Kim V.A., Otryaskina T.A. (2010) Vliyanie plasticheskoi deformatsii pri rezanii metallov na mikrostrukturu poverkhnostnogo sloya [The effect of plastic deformation during metal cutting on the microstructure of the surface layer]. Uchenye zapiski Komsomolskogo na Amure gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Scientific notes of Komsomolsky on the Amur State Technical University. 11–1 (2), 81–87. (in Russian)
7. Skotnikova M.A., Kastorskii D.A., Strokina T.I. (2002) Strukturnye prevrashcheniya v metallakh pri skorostnom rezanii [Structural transformations in metals during high-speed cutting]. Voprosy materialovedeniya " Questions of materials science. 1(29), 199–215. (in Russian)
8. Healy C., Koch S., Siemers C., Mukherji D., Ackland G.J. (2015) Shear melting and high temperature embrittlement: theory and application to machining titanium. Phys Rev Lett, 114(16), 1–6. [in English].
9. Bobrov F.V. Granovskii G.I., Zorev N.N. (1967) Razvitee nauki o rezanii metallov [The development of the science of cutting metals]. Moscow : Mashinostroenie. (in Russian)
10. Boguslaev V.A., Dolmatov A.I., Koltun I.S. (2000) Izgotovlenie zagotovok detalei gazoturbinnnykh dvigatelei iz titanovykh splavov [Producing blanks of parts of gas turbine engines from titanium alloys]. Zaporizhzhia: OAO «Motor Sich». (in Russian)
11. Zhuchkov N.S., Bepakhotnyi P.D. (1989) Povyshenie effektivnosti obrabotki rezaniem zagotovok iz titanovykh splavov [Improving the efficiency of machining titanium alloy blanks]. Moscow : Mashinostroenie. (in Russian)
12. Espinosa C., Lacombe J.L., Limido J. (2008) Modeling High Speed Machining with the SPH Method. 10th International LS-DYNA® Users Conference. (in English)
13. Stupnits'kii V.V., Magerus B.R. (2012) Viktoristannya avtomatizovanogo programnogo kompleksu DEFORM dlya doslidzhennya temperaturnikh ta deformatsiynikh parametriv pid chas rizannya metaliv [Using the automated software system DEFORM to study temperature and deformation parameters during cutting of metals]. Avtomatizatsiya virobnichikh protsesiv u mashinobuduvanni ta priladobuduvanni, 246, 145–152. [in Ukrainian].
14. Stupnytskyy V. (2013) Thermodynamic pattern of the workpiece machining by the rheological imitation modelling in DEFORM-3d system. Visnyk Nacionalnogo universytetu "L'vivska politehnika". Optyimizacija vyrobnychyh procesiv i tekhichnyj kontrol u mashynobuduvanni ta pryladobuduvanni. 772, 102–114. (in English)
15. Zhuchkov N.S., Bepakhotnyi P.D. (1989) Povyshenie effektivnosti obrabotki rezaniem zagotovok iz titanovykh splavov [Improving

- the efficiency of machining titanium alloy blanks]. Moscow : Mashinostroenie. (in Russian)
16. Chandrasekaran V. V. (2011) Finite Element Simulation of Orthogonal Metal Cutting using LS Dyna. A thesis submitted to the Graduate Faculty of Auburn University in partial fulfillment of the requirements for the Degree of Master of Science Auburn, Alabama August 06, 104. (in English)
 17. Tamizharasan T., Senthil K. (2012) Optimization of Cutting insert geometry using DEFORM-3D: *Numerical Simulation and Experimental Validation. International Journal of Simulation Modelling*, 11/2, 65–76. (in English)
 18. Kryvoruchko D.V., Zaloga V.A. (2012) Modelirovanie protsessov rezaniya metodom konechnykh elementov: metodologicheskie osnovy [Modeling of cutting processes using finite element method: methodological foundations: monograph]. Sumy: Universitetskaya kniga. (in Russian)
 19. Symonova A.A., Verezub O.N., Sycheva A.A. and etc. (2012) Surface grain coarsening and surface softening during machining of ultra-fine grained titanium. *Journal of Mining and Metallurgy*, 48, (3)B, 449–459. (in English)
 20. Chertovskikh S.V. (2007) Obrabatyvaemost rezaniem ultramelkozernistogo titana VT1-0, poluchennogo metodom ravnokanal'nogo uglovogo pressovaniya [Machinability by cutting ultrafine-grained titanium VT1-0, obtained by the method of equal-channel angular pressing]. *Vestnik mashinostroeniya. Bulletin of engineering*, 5, 43–46. (in Russian)
 21. Egorova Yu. B., Il'in A. A., Kolachev B. A., Nosov V. K., Mamonov A. M. (2003) Vliyanie struktury na obrabatyvaemost' rezaniem titanovykh splavov [The influence of the structure on the machinability of titanium alloys]. *Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov. Metal science and heat treatment of metals*, 4, 16–21. (in Russian)
 22. Reznikov A.N., Reznikov L.A. (1990) Teplovye protsessy v tekhnologicheskikh sistemakh [Thermal processes in technological systems]. Moscow : Mashinostroenie. (in Russian)
 23. Spiridonov A.A. (1981) Planirovanie eksperimenta pri issledovanii tekhnologicheskikh protsessov [Planning an experiment in the study of technological processes]. Moscow : Mashinostroenie. (in Russian)

УДК 621.316.13

Гончар Н. В.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Технологии машиностроения» Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: gonchar@zntu.edu.ua

Тришин П. Р.

аспирант кафедры «Технологии машиностроения» Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: trishin87@gmail.com

КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА РАЗМЕРНЫЙ ИЗНОС ДИСКОВЫХ ЩЕТОЧНЫХ ПОЛИМЕРНО-АБРАЗИВНЫХ ИНСТРУМЕНТОВ

Цель работы. Исследование влияния параметров дисковой полимерно-абразивной щетки (ПАЩ), режимов обработки и физико-механических свойств обрабатываемого материала на длинноволосный износ волокон при полировании различных материалов.

Методы исследования. Для проведения исследований использовали авторский метод расчета способности обрабатываемых материалов стирать полимерно-абразивное волокно (ПАВ), который лег в основу разработанной модели расчета длинноволосного износа дисковых ПАЩ. Для построения модели зависимости износа ПАЩ от параметров обработки применяли корреляционный и регрессионный анализы. Экспериментальный метод применен для апробации предложенной модели — проверка проводилась на оригинальном стенде, позволяющем варьировать исходными факторами и периодически измерять массовый износ щеток в процессе полирования.

Полученные результаты. Решена задача прогнозирования степени износа дисковой ПАЩ при полировании различных, в том числе труднообрабатываемых материалов. Авторами предложен метод определения способности обрабатываемого материала стирать полимерно-абразивные волокна щетки, основываясь на его физико-механических свойствах. Проведены натурные исследования износа дисковой ПАЩ при обработке образцов из различных материалов. В результате проведенных экспериментов выявлены зависимости износа от размеров щетки, параметров обработки, обрабатываемого материала и предложена математическая модель. Экспериментально показано, что в исследованном диапазоне изучаемых факторов основное влияние на износ волокон оказывает материал детали, скорость обработки и натяг, заданный инструменту, а зернистость и длина волокна влияют незначительно. Основываясь на полученных результатах можно утверждать, что скорость обработки без СОТС не следует назначать выше 15–17 м/с, натяг выше 1–2 мм, так как в противном случае степень износа интенсивно растет.

Научная новизна. Впервые получена аналитическая зависимость физико-механических свойств обрабатываемого материала и износа полимерно-абразивных волокон. В результате проведенной работы получена модель интенсивности износа дисковой ПАЩ.

Практическая ценность. Использование полученных результатов способно увеличить стойкость дисковых ПАЩ, производительность полирования деталей из различных, в том числе и труднообрабатываемых, материалов на станках с ЧПУ, своевременно корректировать положение инструмента, уменьшив число замен щеток, а также и брака деталей, связанного с их износом.

Ключевые слова: полимерно-абразивная щетка; износ; полимерно-абразивное волокно; труднообрабатываемые материалы.

ВВЕДЕНИЕ

Прогресс в финишной обработке деталей не стоит на месте, и всё большее количество новых разновидностей инструментов применяется для её интенсификации — повышения качества и производительности. Одним из таких инструментов являются полимерно-абразивные щетки (ПАЩ), которые достаточно хорошо проявили себя при обработке деталей как простых, так и сложных пространственных форм из материалов разной степени труднообрабатываемости. В настоящее время в литературе можно найти информацию

об изготовлении таких щеточных инструментов и области их применения [1, 2], зависимости качества поверхности от режимов обработки [3], силового [4] воздействия инструмента на деталь и температурное поле [5] в зоне инструмент-деталь. Но до настоящего времени интенсивность износа при обработке труднообрабатываемых материалов не изучена. Износ ограничивает стойкость ПАЩ, а от продолжительности срока её эксплуатации, в том числе зависит себестоимость обработки деталей [6]. Оценка износостойкости инструмента особенно важна при обработке на станках с числовым программным управлением

(ЧПУ), так как плановая замена инструмента уменьшает количество бракованных деталей из-за износа инструмента. Перенос полировальных работ с ручных операций на обрабатывающие центры показал обнадеживающие результаты. Однако при обработке различных групп труднообрабатываемых материалов ПАЩ показали различную интенсивность изнашивания волокон.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИКАЦИЙ

В работе по оценке технологических возможностей щеточных полимерно-абразивных инструментов Яковлев Д.Р. [7] утверждает, что на величину износа влияют высота режущих зерен на уровне связки, количество абразивных зерен на единице рабочей поверхности волокна, параметры обработки и возможное засаливание. Наибольшее значение имеют усилие прижима щетки, диаметр полимерного волокна, зернистость абразивного материала и свойства обрабатываемого материала. Показателем износостойкости щетки является площадка износа на торце волокна, под углом примерно равным углу отклонения волокна, который зависит от усилия прижима. Но зависимостей величины износа от параметров обработки в своей работе не приводит.

В работе Абрашкевича Ю. Д. [8, 9] установлено, что производительность ПАЩ находится в параболической зависимости от износостойкости, которая определяется тепловыми процессами обработки, определяющимися в большей мере натягом и окружной скоростью. Утверждается, что с увеличением вдвое производительности работы ПАЩ её износостойкость уменьшается почти в два раза. Однако в своей работе Абрашкевич Ю.Д. не учитывает зависимость износа от материала обрабатываемых деталей и геометрии, и других параметров используемых щеток.

Для прогнозирования изнашивания полимерных щеток коммунальных машин Лепешем А. Г. [10, 11] была разработана математическая модель высокоскоростного трения и изнашивания. Установлена зависимость интенсивности износа ворса щетки в условиях высокоскоростного трения от времени контактного взаимодействия. Скорость изнашивания щёток зависит от нескольких факторов, определяемых как конструкцией щетки и свойствами материала ее волокон (механическими, теплофизическими и др.), так и условиями функционирования, т. е. характером силового и скоростного взаимодействия с очищаемой поверхностью, факторами окружающей среды и др. Автор установил, что трение и износ при работе щеток протекают в условиях «насыщенного» контакта и тепловыделения. Износ трущейся поверхности скользящего элемента при высокоскоростном трении обусловлен: потерей механических

свойств, большой адгезией и переносом сильно нагретых и оплавливаемых тонких поверхностных слоев скользящего элемента ворса на контртело (поверхность дорожного полотна). Методы исследования износа щеток коммунальных машин могут лечь в основу исследования ПАЩ, так как имеют много общего.

В работе Димова Ю. В. [12] с помощью экспериментальных данных были получены зависимости интенсивности изнашивания эластичных абразивных кругов из трехмерного нетканого полотна от режимов обработки. Доказано, что износ инструмента находится в линейной зависимости от силы резания и температуры. Было установлено, что интенсивность изнашивания увеличивается с увеличением скорости, а изменение значения продольной подача не оказывает влияние. Так как в экспериментах использовался дисковый круг, состоящий из полимерных волокон, образующих трехмерное нетканое полотно, по всему объему которого, равномерно распределены абразивные зерна и который подобен по принципу работы ПАЩ, поэтому данные методы исследования могут быть аналогом для проведения требуемых экспериментов.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью данной работы является исследование влияния параметров дисковых ПАЩ, режимов и условий обработки на длинновой (размерный) износ щеток при полировании различных материалов и разработка математической модели с помощью регрессионного анализа. Задачами исследования являются, в том числе, разработка моделей влияния физико-механических свойств обрабатываемых материалов на износ дисковой ПАЩ и аргументация ограничения режимов обработки, связанного с ростом степени износа инструмента.

3 ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА И АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Перед началом проведения экспериментов были проанализированы представленные на рынке ПАЩ. Обработку было принято решение производить дисковыми щетками фирм «Osborn», «Пирания», «LESSMANN» с абразивом (карбид кремния) размером 80/100 мкм в зависимости от диаметра волокна. Диаметр волокна составлял 0,5; 1,1 и 1,7 мм. Длину вылета волокна в диапазоне 10...30 мм регулировали специальными боковыми накладками. Шероховатость поверхности лабораторных образцов (100×50×10 мм), изготовленных из материалов: сталь 20, алюминий АМГ3, латунь Л63, медь М2, титан ВТ8-М, никелевый сплав ХН45МВТЮБР, соответствовала чистовому фрезерованию $Ra = 3,2$ мкм. Чтобы оценить

максимально возможный износ и влияние параметров на него, обработку проводили без смазочно-охлаждающей технологической среды (СОТС).

Для проведения корреляционного анализа значимости параметров ПАЩ обработку для всех щеток проводили на образцах из разных материалов. В качестве исходных факторов группы параметров инструмента служили: длина волокна (L , мм), диаметр волокна (d , мм) и величина абразивных зерен (F , мкм). В качестве выходного количественного критерия (целевой функции) в данном случае был выбран длинновынос волокна (Δl , мм/ч).

Для определения влияния физико-механических свойств материалов образцов на величину износа ПАЩ был проведен ряд предварительных экспериментов, результаты которых представлены в работе [13]. Было установлено, что наиболее существенное влияние оказывают теплопроводность, твердость, ударная вязкость, модуль Юнга обрабатываемого материала. Из полученных данных видно, что у самого труднообрабатываемого из исследуемых материалов (никелевый сплав) наименьший износ. Сравнивая износ ПАЩ на исследуемых материалах при одних и тех же режимах обработки со значениями для никелевого сплава, было установлено, что на стали 20 в среднем износ в 1,04 раза больше, для АМГЗ в 3,07 раза, для ВТ8-М1 в 5,72 раза.

Так как на величину износа ПАЩ влияет комплекс физико-механических свойств обрабатываемого материала, и каждый в отдельности не дает требуемой зависимости, поэтому для упрощения дальнейших расчетов был предложен коэффициент материала (K_M), характеризующий способность истирания волокон дисковой щетки. Была получена эмпирическая формула (1), которая объединила все значимые параметры исследуемых материалов:

$$K_M = \frac{0,3 \cdot 10^{12}}{HB^2 \cdot KCU \cdot E \cdot \lambda} \quad (1)$$

Данная модель позволяет рассчитать коэффициент влияния свойств обрабатываемых материалов K_M с погрешностью до 10 %.

И далее мы будем использовать коэффициент K_M для уменьшения громоздкости математических зависимостей величины износа дисковой ПАЩ от ее параметров и режимов полирования различных материалов.

В качестве входных факторов регрессионного анализа кроме коэффициента материала (K_M) также после предварительных экспериментов были выбраны только значимые режимы обработки — натяг (i , мм), скорость обработки (v , м/с).

Обработку проводили на плоскошлифовальном станке 3Г71, образцы закрепляли на специ-

альной оправке. Полирование образцов производили в течении часа, ПАЩ взвешивали до начала и в конце обработки. Взвешивание щетки осуществляли на лабораторных весах ТВЕ-0,3-0,01. Серию экспериментов каждой щетки повторяли трижды для исключения ошибок наблюдения, затем рассчитывали среднее арифметическое значение массового износа (Δm , г/ч). Затем массовый износ ПАЩ переводили в износ длины волокна (Δl , мм/ч). Скорость обработки изменяли за счет оборотов двигателя с помощью частотного преобразователя в диапазоне 6...22 м/с. Величину продольной подачи приняли $S = 1$ мм/мин, как рациональное значение для обеспечения высокого качества полирования. Натяг щетки i при обработке изменяли путем вертикального перемещения шпинделя в диапазоне — 13 мм; контроль установленного натяга производили периодически, через каждые 5 минут.

По результатам испытания всех типов щеток получены графики зависимости, интенсивности износа от режимов обработки, параметров инструмента и обрабатываемого материала. Пример одного из этих графиков для материалов с наибольшим (ВТ8-М1), наименьшим (ХН45МВТЮБР) и промежуточным (АМГЗ) износом при определенных режимах показан на рисунке 1.

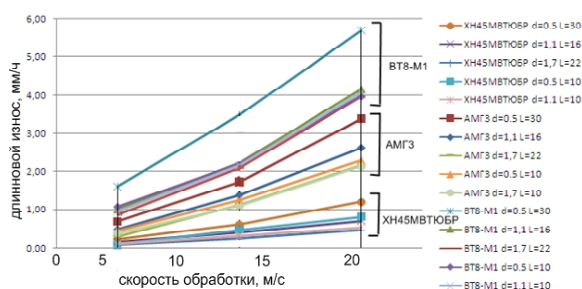


Рисунок 1. Результаты исследования износа ПАЩ при $i = 1,5$ мм, $S = 1$ мм/мин

Чтобы изучить степень влияния каждого из факторов обработки на интенсивность износа ПАЩ были проведены корреляционный анализ на основе 216 экспериментов и проверка значимости факторов (p -уровень) с помощью программного пакета «Statistica» (рис. 2).

Размер абразивных зерен, используемый в щетке, напрямую зависит от диаметра волокна, вследствие чего между данными факторами существует сильная корреляционная связь, эти факторы зависимы. При полировании деталей более важным является зернистость абразивного материала и зависящая от него остаточная шероховатость поверхности, поэтому для построения модели оставили фактор «зернистость».

Полученная матрица парных коэффициентов корреляции свидетельствуют о том, что все ос-

тальные факторы — независимы и оказывают влияние различной степени на интенсивность изнашивания ПАЩ. В наибольшей степени влияют свойства обрабатываемого материала (коэффициент K_M), а также скорость обработки v . Затем по влиятельности следуют вылет волокон, натяг и зернистость.

Correlations (Spreadsheet2.sta)							
Variable	коэф. матер.	скорость	диаметр волок.	длина волок.	натяг	зернистость	износ
коэф. матер.	1,000000	-0,000000	-0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,520343
скорость	-0,000000	1,000000	0,000000	-0,000000	0,000000	0,000000	0,549254
диаметр волок.	-0,000000	0,000000	1,000000	-0,201008	-0,000000	-0,993399	-0,232877
длина волок.	0,000000	-0,000000	-0,201008	1,000000	0,697518	0,199681	0,308124
натяг	0,000000	-0,000000	-0,000000	0,697518	1,000000	-0,000000	0,261871
зернистость	0,000000	0,000000	-0,993399	0,199681	-0,000000	1,000000	0,238475
износ	0,520343	0,549254	-0,232877	0,308124	0,261871	0,238475	1,000000

а

Regression Summary for Dependent Variable: износ (Spreadsh						
R= ,84301774 R²= ,71067891 Adjusted R²= ,70379031						
F(5,210)=103,17 p<0,0000 Std. Error of estimate: ,75643						
N=216	Beta	Std. Err. of Beta	B	Std. Err. of B	t(210)	p-level
Intercept			-3,21551	0,241160	-13,3335	0,000000
коэф. матер.	0,520343	0,037118	0,40060	0,028576	14,0188	0,000000
скорость	0,549254	0,037118	0,12088	0,008169	14,7976	0,000000
длина волок.	0,164370	0,053936	0,02806	0,009206	3,0475	0,002604
натяг	0,147220	0,052860	0,27218	0,097710	2,7856	0,005831
зернистость	0,205654	0,038649	0,00694	0,001304	5,3211	0,000000

б

Рисунок 2. Результаты корреляционного анализа (а) и значимости факторов (б)

От этих факторов в той или иной мере зависит площадь пятна контакта и/или уровень температур в зоне обработки, что в свою очередь определяет интенсивность износа щетки в целом.

В результате проведенного регрессионного анализа получен общий вид уравнения зависимости величины износа волокон щетки от вышеперечисленных параметров:

$$\Delta l = -3,21 + 0,4 \cdot K_M + 0,12 \cdot v + 0,03 \cdot L + 0,27 \cdot i + 0,007 \cdot F. \quad (2)$$

На гистограмме (рис. 3а) регрессионные остатки распределены достаточно симметрично, следовательно, гипотезу о нормальности закона распределения не отвергаем. На графике (рис. 3б) видно, что системных отклонений фактических данных от теоретической нормальной прямой практически не наблюдается — остатки распределены нормально. Согласно диаграмме (рис. 3в) в расположении точек рассеивания нет направления в движении, нет симметричности, они располагаются достаточно хаотично, поэтому можно утверждать, что остатки не зависят от предсказанных значений.

Выбранная регрессионная модель хорошо описывает истинную зависимость, так как остатки являются независимо нормально распределенными случайными величинами с нулевым средним, и в их значениях отсутствует тренд. Анализ регрессионных остатков показал, что модель достаточно качественная (уровень значимости модели меньше 0,05), следовательно, можно утверждать, что модель приемлема.

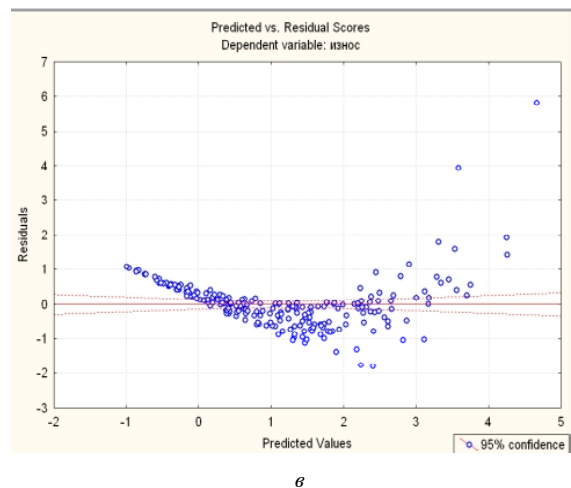
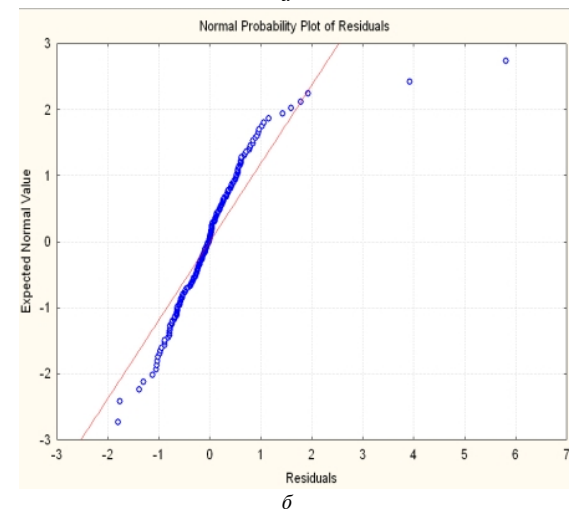
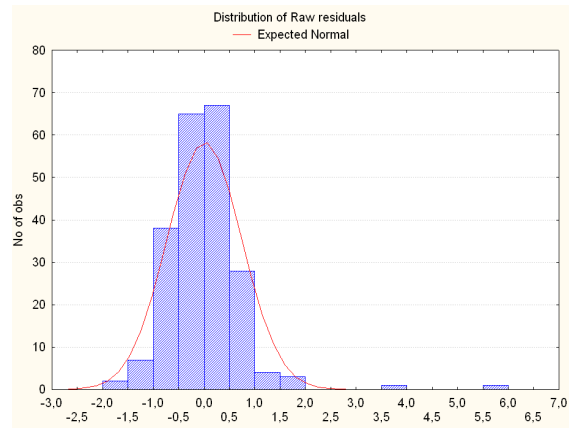


Рисунок 3. Результаты анализа регрессионных остатков: гистограмма остатков (а); отклонение остатков от нормальной прямой (б); отношения прогнозируемых и остаточных оценок (в)

ВЫВОДЫ

В результате проведенной работы получена модель интенсивности износа дисковой ПАЩ в зависимости от параметров обработки, которая описывает процесс с погрешностью менее 5 %. Установлено, что наибольшее влияние на износ

ПАЩ оказывают обрабатываемый материал, скорость обработки и натяг, а зернистость и длина волокна оказывают незначительное влияние. Основываясь на полученных результатах можно утверждать, что скорость обработки без СОТС не следует назначать выше 17–18 м/с, натяг выше 1...2 мм, так как степень износа интенсивно растет. Практическое использование полученных результатов способно увеличить стойкость дисковых ПАЩ без уменьшения производительности полирования деталей из различных, в том числе трудно-обрабатываемых, материалов на станках с ЧПУ, уменьшить число замен щеток, обеспечить своевременную автоматическую поднастройку и отсутствие брака деталей, связанного с износом инструмента.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрашкевич Ю. Д. Эффективная эксплуатация полимерно-абразивной щетки / Ю. Д. Абрашкевич, Г. М. Мачишин // Вестник ХНАДУ. — 2016. — Вып. 73. — С. 59–62.
2. Проволоцкий А. Е. Технологические возможности полимер-абразивного инструмента / А. Е. Проволоцкий, С. Л. Негруб // Наук. праці Донецького нац. техн. ун-ту. Серія : машинобудівництва. Вип. 1. — 2004. — № 71. — С. 125–133.
3. Гончар Н. В. Оценка качества поверхности образцов из никелевого сплава после обработки полимерно-абразивным инструментом / Н. В. Гончар, Д. Н. Степанов и др. // Авиационно-космическая техника и технология. — 2009. — № 10/67. — С. 69–71.
4. Димов Ю. В. Силы резания при обработке эластичными абразивными кругами / Ю. В. Димов, Д. Б. Подашев // Вестник ИрГТУ. — 2015. — № 7 (102). — С. 47–54.
5. Мачишин Г. М. Математична модель теплових процесів при роботі полімерно-абразивної щітки / Г. М. Мачишин, Ю. Д. Абрашкевич, О. В. Човнюк // Наукове видання «Гарничі, будівельні, дорожні та меліоративні машини». — 2014. — Вып. 33. — С. 91–96.
6. Кравець Н. Г. Економічна доцільність використання полімерно-абразивних інструментів для фінішної обробки дисків газотурбінних двигунів / Н. Г. Кравець, Т. М. Семерюк, Н. В. Гончар // Машинобудування очима молодих : прогресивні ідеї — наука — виробництво : матеріали XVI Міжнар. молод. наук. конф., 26–29 жов. 2016 р. — Суми : СумДУ. — С. 35–36.
7. Яковлев Д. Р. Теоретическое и экспериментальное исследование технологических возможностей абразивно-полимерных щеток с определением эффективных областей их использования / Д. Р. Яковлев // Автомобили и тракторостроение в России: приоритеты развития и подготовка кадров : материалы Междунар. науч.-техн. конф., Москва, 17 ноября 2010 г. — М. : МГТУ, 2010. — С. 293–299.
8. Абрашкевич Ю. Д. Полимерно-абразивные щеточные инструменты для обработки металлических и неметаллических поверхностей / Ю. Д. Абрашкевич, Л. Е. Пелевин, Г. Н. Мачишин // Нефть и газ Западной Сибири : материалы Междунар. науч.-техн. конф. — Тюмень : ТюмГНГУ, 2013. — Т. 2. — С. 8–14.
9. Абрашкевич Ю. Д. Влияние различных факторов на износостойкость абразивного инструмента / Ю. Д. Абрашкевич // Монтажные и специальные работы в строительстве. — 2008. — № 3. — С. 9–13.
10. Лепеш А. Г. Прогнозирование изнашивания щеток коммунальных машин / А. Г. Лепеш // Технично-технологичные проблемы сервиса : науч.-техн. журнал. — 2010. — № 2 (12). — С. 25–34.
11. Лепеш А. Г. Методика экспериментального определения износостойкости щеточного ворса коммунальной уборочной техники / А. Г. Лепеш, Г. В. Лепеш, И. И. Воронцов // Технично-технологичные проблемы сервиса : науч.-техн. журнал. — 2011. — № 2 (16). — С. 7–19.
12. Димов Ю. В. Износостойкость эластичных абразивных кругов при обработке деталей / Ю. В. Димов, Д. Б. Подашев // Вестник машиностроения. — 2014. — № 1. — С. 48–51.
13. Тришин П. Р. Оцінка впливу фізичних і механічних властивостей оброблювального матеріалу на зношення полімерно-абразивної щітки / П. Р. Тришин, Ю. Р. Мерлікова, О. С. Федоренко // Машинобудування очима молодих: прогресивні ідеї — наука — виробництво : матеріали XVIII Міжнар. наук.-практ. конф., Москва, 31 жовт. — 2 лист. 2018 р. — Краматорськ : ДДМА, 2018. — С. 184–185.

Стаття поступила в редакцію 10.06.2019

Гончар Н.В.

канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри «Технології машинобудування» Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: gonchar@zntu.edu.ua;

Тришин П.Р.

аспірант, аспірант кафедри «Технології машинобудування» Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: trishin87@gmail.com.

КОМПЛЕКСНА ОЦІНКА ФАКТОРІВ, ЩО ВПЛИВАЮТЬ НА РОЗМІРНЕ ЗНОШУВАННЯ ДИСКОВИХ ЦІТКОВИХ ПОЛІМЕРНО-АБРАЗИВНИХ ІНСТРУМЕНТІВ

Мета роботи. Дослідження впливу параметрів дискової полімерно-абразивної щітки (ПАЩ), режимів обробки та фізико-механічних властивостей оброблюваного матеріалу на довжинне зношення волокон при поліруванні різних матеріалів.

Методи дослідження. Для проведення досліджень використовували авторський метод розрахунку коефіцієнта, який характеризує здатність оброблюваних матеріалів стирати полімерно-абразивне волокно (ПАВ), який ліг в основу розробленої моделі розрахунку розмірного зношення дискових ПАЩ. Для побудови моделі залежності зношення ПАЩ від параметрів обробки застосовували кореляційний і регресійний аналізи. Експериментальний метод використано для апробації запропонованої моделі — перевірка проводилась на оригінальному стенді, який дозволяє варіювати вихідними факторами та періодично вимірювати вагове зношення щіток в процесі полірування.

Отримані результати. Розв'язано задачу прогнозування ступеня зношення дискової ПАЩ при поліруванні різних, зокрема важкооброблюваних, матеріалів. Авторами запропоновано метод визначення здатності оброблюваного матеріалу стирати полімерно-абразивні волокна щітки, ґрунтуючись на його фізико-механічних властивостях. Проведено натурні дослідження зношення дискової ПАЩ при обробці зразків з різноманітних матеріалів. В результаті проведених експериментів виявлено залежності зношення від розмірів щітки, параметрів обробки, оброблюваного матеріалу і запропонована математична модель. Експериментально показано, що в дослідженому діапазоні вивчаємих факторів основний вплив на зношення ПАВ здійснює матеріал деталі, швидкість обробки і натяг, наданий щітці, а зернистість і довжина волокна мають порівняно незначний вплив. Ґрунтуючись на отриманих результатах можна стверджувати, що швидкість обробки без СОТС не слід призначати більше 15–17 м/с, натяг більше, ніж 1...2 мм, тому що тоді ступінь зношення інтенсивно зростає.

Наукова новизна. Вперше отримано аналітичну залежність фізико-механічних властивостей оброблюваного матеріалу та зношення ПАВ. В результаті проведеної роботи отримано модель інтенсивності зношення дискової ПАЩ.

Практична цінність. Використання отриманих результатів здатне збільшити стійкість дискових ПАЩ, продуктивність полірування деталей з різних, зокрема важкооброблюваних, матеріалів на верстатах з ЧПУ, своєчасно коригувати положення інструменту, зменшити число замін щіток, а також брак деталей, пов'язаний з їх зношенням.

Ключові слова: полімерно-абразивна щітка; зношення; полімерно-абразивне волокно; важкооброблювані матеріали.

Gonchar N. V.

Ph.D, Associate professor of department «Technologies of mechanical engineering», National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: gonchar@zntu.edu.ua

Tryshyn P. R.

graduate student of department «Technologies of mechanical engineering», National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: trishin87@gmail.com

COMPLEX EVALUATION OF FACTORS INFLUENCING THE MEASUREMENT WEAR OF DISK POLYMER-ABRASIVE BRUSHES

Purpose. It is the study of the influence of disk polymer-abrasive brush parameters processing modes and the physic-mechanical properties of the material being processed on the dimensional wear during polishing difficult materials.

Methodology. For research, the author method of calculating the coefficient which characterizes the ability of the processed materials to wear out polymer-abrasive fibers, was used. It formed the basis for development model of calculating the dimensional wear of the disk brushes. Correlation and regression analyses were used to build a model for the dependence of the wear on the processing parameters. The experimental method was applied to test the proposed model — the test was carried out on an original stand, which allowed varying the initial factors and periodically measuring the mass wear of brushes in the polishing process.

Findings. The problem of predicting the degree of wear of a disk brushes during polishing various materials, including hard-to-work materials was solved. The authors proposed a method for determining the ability of the processed material to wear out the polymer-abrasive fibers of the brush, based on its physical and mechanical properties. Full-scale studies of wear of the disk brushes in the processing of samples from various materials were carried out. As a result of the experiments performed, the dependences of wear on the size of the brush, processing parameters, and the material being processed were revealed and a mathematical model was

proposed. It was experimentally shown that, in the researched range of factors the main influence on the wear of fibers is exerted by the material of the part, the processing speed and tension, the grain size and fiber length influence a little. Based on the obtained results, it can be argued that the processing speed without a coolant-cutting fluid should not be prescribed above 15–17 m/s, and the tension should be higher than 1–2 mm, since otherwise the degree of wear increases rapidly.

Scientific novelty. The analytical dependence of the physic-mechanical properties of the material being processed and the wear of polymer-abrasive fibers is obtained for the first time. As a result of the work carried out, a model of the intensity of wear of the disk brushes from complex of parameters was obtained.

Practical value. The using of the obtained results can increase the resistance of disk polymer-abrasive tools, the productivity of polishing of difficult-to-cut materials on CNC machines, timely adjust the tool positions, reduce the number of brush replacements and parts rejection associated with their wear.

Key words: polymer-abrasive brush; wear; polymer-abrasive fiber; difficult-to-work materials.

REFERENCES

1. Abrashkevich Yu.D., Machishin G.M. (2016) Effektivnaya ekspluatatsiya polimerno-abrazivnoi shchetki [Efficient operation of the polymer abrasive brush]. *Vesnik KhNADU*, 73, 59–62.
2. Provolotskii A.E., Negrub S.L. (2004) Tekhnologicheskie vozmozhnosti polimer-abrazivnogo instrumenta [Technological capabilities of polymer-abrasive tools]. *Nauk. pratsi Donets'kogo nats. tekhn. un-tu. Seriya: mashinobudnannya*, 1, 71, 125–133.
3. Gonchar N.V., Stepanov D.N. (2009) Otsenka kachestva poverkhnosti obraztsov iz nikelovogo splava posle obrabotki polimerno-abrazivnym instrumentom [Evaluation of the quality of the surface of nickel alloy samples after processing with a polymer-abrasive tool]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 10/67, 69–71.
4. Dimov Yu.V., Podashev D.B. (2015) Sily rezaniya pri obrabotke elastichnymi abrazivnymi krugami [Cutting forces when machining with elastic abrasive wheels]. *Vesnik IrGTU*, 7(102), 47–54.
5. Machyshyn H.M., Abrashkevych Yu.D., Chovnyuk O.V. (2014) Matematychna model' teplovykh protsesiv pry robota polimerno-abrazivnyimi shchitky [Mathematical model of thermal processes during the work of a polymer-abrasive brush]. *Naukove vydannya «Harnychi, budivel'ni, dorozhni ta melioratyvni mashyny»*, 33, 91–96.
6. Kravets' N.H., Semeryuk T.M., Honchar N.V. (2016) Ekonomichna detsil'nist' vykorystannya polimerno-abrazivnykh instrumentiv dlya finishnoyi obrobky diskiv hazoturbinykh dyvuniv [Economic expediency of using polymer-abrasive tools for the finishing of gas turbine engine disks] *Mashynobuduvannya ochyma molodykh: prohresyvi ideyi – nauka – vyrobnytstvo: materialy KhVI Mizhnar. molod. nauk. konf.* [Machine building by the eyes of the young: progressive ideas - science - production: materials of the XVI Int. young Sci. Conf.], 35–36.
7. Yakovlev D. R. (2010) Teoreticheskoe i eksperimental'noe issledovanie tekhnologicheskikh vozmozhnostei abrazivno-polimernykh shchetok s opredeleniem effektivnykh oblastei ikh ispol'zovaniya [Theoretical and experimental study of the technological capabilities of abrasive-polymer brushes with the definition of effective areas of their use]. *Avtomobile- i traktorostroenie v Rossii: priority razvitiya i podgotovka kadrov : materialy Mezhdunar. nauch.-tekhn. konf.* [Automotive and tractor construction in Russia: development priorities and training: materials of the Int. Sci. Tech. Conf.], Moscow, 293–299.
8. Abrashkevich Yu.D., Pelevin L.E., Machishin, G.N. (2013) Polimerno-abrazivnye shchetochnye instrumenty dlya obrabotki metallicheskh i nemetallicheskh poverkhnostei [Polymer-abrasive brush tools for machining metal and non-metal surfaces]. *Neft' i gaz Zapadnoi Sibiri: materialy Mezhdunar. nauch.-tekhn. konf.* [Oil and gas of Western Siberia: materials of the Int. Sci. Tech. Conf.], Tyumen', 2, 8–14.
9. Abrashkevich Yu.D. (2008) Vliyanie razlichnykh faktorov na iznosostoikost' abrazivnogo instrumenta [The influence of various factors on the wear resistance of abrasive tools]. *Montazhnye i spetsial'nye raboty v stroitel'stve*, 3, 9–13.
10. Lepesh, A.G. (2010) Prognozirovanie iznashivaniya shchetok kommunal'nykh mashin [Prediction of utility machine brushes]. *Tekhniko-tekhnologichnye problemy servisa: nauch.-tekhn. Zhurnal*, 2(12), 25–34.
11. Lepesh A.G., Lepesh G.V., Vorontsov I. I. (2011) Metodika eksperimental'nogo opredeleniya iznosostoičnosti shchetochnogo vorsa kommunal'noi uborochnoi tekhniki [Methods of experimental determination of the wear resistance of the brush pile of municipal cleaning equipment]. *Tekhniko-tekhnologichnye problemy servisa: nauch.-tekhn. Zhurnal*, 2 (16). 7–19.
12. Dimov Yu.V., Podashev D.B. (2014) Iznosostoičnost' elastichnykh abrazivnykh krugov pri obrabotke detalei [Wear resistance of elastic abrasive wheels when processing parts]. *Vesnik mashinostroeniya*, 1, 48–51.
13. Tryshyn P.R., Merlikova Yu.R., Fedorenko O.S. (2018) Otsinka vplyvu fizychnykh i mekhanichnykh vlastyvostey obroblyval'noho materialu na znoshennya polimerno-abrazivnoyi shchitky [Estimation of the influence of physical and mechanical properties of the processing material on the wear of a polymer-abrasive brush]. *Mashynobuduvannya ochyma molodykh: prohresyvi ideyi – nauka – vyrobnytstvo: materialy KhVI Mizhnar. molod. nauk. konf.* [Machine building by the eyes of the young: progressive ideas - science - production: materials of the XVI Int. young Sci. Conf.], Kramators'k, 184–185.

УДК 621.45.037:539.6

- Лоскутов С. В.** д-р физ.-мат. наук, профессор, заведующий кафедрой физики Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: svl@zntu.edu.ua
- Павленко Д. В.** канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры технологии авиационных двигателей Национального университета «Запорожская политехника», ведущий инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: dvp1977dvp@mail.com
- Гончар Н. В.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии машиностроения Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: gonchar@zntu.edu.ua
- Степанов Д. Н.** ст. преподаватель кафедры технологии машиностроения Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: stepanovzntu@gmail.com
- Щетинина М. О.** мл. науч. сотрудник кафедры технологии авиационных двигателей Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: Majtimo11@gmail.com
- Двирнык Я. В.** начальник отдела АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: dvirnyk@gmail.com

ВЛИЯНИЕ УСТАЛОСТИ И ВОССТАНАВЛИВАЮЩЕЙ ТЕРМООБРАБОТКИ НА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ РЕЛЬЕФ ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ГТД

Цель работы. Исследование зависимости работы выхода электронов от подготовки и вида восстанавливающей термообработки образцов из сплавов ЭП479 и ЭП866, используемых для изготовления лопаток ГТД, и от параметров испытаний на усталость, а также определение закономерностей распределения РВЭ по поверхности испытанных образцов.

Методы исследования. Метод рентгеноструктурного анализа применили для исследования изменения микроструктуры сплавов (ширина дифракционного пика) до и после отжига образцов. Работу выхода электронов определяли с помощью замера контактной разности потенциалов. Методом дифракционной электронной микроскопии исследовали изменения в структуре сплавов в районе образования трещин.

Полученные результаты. Были проведены всесторонние исследования изменений, происходящих в рабочей части образцов при циклическом нагружении, а также после восстанавливающей термообработки и повторной циклической наработки. Установлено, что в зоне активных циклических деформаций на формирование энергетического рельефа основное влияние оказывает изменение структуры самого металла.

Обнаружено, что последующая обработка отпуском и закалкой сохраняет особенности энергетического рельефа, сформированные после первой циклической наработки.

Изучение процесса усталости с помощью РВЭ показало наличие двух стадий: обратимых структурных изменений — РВЭ колеблется, возвращаясь на исходное среднее значение, и после определенного момента изменения структуры становятся необратимыми и ведут к разрушению — значение РВЭ неуклонно падает.

Научная новизна. Впервые исследования работы выхода электронов были применены при изучении процессов усталости сплавов ЭП479 и ЭП866, используемых в авиадвигателестроении для изготовления лопаток ГТД, работающих при знакопеременных нагрузках. Установлено, что термообработка после циклической наработки ведет к восстановлению энергетического рельефа поверхности исследуемых сплавов.

Практическая ценность. Исследование РВЭ может служить неразрушающим методом контроля лопаток ГТД, так как в месте наиболее активно происходящих микродеформаций, в котором после наработки появляются трещины, значения РВЭ в этом месте поверхности показывает провал — резкое падение уже через 1% базы испытаний.

Установлено, что после наработки можно успешно применять восстанавливающую термообработку для повышения сопротивления усталости образцов из данных сплавов.

Ключевые слова: лопатки ГТД; структура поверхности; циклические нагрузки; работа выхода электронов; контактная разность потенциалов; термообработка.

© Лоскутов С. В., Павленко Д. В., Гончар Н. В., Степанов Д. Н., Щетинина М. О., Двирнык Я. В., 2019

DOI 10.15588/1727-0219-2019-1-12

ВВЕДЕНИЕ

Развитие представлений о физической природе деформирования и разрушения реальных металлических тел и необходимость учёта особенностей деформирования в приповерхностной области определяют задачи исследования механизмов формирования и эволюции кристаллической и дефектной структур, взаимное влияние поверхностной и объёмной деформаций, закономерности взаимодействия поверхности с объёмом и средой. Для понимания физической природы деформационных процессов в металлах необходимо исследовать самосогласованные процессы в электронно-ионной структуре. Одним из направлений решения этой задачи является установление экспериментальных и теоретических зависимостей характеристик электронов от параметров структуры и напряжённо-деформированного состояния металлов. Современные представления о взаимосвязи физических характеристик приповерхностного слоя металлов с механическими свойствами разрозненны и недостаточны. Практически не исследована взаимосвязь энергетического состояния поверхности с изменениями структуры приповерхностной области. Необходима разработка неразрушающих комплексных методов исследования механических свойств приповерхностной области металлов. Всё вышесказанное определяет основную задачу работы: изучение изменений работы выхода электронов (РВЭ) как основной энергетической характеристики деформируемой поверхности в условиях знакопеременного деформационного процесса, и определение влияния этих изменений на долговечность металлов.

1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИКАЦИЙ

Исследованию РВЭ образцов, свойства поверхности которых изменялись вследствие различных воздействий, посвящены работы [1–10].

В ряде работ [11–19] показано, что плотность дислокаций выходит на насыщение уже на ранних стадиях циклического нагружения, после количества циклов, равного 1 % долговечности. При этом вакансии монотонно накапливаются вплоть до момента разрушения. Причиной изменения РВЭ является образование дефектов кристаллической структуры в поверхностном слое металлов. При циклическом нагружении генерируется значительное количество точечных дефектов, выходящих на свободную поверхность [11, 12]. При большой плотности дислокаций усиливается их взаимодействие, происходит закрепление, что затрудняет выход новых дислокаций и сопутствующих им точечных дефектов на поверхность металла (насыщение РВЭ). Увеличение РВЭ, имеющее место на отдельных участках

образца, подвергающемуся дальнейшему испытанию на усталость, может быть обусловлено образующимися на поверхности металла субмикроскопическими трещинами. Последний период, предшествующий усталостному разрушению, связан с циклическим взаимодействием имеющихся поверхностных микротрещин с границами зёрен и с проникновением в соседние участки. Этот процесс обуславливает локализацию пластического деформирования и соответствует локальному уменьшению РВЭ на кривые распределения. Интерес представляет возможность увеличить долговечность с помощью термообработки, проведенной после первого этапа циклической нагрузки, и влияние этих процессов на РВЭ.

2 ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью исследования являлось исследование зависимости работы выхода электронов от подготовки и вида восстанавливающей термообработки образцов и параметров испытаний на усталость, а также определение закономерностей распределения РВЭ по поверхности испытанных образцов.

3 ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА И АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Материалом для исследования служили сплавы, применяющиеся для изготовления лопаток компрессоров ГТД ЭП477, ЭП866 и конструкционная Сталь 3.

На рис. 1 приведена функциональная схема установки для одновременного измерения РВЭ и проведения испытаний на усталость лопаток ГТД или образцов. Она включает в себя вибростенд ВQ1 и комплекс измерительной аппаратуры. Для управления процессом измерений и обработки данных используется персональный компьютер (ПК) D1.

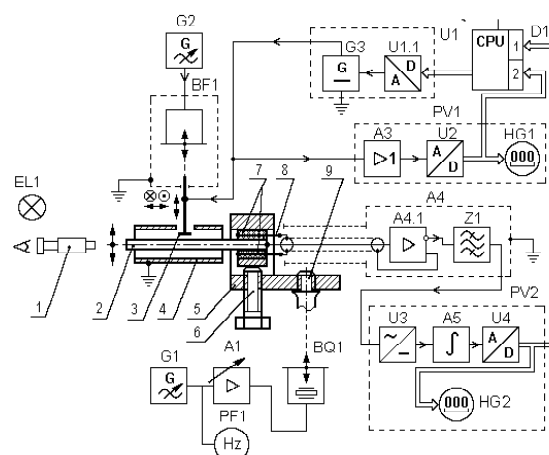


Рисунок 1. Принципиальная схема экспериментальной установки

Усталостные испытания осуществлялись на малогабаритном пьезоэлектрическом вибростенде ВQ1. Частота колебаний задавалась генератором G1 и контролировалась частотомером PF1. Амплитуда колебаний стола вибростенда регулировалась усилителем A1. На ножке вибростенда 9 крепилось зажимное устройство 5, в котором при помощи болта 6 фиксировался испытуемый образец 2. Амплитуда колебаний образца измерялась по шкале микроскопа 1. Изоляция образца от заземленного зажимного устройства осуществлялась двумя парами диэлектрических пластин 7 с проводящей фольгой 8 между пластинами каждой пары. Фольга выполняла роль эквипотенциального экрана. Заземленный экран 4 выполнял функцию защиты от помех внешних электромагнитных полей.

Колебания электрода-эталона 3 возбуждались преобразователем электромагнитной системы BF1, их частота и амплитуда задавались генератором G2. Система микрометрических винтов позволяла осуществлять сканирование вибрирующим электродом по поверхности образца с шагом 0,1 мм, а также устанавливать межэлектродный зазор с точностью до 2 мкм.

В установке применена конфигурация динамического конденсатора (ДК) с низкоомным вибрирующим электродом-эталон 3 и образцом 2, к которому подключен вход электрометра АЗ.1. Такая схема имеет более высокую помехоустойчивость по сравнению со схемой, в которой вход электрометра соединен с вибрирующим электродом. Цепь, состоящая из соединенных последовательно динамического конденсатора и источника напряжения компенсации G3 нагружена входным сопротивлением электрометрического усилителя АЗ.1. Таким образом, регистрируемое вольтметром переменное напряжение V_c , пропорционально току в цепи ДК.

На вход управления источника напряжения компенсации G3, включенный между электродом-эталон и точкой нулевого потенциала («землей»), подается сигнал управления компенсацией с персонального компьютера D1 через цифро-аналоговый преобразователь U1.1.

Напряжение компенсации, задаваемое в процессе измерений компьютером D1, изменяется ступеньками. Длительность ступеньки напряжения управляется программно (подбирается экспериментально по достижению стационарного состояния заряда на ДК). Напряжение компенсации измеряется цифровым вольтметром постоянного тока PV1 (В7-30). Вольтметр содержит развязывающий усилитель с высоким входным сопротивлением А2 и АЦП U2, с выхода которого цифровой сигнал подается на вход «2» компьютера D1 и отображается индикатором HG1.

Переменный сигнал раскомпенсации посту-

пает на вход усилителя АЗ, который содержит электрометрический каскад АЗ.1 и полосовой фильтр Z1. Для уменьшения входной паразитной емкости применено двойное экранирование с эквипотенциальным внутренним экраном, включенным в цепь положительной обратной связи электрометра АЗ.1. С целью предотвращения влияния резонансов релаксационных колебаний поверхностных зарядов на результаты измерений, полосовой фильтр Z1 с полосой пропускания 20 Гц рассчитан на работу на нескольких частотах (370, 520, 620 и 720 Гц), устанавливаемых переключателем (на схеме не показан). С выхода полосового фильтра сигнал подается на вход цифрового вольтметра переменного тока PV2 (вольтметр постоянного тока В7-18 с преобразователем напряжения В9-1), в котором осуществляется детектирование среднего значения сигнала, его интегрирование, преобразование в цифровой код и отображение на индикаторе HG2. Цифровой сигнал в параллельно-последовательном коде с выхода вольтметра поступает на вход «1» персонального компьютера D1.

По считанным компьютером данным на экране дисплея H1 строится зависимость среднего значения выходного напряжения V_c предварительного усилителя АЗ, пропорционального току в цепи ДК, от напряжения компенсации V_k . Она хорошо аппроксимируется двумя прямыми с разными по знаку углами наклона к оси компенсирующего напряжения. Методом наименьших квадратов определяются параметры этих прямых и координаты их точки пересечения. Абсцисса этой точки пересечения и даёт искомое значение контактной разности потенциалов (КРП), по которому легко рассчитать РВЭ. При сканировании РВЭ по поверхности образца эта процедура повторяется для каждой точки поверхности. Кроме наглядного представления экспериментальных данных, в меню программы предусмотрено выполнение их статистической обработки и представление полученного результата с определённой погрешностью. С имеющимся усилителем, благодаря усовершенствованию методики, абсолютная погрешность измерения КРП уменьшилась в 2 раза и составила 1 мВ.

Последовательность измерений состояла в следующем. Образец или лопатка ГТД закрепляются в зажимах вибростенда. Исследуемая поверхность протирается ацетоном и даётся выдержка не менее 24 часов для установления термодинамического равновесия образца с окружающей средой. В случае заметного влияния на результаты измерений дипольных молекул, адсорбированных на поверхности образца, измерения РВЭ выполнялись в процессе облучения поверхности ультрафиолетовыми лучами лампы EL1 с целью смещения адсорбционно-десорбционного равно-

весия поверхности со средой в сторону уменьшения на поверхности числа адсорбированных диполей. При измерениях без ультрафиолетового облучения выполнялись контрольные замеры РВЭ на эталонах. В качестве эталонов используются такие же материалы как и те, из которых изготовлены исследуемые образцы, а также стандартный образец из золота. Процесс измерений в каждой точке состоит в поднятии электрода, перемещении измерительной головки на заданное расстояние, приближении электрода к образцу и компенсации сигнала. После измерения исходного распределения КРП по поверхности образца, проводились испытания на усталость до заданного числа циклов, и измерения повторялись. В ряде серий экспериментов величина РВЭ измерялась на протяжении всего периода усталостных испытаний. РВЭ металла (РВЭ_{Ме}) определяют по известному значению РВЭ эталона (РВЭ_{Эт}):

$$\text{РВЭ}_{\text{Ме}} = \text{РВЭ}_{\text{Эт}} - \text{КРП}_{\text{Ме}-\text{Эт}} \quad (1)$$

В нашем случае использовался золотой электрод, так что искомое значение находится по формуле:

$$\text{РВЭ}_{\text{Ме}} = 4.30 - \text{КРП}_{\text{Ме}-\text{Эт}} \text{ (эВ)}. \quad (2)$$

Из этих уравнений видно, что увеличению КРП соответствует уменьшение значений РВЭ исследуемого материала и наоборот.

Для детального изучения закономерностей изменений распределения РВЭ по наиболее опасным участкам поверхности лопаток ГТД изготовлен юстировочный столик 1 с оснасткой для крепления лопаток 4 (рис. 2). Лопатка фиксируется в зажимном устройстве, позволяющем выбирать необходимую для исследования площадь сканирования. В верхней части рис. 2 показан образец графической обработки результатов измерений РВЭ.

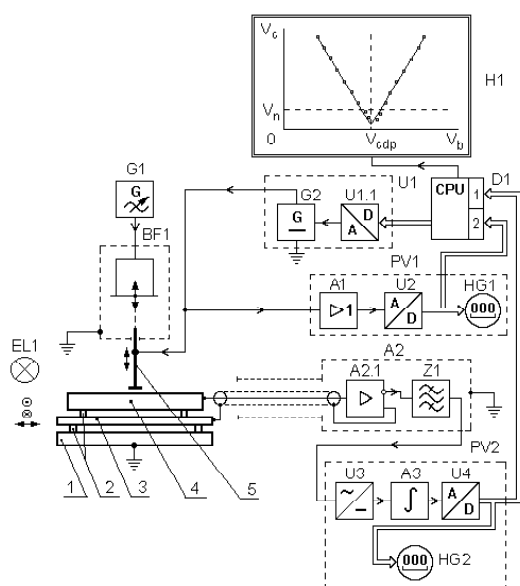


Рисунок 2. Схема установки с юстировочным столиком для измерения РВЭ на лопатках ГТД

С целью повышения информативности полученных данных измерения РВЭ выполнялись до и после испытаний на усталость. Для установления структурной чувствительности РВЭ образцы подвергались испытаниям при различных условиях механического нагружения и с различными нагрузками. Сканирование при измерениях РВЭ осуществлялось вдоль образца (по оси x) с шагом 1 мм, затем эталон смещался на 1 мм поперёк образца (по оси y). В результате для каждого образца (рис. 3) измерялось до 11 линий, охватывающих рабочую площадь центральной части образцов.

Подготовка образцов из ЭП479 и ЭП688 заключалась в закалке 1040 °С в масле, отпуске при 650 °С на воздухе, механическом полировании алмазной пастой после шлифования и финишном отжиге в вакууме порядка 10⁻³ Па (10⁻⁵ мм рт. ст.) при температуре 580 °С в течение 4 часов с последующим охлаждением в вакууме. Образцы закреплялись консольно и испытывались на знакопеременный изгиб. Циклическая нагрузка выполнялась на резонансной частоте около 380 Гц.

На измеряемые значения РВЭ в значительной степени оказывает влияние окружающая среда, поэтому детальный анализ структурно чувствительной зависимости РВЭ при усталости был проведен с вычетом фона. Процедура вычета фона, обусловленного воздействием на РВЭ среды, основана на закономерностях влияния ультрафиолетового облучения (УФО) поверхности металлов в процессе измерений КРП. Было обнаружено, что при УФО происходит параллельное смещение кривых распределения КРП. Объяснение этого явления заключается в том, что УФО смещает энергетические уровни адсорбированных на поверхности металла атомов на определённую величину и вызывает десорбцию слабо связанных адатомов. В результате УФО (с учётом равномерности освещения поверхности) происходит изменение РВЭ на постоянную величину для всех точек поверхности. Также были выполнены измерения распределения РВЭ на одной и той же поверхности образца, не подвергающегося механическому воздействию в течение длительного времени. Данные экспериментов свидетельствуют о равномерном по всей поверхности приращении РВЭ, вызванном воздействием атмосферных изменений. Таким образом, появляется возможность выделить участок образца, не подверженный деформациям, а затем изменения РВЭ на этом участке вычитать из значений РВЭ в зоне деформирования в процессе испытаний на усталость.

Измерения РВЭ осуществлялись в комплексе с испытаниями на усталость при неизменной фиксации образца в зажимах головки вибростенда и относительно сканирующего электрода.

Методами рентгенодифрактометрии и электронномикроскопического анализа изучено влияние отжига и циклической наработки на изменения в структуре изучаемых сплавов.

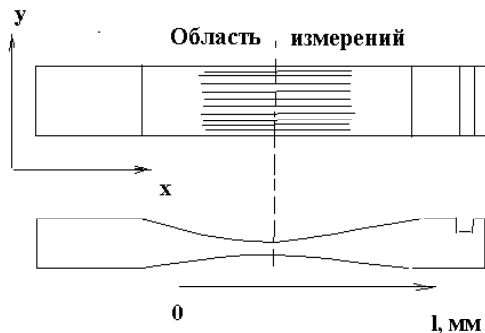


Рисунок 3. Образец для испытаний на усталость

На рис. 4 представлены кривые распределения РВЭ в области концентратора напряжений при испытаниях на одноосное растяжение исследованных материалов (координата 0 соответствует середине рабочей части образца). Оказалось, что все особенности протекания пластического течения металлов наглядно отражаются на этих кривых. Так, например, формирование двух участков с максимальной степенью пластического деформирования выражается на кривой 1 двумя локальными прогибами. Подтвердилось, что для каждого металла существует предельное значение РВЭ, вызванное пластическим деформированием до разрушения. Распределение РВЭ отражает локальные деформационные процессы по поверхности. Большей степени деформации в рабочей области образца соответствует большее уменьшение РВЭ. Появляется возможность неразрушающего способа предсказания места разрушения образцов и деталей.

Приращение РВЭ пропорционально степени пластического деформирования $\Delta\Phi \sim \epsilon$. Распределение РВЭ отражает локализацию деформирования, определяет интенсивность протекания деформационного процесса.

Рентгенодифракционный анализ осуществлялся на K_{β} - излучении трубки с железным анодом. Исследовалась линия (400). Результаты приведены в таблице 1. Проведенные измерения позволяют сделать вывод о существенном влиянии вакуумного отжига на изменение ширины дифракционного пика. Известно, что уменьшение ширины дифракционного пика означает снижение плотности структурных дефектов в металле.

Испытания на усталость и измерения контактной разности потенциалов проводились на образцах, изготовленных из сплава ЭП479. Основные режимы испытаний представлены в таблице 2.

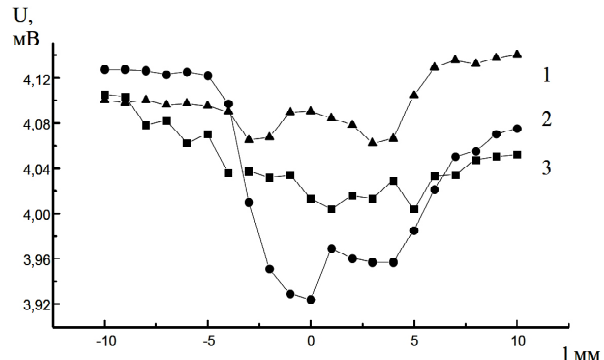


Рисунок 4. Потенциальный рельеф поверхности после образования «шейки» текучести образцов: 1 – ЭП479; 2 – Ст.3; 3 – ЭП866

Таблица 1. Влияние отжига на положение и ширину интерференции (400)

Пов-ть образца	Дифракционный пик, град.	Уширение пика, град.	Примечание
ЭП479 Шлифованная	150,416 150,500	2,298 1,872	до отжига после отжига
ЭП479 Полированная	150,644 150,500	3,456 2,352	до отжига после отжига
ЭП866 Шлифовка	150,425 150,769	3,648 2,688	до отжига после отжига

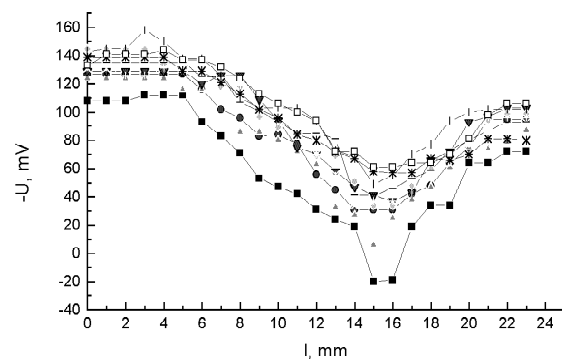


Рисунок 5. Распределение КРП по поверхности образца после первой наработки (10^5 циклов). Измерения проведены вдоль одиннадцати линий, параллельных оси образца

После 1-й наработки провели восстанавливающую обработку двух типов (закалка + отпуск или отпуск). Затем испытывали образцы до разрушения. Данные о влиянии термообработок на усталостную долговечность приведены в таблице 3 (кроме разрушенных образцов 4 и 10).

Из анализа данных таблицы 2 вытекает следующее заключение. Долговечность образцов при нагрузке 350 МПа составляет в среднем 15 млн. циклов; при 450 МПа средняя долговечность на порядок меньше: 1,38 млн. циклов.

Таблица 2. Режимы испытаний на усталость образцов из сплава ЭП479

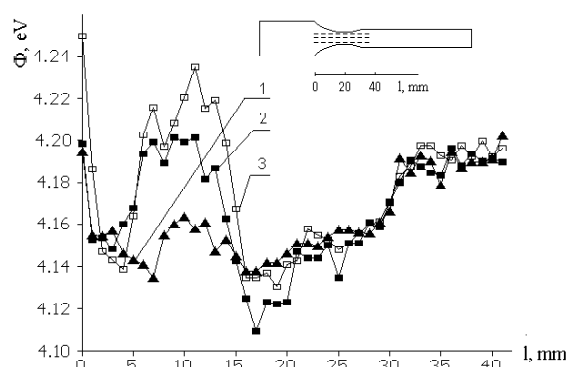
Номер образца, №	Размеры образцов			Частота, Гц	Нагрузка, МПа	Число циклов N	Примечания
	b мм	H мм	l мм				
1	12	1,00	37	237	350	5000000	
2	12	1,23	37	228	450	100000	
3	12	1,25	37	233	450	1000000	
4	12	1,27	37	233	450	1833185	разрушен
5	12	1,27	37	223	350	1000000	
6	12	1,29	37	241	450	100000	
7	12	1,27	37	239	350	100000	
8	12	1,24	37	233	350	100000	
9	12	1,25	37	234	450	1000000	
10	12	1,24	37	239	350	2055900	разрушен
11	12	1,28	37	241	350	5000000	
12	12	1,27	37	238	350	1000000	

На кривых постепенно образуется характерный прогиб. (Напомним, что на оси ординат отложены отрицательные значения контактной разности потенциалов. Следовательно, такой же прогиб — минимум наблюдается и на кривых, описывающих распределение работы выхода электронов). Очевидно, что чем больше механические напряжения на данном участке образца, тем больше величина прогиба кривых распределения.

То же явление наглядно иллюстрируют данные испытаний (рис. 6) образца, геометрия которого указана над рисунком. До испытаний значения РВЭ находились в пределах 4,18...4,20 эВ. По мере воздействия знакопеременных напряжений наблюдается постепенное снижение работы выхода в области концентратора напряжения. Работа выхода уменьшается в той области образца, где амплитуда приложенных напряжений больше. Поперечное сечение образца минимально в точке, которая находится на расстоянии 17 мм.

Таблица 3. Влияние термической обработки на усталостную долговечность

Номер образца	Число циклов			Нагрузка МПа	Режим восстанавливающей термообработки
	1-я наработка N ₁ , цикл	2-я наработка N ₂ , цикл	Наработка разрушения N _Σ , цикл		
1	5000000	7878584	12878584	350	закалка, отпуск
5	1000000	5976509	6976509	350	отпуск
7	100000	21717431	21717531	350	закалка, отпуск
8	100000	3289131	3289231	350	отпуск
11	5000000	42498939	47498939	350	отпуск
12	1000000	11478335	12478335	350	закалка, отпуск
2	100000	395328	495328	450	отпуск
3	1000000	758743	1758746	450	закалка, отпуск
6	100000	1339326	1339436	450	отпуск
9	1000000	616950	1616950	450	закалка, отпуск

**Рисунок 6.** Распределение РВЭ вдоль поверхности образца из сплава ЭП479 для наработок 1 — 28; 2 — 85; 3 — 97 млн. циклов

Характерные результаты систематических последовательных измерений работы выхода во время испытаний на усталость показаны на рис. 7. Перед испытаниями, как видно из рисунка, наблюдается некоторое рассеяние значений, измеренных в пределах поверхности одного и того же образца. Это рассеяние составляет примерно 30 мэВ. Область образца длиной 10 мм находится внутри зажима; следует сравнить значения РВЭ в нагружаемой области (15...25 мм от левого края) и значения РВЭ в мало нагруженной части (дальше 25 мм). Наибольший уровень напряжений находится на расстоянии 17 мм от левого края. На рис. 7 видно, что появляется ярко выраженный минимум РВЭ; падение достигает 75 мэВ. Это более, чем в два раза больше, чем рассеяние точек. Важно, что наблюдаемое падение работы выхода произошло во времени, которое вдвое меньше общей долговечности образца. В результате дальнейших испытаний минимум размывается. Разница в работе выхода в нагруженной и в ненагруженной частях образца достигает 100 мэВ.

Таким образом, значения работы выхода уменьшаются в том месте образца, где в дальнейшем происходит обрыв межатомных связей, и это падение происходит задолго до непосредственного нарушения сплошности материала.

При постоянной циклической нагрузке происходят локальные пластические деформации на отдельных участках рабочей поверхности образца. При этом в начале испытаний при небольших нагрузках наблюдается сравнительно равномерный процесс, характеризующийся постоянством средних значений КРП с течением времени. Но стоит только увеличить нагрузку (ближе к пределу усталости), как в районе формирования усталостной трещины наблюдается скачок КРП, соответствующий уменьшению РВЭ. Это означает, что увеличение нагрузки до предела усталости приводит к активным пластическим деформациям в поверхностном слое материала. Релаксирующий, монотонный характер роста РВЭ может быть объяснен диффузионными процессами на ме-

таллической поверхности в поле циклических нагрузок. Неравновесные для данных условий нагружения, дефекты структуры поверхности аннигилируют. Завершающий участок при постоянной нагрузке свидетельствует об отсутствии заметной поверхностной деформации, и только приращение нагрузки приводит к снижению РВЭ. Возможно, что существуют предельные значения приращения РВЭ как в направлении уменьшения, так и в направлении роста, после достижения которых интенсифицируются процессы структурной перестройки на поверхности, изменяющие знак приращения РВЭ. Важно отметить, что эти процессы осуществляются в поле механических нагрузок.

Методом дифракционной электронной микроскопии исследованы образцы из сплава ЭП479 после испытаний на многоцикловую усталость. Структура сплава ЭП479 после закалки и отпуска представляет собой мартенсит, состоящий из пакетов параллельных пластин с высокой плотностью дислокаций. По границе и внутри первичных зёрен аустенита наблюдали выделения карбидной фазы. Анализ показал, что это частицы типа $Me_{23}C_6$, размером 0,2...0,5 мкм (рис. 8).

В рабочей части образца № 1 с циклической нагрузкой при напряжении $\sigma = 46$ кгс/мм², $N = 1125390$ циклов структура в районе трещины. Наблюдается фрагментация мартенситных пластин. Под действием циклической нагрузки происходит взаимодействие дислокаций с образованием субзеренной структуры (рис. 8а).

Напряжённое состояние вблизи границ усугубляется скоплением дислокаций. Поджатые к

границам дислокации создают локальную концентрацию напряжений, что может являться предвестником образования субмикротрещин. Препятствием для перемещения дислокаций являются частицы фаз, присутствующие в сплаве.

Не только частицы препятствуют перемещению дислокаций, но и образование субзеренной структуры приводит к более равномерному распределению дислокаций. Чем более однородная структура, тем лучше, меньше вероятность разрушения. Эта особенность хорошо просматривается в образцах №3, 6 и 10. В образце №3 с циклической нагрузкой при напряжении $\sigma = 46$ кгс/мм², $N = 2200000$ циклов наблюдаются субзерна размером 0,3–0,4 мкм (рис. 8б). Увеличение числа циклов до 2000000 при напряжениях 30 и 42 кгс/мм² приводит к более однородной, мелкой субзеренной структуре (рис. 8в), т.е. к однородной пластической деформации. Размеры субзерен достигают 0,1–0,2 мкм. Поэтому, как образец №6, так и №10, при такой однородной мелкой субзеренной структуре и не разрушаются.

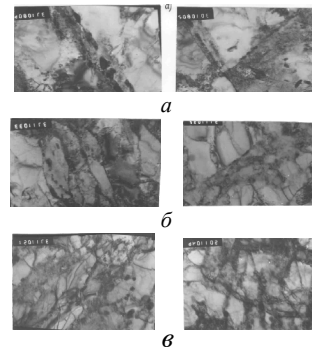


Рисунок 8. Структура сплава ЭП479 в районе трещины при наработке $1,1 \cdot 10^6$ циклов (а); $2,2 \cdot 10^6$ циклов (б); $20 \cdot 10^6$ циклов (в)

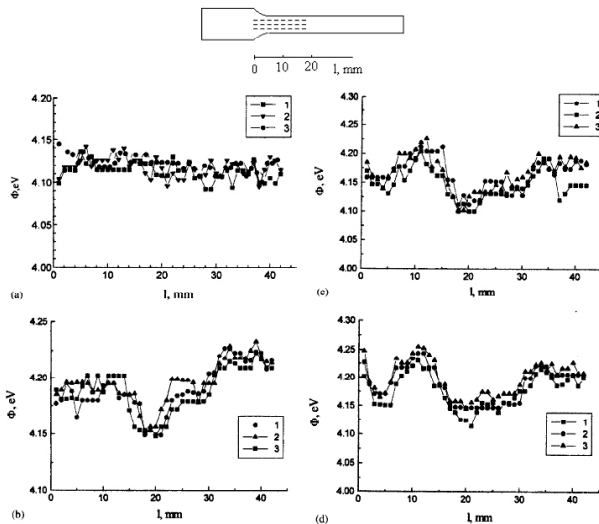


Рисунок 7. Кривые распределения работы выхода электрона для образца, испытанного на усталость. Три вида точек соответствуют измерениям вдоль трех линий, параллельных оси образца: а – начальное состояние (число циклов $N = 0$); б – кривые от 1 до 3: N изменяется от 52 до 69 млн. циклов; в – кривые от 1 до 3: N изменяется от 72 до 84 млн. циклов; д – кривые от 1 до 3: N изменяется от 89 до 97 млн. циклов

Повышение напряжения воздействует в меньшей степени, только циклическая нагрузка влияет на структуру сплава. Образцы с малой циклической нагрузкой разрушаются, а при высокой – разрушения не происходит, т.е. однородная пластическая деформация благоприятно влияет на структуру сплава. Выборочные исследования сплава ЭП866 показали аналогичную картину структуры поверхности в районе концентратора напряжений.

Таким образом, электронномикроскопическое исследование сплава ЭП479 и ЭП866 показало, что под действием циклической нагрузки происходит аннигиляция и взаимодействие дислокаций с образованием субзеренной структуры. Чем больше количество циклов, тем более однородная мелкая субзеренная структура наблюдается.

ВЫВОДЫ

Выполненное исследование процесса усталости позволяет предположить существование двух основных стадий структурных изменений в по-

верхностном слое металлов: стадия обратимых структурных перестроек, когда величина РВЭ для данной точки поверхности периодически уменьшается и увеличивается, колеблясь вблизи некоторого среднего значения; стадия необратимых структурных изменений в материале поверхностного слоя, когда РВЭ в данной точке монотонно уменьшается вплоть до разрушения образца.

Установлено, что в зоне активных циклических деформаций на формирование энергетического рельефа основное влияние оказывает изменение структуры самого металла.

Под действием циклического напряжения в результате локальной пластической деформации происходит деформационное упрочнение, а при некотором числе циклов наступает его насыщение. Выход дислокаций на свободную поверхность сопровождается увеличением атомарной шероховатости поверхности, что приводит к уменьшению РВЭ (рост плотности дислокационных ступенек на свободной поверхности). При достижении определенного значения плотности дислокационных ступенек на поверхности (определяется количеством работающих плоскостей скольжения дислокаций) изменение РВЭ прекращается. Обнаружено, что поверхность образца, охваченная выходом дислокаций на поверхность, соответствует практически всей рабочей области образца.

В результате проведенного исследования обнаружено, что последующая обработка отпуском и закалкой сохраняет особенности энергетического рельефа, сформированные после первой циклической наработки.

Изменение РВЭ отражает процессы, происходящие на металлической поверхности как границы раздела металл-среда. Данные измерений свидетельствуют о далекодействующем характере изменений РВЭ. Два участка поверхности, удаленные друг от друга на макроскопическое расстояние, взаимодействуют как через объем металла, посредством электронов проводимости, так и через атомные связи в плоскости поверхности (поверхностные упругие волны). Таким образом, при циклическом нагружении металлов возможен перенос энергии в любую точку поверхности образца. Наблюдается сближение поперечных значений РВЭ в пределах доступных значений энергии в зависимости от уровня деформаций. Градиент продольных значений РВЭ можно объяснить расшатыванием и разрушением адсорбционного слоя.

Обнаружено, что при отпуске РВЭ уменьшается, а при обработке закалкой с последующим отпуском РВЭ увеличивается.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Жарин А. Л. Влияние контактных деформаций на величину работы выхода электрона поверхностей / А. Л. Жарин, Е. И. Фишбейн, Н. Шипица // Трение и износ. — 1995. — т. 16, № 3. — С. 488–504.
2. Mousokhranov M. V. Experimental Reserch of Surface Energy Value of Fe37-3FN, C45 and 41Cr4 Steels / M. V. Mousokhranov, V. V. Kalmykov, E. N. Malyshev // International Journal of Applied Engineering. 2017. — Vol. 12, N 17. — С. 6428–6433.
3. Wen Li. Exploring the application of the Kelvin method the history prior to wear and the onset of wear / Li Wen, D.Y. Li // Wear. — 2012. — 253. — P. 746–751.
4. Андреев Л. А. Влияние деформации на работу выхода монокристаллических молибденовых нитей / Л. А. Андреев, Э. Я. Палиге // Физика твёрдого тела. — 1961. — 3, № 10. — С. 3076–3082.
5. Андреев Л. А. Исследование поверхностей холоднодеформированных металлов методом измерения работы выхода электронов / Л. А. Андреев, А. А. Жуховицкий, А. А. Галаев // Электрохимия. — 1969. — 5, № 1. С. 65–70.
6. Craig P. P. Direct observation of stress-induced shifts in contact potentials/ P.P. Craig // Phys.Rev.Lett. — 1969. — 22, N 14. — P. 700–703.
7. Влияние деформации и остаточных напряжений в металлах на работу выхода электронов / В. В. Левитин, С. В. Лоскутов, В. В. Погосов // Физика металлов и металловедение. — 1990. — № 9. — С. 73–79.
8. Левитин В. В. О тензоэмиссионном эффекте в металлах / В. В. Левитин, В. В. Погосов, С. В. Лоскутов // Письма в журнал технической физики. — 1990. — 16, № 3. — С. 14–17.
9. Лоскутов С. В. Изменение работы выхода электронов под влиянием деформирования металла / С. В. Лоскутов, В. В. Левитин, М. И. Правда // Физика металлов и металловедение. — 1995. — 79, № 5. — С. 3–7.
10. Levitin V.V. Influence of Cyclic Stresses upon the Electronic Work Function for the Metal Surface / V. V. Levitin, S. V. Loskutov, M. I. Pravda // Solid State Communication. — 1994. — 92, N 12. — P. 973–976.
11. Алёхин В. П. Физика прочности и пластичности поверхностных слоёв материалов. — М.: Наука, 1983. — 280 с.
12. Вакансии и другие точечные дефекты в металлах и сплавах : Пер. с англ. — М. : Металлургиздат, 1961. — 303 с.
13. Горицкий В. М., Терентьев В. Ф. Структура и усталостное разрушение металлов / Горицкий В. М., Терентьев В. Ф. — М. : Металлургия, 1980. — 208 с.
14. Коцаньда С. Усталостное разрушение металлов. — М. : Металлургия, 1976. — 456 с.
15. Дехтяр И. Я. Связь электронной структуры дефектов с прочностными характеристиками.

- ми металла по данным позитронной аннигиляции / И. Я. Дехтяр, Э. Г. Мадатова, Н. М. Нанчева // Доклады АН СССР. — 1978. — 243, № 3. — С. 638–640.
16. Дехтяр И. Я. Электронная структура дефектов в материалах, разрушенных циклической деформацией / И. Я. Дехтяр, Э. Г. Мадатова, А. Чижек, М. Шоб // Механическая усталость металлов : Материалы VII Междунар. коллоквиума. — Киев, 1983. — С. 139–146.
17. Basinski S. J. Early stages of fatigue in copper single crystals / S. J. Basinski, Z. S. Basinski, A. Howie // Phil. Mag. — 1969. — 19, N 161. — P. 899–924.
18. Горицкий В.М., Терентьев В.Ф. Структура и усталостное разрушение металлов. — М. : Металлургия, 1980. — 208 с.
19. Study of dislocation structure in a polycrystalline pure aluminium strained under fatigue conditions / G. Guichon, J. Chicois, C. Esnouf, R. Fougères // Fatigue 84: Proc of the 2-nd Int. Conf. on Fatigue Thresholds: Birmingham, 3–7 Sept. 1984. — Warley, Vol. 1. — P. 31–40.

Статья поступила в редакцию 10.06.2019

- Лоскутов С. В.** д-р фіз.-мат. наук, професор, завідувач кафедри фізики Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: svl@zntu.edu.ua
- Павленко Д. В.** канд. техн. наук, доцент, професор кафедри технології авіаційних двигунів Національного університету «Запорізька політехніка», провідний інженер ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна, e-mail: dvp1977dvp@mail.com
- Гончар Н. В.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технології машинобудування Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: gonchar@zntu.edu.ua
- Степанов Д. М.** старш. викл. кафедри технології машинобудування Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: stepanovzntu@gmail.com
- Щетиніна М. О.** молод. наук. співроб. кафедри технології авіаційних двигунів Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: Majtimo11@gmail.com
- Двірник Я. В.** начальник відділу АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, e-mail: dvirnyk@gmail.com

ВПЛИВ ВТОМЛЕННОСТИ І ВІДНОВЛЮЮЧОЇ ТЕРМООБРОБКИ НА ЕНЕРГЕТИЧНИЙ РЕЛЬЕФ ПОВЕРХНІ ДЕТАЛЕЙ ГТД

Мета роботи. Дослідження залежності роботи виходу електронів від підготовки і виду відновлюючої термообробки зразків зі сплавів ЕП479 і ЕП866, що використовуються для виготовлення лопаток ГТД, і від параметрів випробувань на втомленість, а також визначення закономірностей розподілу РВЕ по поверхні досліджуваних зразків.

Методи дослідження. Метод рентгеноструктурного аналізу застосовували для дослідження зміни мікроструктури сплавів (ширина дифракційного піку) до і після відпау зразків. Роботу виходу електронів визначали за допомогою виміру контактної різниці потенціалів. Методом дифракційної електронної мікроскопії досліджували зміни в структурі сплавів в місці утворення тріщин.

Отримані результати. Були проведені всебічні дослідження змін, що відбуваються в робочій частині зразків при циклічному навантаженні, а також після відновлюючої термообробки і повторного циклічного напруження. Встановлено, що в зоні активних циклічних деформацій на формування енергетичного рельєфу основний вплив робить зміна структури самого металу.

Виявлено, що подальша обробка відпуском і загартовуванням зберігає особливості енергетичного рельєфу, сформовані після першого циклічного напруження.

Вивчення процесу втомленості за допомогою РВЕ показало наявність двох стадій: зворотних структурних змін — РВЕ коливається, повертаючись на початкове середнє значення, і після певного моменту зміни структури стають незворотними і ведуть до руйнування — значення РВЕ неухильно падає.

Наукова новизна. Вперше дослідження роботи виходу електронів були застосовані при вивченні процесів втомленості сплавів ЕП479 і ЕП866, що використовуються в авіадвигунобудуванні для виготовлення лопаток ГТД, що працюють при знакозмінних навантаженнях. Встановлено, що термічна обробка після циклічного напруження веде до відновлення енергетичного рельєфу поверхні досліджу-

ваних сплавів.

Практична цінність. Дослідження РВЕ може служити неруйнівним методом контролю лопаток ГТД, тому що в місці найбільш активно протікаючих мікродеформацій, в якому після напрацювання з'являються тріщини, значення РВЕ в цьому місці поверхні показує провал – різке падіння вже через 1% бази випробувань.

Ключові слова: лопатки ГТД; структура поверхні; циклічні навантаження; робота виходу електронів; контактна різниця потенціалів; термообробка.

- Loskutov S. V.** Dr. F. Sciences, Professor, Head of the Department of Physics of National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhia, Ukraine, e-mail: svl@zntu.edu.ua
- Pavlenko D. V.** Ph.D, Associate Professor, Professor of the Aircraft Engines Technologies Department of National University «Zaporizka politeknika», Lead Engineer of State enterprise "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: dvp1977dvp@mail.com
- Honchar N. V.** Ph.D, Associate Professor, Associate Professor of the Mechanical Engineering Department of National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: gonchar@zntu.edu.ua
- Stepanov D. M.** Senior Lecturer of the Mechanical Engineering Department of National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: stepanovzntu@gmail.com
- Shchetynina M. O.** Junior Researcher. of the Aircraft Engines Technologies Department of National University «Zaporizka politeknika», Zaporizhzhia, Ukraine e-mail: Majtimo11@gmail.com
- Dvirnyk Ya. V.** Head of Department, Motor Sich JSC, Zaporizhia, Ukraine, e-mail: dvirnyk@gmail.com

INFLUENCE OF FATIGUE AND RESTORING HEAT TREATMENT ON THE ENERGY RELIEF OF THE SURFACE OF GTE DETAILS

Purpose. The study of the dependence electron work function (EWF) from type of processing and restoring heat treatment of samples from alloys of GTE blades, and from fatigue tests; the determination the patterns of distribution of EWF over the surface of tested samples.

Methodology. The method of X-ray analysis was applied to the study of changes in the microstructure of the alloys (the width of the diffraction peak) before and after annealing the samples. The electron work function was determined by measuring the contact potential difference. The method of diffraction electron microscopy was used for study of changes in the structure of the alloys in the area of formation of cracks.

Findings. Comprehensive studies were carried out on the changes occurring in the working part of the samples during cyclic loading, as well as after restoring heat treatment and repeated cycling. It has been established that in the zone of active cyclic deformations, the formation of the energy relief is mainly influenced by a change in the structure of the part metal.

It was found that the subsequent processing by tempering and quenching retains the peculiarities of the energetical relief, which was formed after the first cyclic operating time.

The study of the process of fatigue using EWF showed the presence of two stages: reversible structural changes – EWF fluctuates, returning to the initial average value, and after a certain moment of change, the structures become irreversible and lead to destruction – the value of EWF steadily decreases.

Originality. For the first time, studies of the electron work function were applied in the study of the fatigue processes of EP479 and EP866 alloys used in aircraft engine building for the manufacture of GTE blades operating under alternating loads. It has been established that heat treatment after long cyclic load leads to the restoration of the energy relief of the surface of these alloys.

Practical value. The study of EWF can serve as a non-destructive method of controlling GTE blades, since the place of the most actively occurring microdeformations, in which then cracks appear after the accumulation, the values of the EWF in this place of the surface show a failure – a sharp drop already after 1% of the test base.

It has been established that, after operating out, a restoring heat treatment can be successfully applied to increase the fatigue resistance of samples from these alloys.

Key words: GTE blades; surface structure; cyclic loads; electron work function; contact potential difference; heat treatment.

REFERENCES

1. Zharin A. L., Fishbeyn E. I., Shipitsa N. (1995). Vliyanie kontaktnykh deformatsiy na velichinu raboty vyihoda elektrona poverhnostey. *Trenie i iznos*, 16, 3, 488–504. (in Russian)
2. Mousokhranov M. V., Kalmykov V. V., Malyshev E. N. (2017). Experimental Reserch of Surface Energy Value of Fe37-3FN, C45 and 41Cr4 Steels. *International Journal of Applied Engineering*, 12, 17. 6428–6433.
3. Wen Li. (2012). Exploring the application of the Kelvin method the history prior to wear and the onset of wear. *Wear*. 746–751.
4. Andreev L. A., Palige E. Ya. (1961). Vliyanie deformacii na rabotu vyihoda monokristallicheskih molibdenovykh nitej. *Fizika tvyordogo tela*, 3(10), 3076–3082. (in Russian).
5. Andreev L. A., Zhuhovickij A. A., Galaev A. A. (1969). Issledovanie poverhnostej holodno-deformirovannykh metallov metodom izmereniya raboty vyihoda elektronov. *Elektrokhimiya*, 5(1), 65–70. (in Russian)
6. Craig P. P. (1969). Direct observation of stress-induced shifts in contact potentials. *Phys. Rev. Lett*, 22(14), 700–703.
7. Levitin V. V., Loskutov S. V., Pogosov V. V. (1990). Vliyanie deformacii i ostatochnykh napryazhenij v metallah na rabotu vyihoda elektronov. *Fizika metallov i metallovedenie*, 9. 73–79. (in Russian)
8. Levitin V. V., Pogosov V. V., Loskutov S. V. (1990). O tenzoemissionnom effekte v metallah. *Pisma v zhurnal tehnichejskoj fiziki*, 16 (3), 14–17. (in Russian)
9. Loskutov S. V., Levitin V. V., Pravda M. I. (1995). Izmenenie raboty vyihoda elektronov pod vliyaniem deformirovaniya metalla. *Fizika metallov i metallovedenie*, 79(5), 3–7. (in Russian)
10. Levitin V. V., Loskutov S. V., Pravda M. I. (1994). Influence of Cyclic Stresses upon the Electronic Work Function for the Metal Surface. *Solid State Communication*, 92(12), 973–976.
11. Alyohin V. P. (1983). Fizika prochnosti i plastichnosti pove-rhnostnykh slojov materialov. M.: Nauka, 280 (in Russian)
12. Vakansii i drugie tochechnye defekty v metallah i splavah (1961). Per. s angl. M.: Metallurgizdat, 303.
13. Gorickij V. M., Terentev V. F. (1980). Struktura i ustalostnoe razrushenie metallov. M.: Metallurgiya, 208. (in Russian)
14. Kocanda S. (1976). Ustalostnoe razrushenie metallov. M.: Metallurgiya, 456 s. (in Russian)
15. Dehtyar I. Ya., Madatova E. G., Nancheva N. M. (1978). Svyaz elektronnoj struktury defektov s prochnostnymi harakteristikami metalla po dannym pozitronnoj annigilyacii. *Doklady AN SSSR*, 243(3), 638–640. (in Russian)
16. Dehtyar I. Ya., Madatova E. G., Chizhek A., Shob M. (1983). Elektronnaya struktura defektov v materialah, razrushennykh ciklicheskoj deformaciej. *Mehanicheskaya ustalost metallov: Mate-rialy VII Mezhdunar. kollokv.* Kiev, 139–146. (in Russian)
17. Basinski S. J., Basinski Z. S., Howie A. (1969). Early stages of fatigue in copper single crystals. *Phil. Mag*, 19(161), 899–924.
18. Gorickij V. M., Terentev V. F. (1980). Struktura i ustalostnoe razrushenie metallov. M.: Metallurgiya, 208 (in Russian)
19. Guichon G., Chicois J., Esnouf C., Fougères R. (1984). Study of dislocation structure in a polycrystalline pure aluminium strained under fatigue conditions. *Fatigue 84: Proc of the 2-nd Int. Conf. on Fatigue Thresholds: Birmingham*, 3–7 Sept. Warley, 1, 31–40.

УДК 669.245.018.044:620.193.53

- Глотка О. А.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри «Фізичне матеріалознавство» Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна
e-mail: glotka-alexander@ukr.net;
- Гайдук С. В.** д-р. техн. наук, с.н.с., професор кафедри «Фізичне матеріалознавство» Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна
e-mail: gayduksv@gmail.com;
- Кононов В. В.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри «Технології машинобудування» Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна
e-mail: kononov@gmail.com

ВПЛИВ СИСТЕМИ ЛЕГУВАННЯ ТА РОЗМІРНОЇ НЕВІДПОВІДНОСТІ КРИСТАЛІЧНИХ ҐРАТОК γ - ТА γ' - ФАЗ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ МІЦНОСТІ МОНОКРИСТАЛІЧНИХ ЖАРОМІЦНИХ НІКЕЛЕВИХ СПЛАВІВ

Мета роботи. Отримання прогнозуючих регресійних моделей, за допомогою яких можна адекватно розраховувати механічні властивості монокристалічних жароміцних нікелевих сплавів, без проведення попередніх експериментів.

Методи дослідження. Для експериментально-теоретичних досліджень температурної працездатності сформована робоча вибірка сплавів, що складається з відомих промислових жароміцних нікелевих сплавів для монокристалічного лиття вітчизняного і зарубіжного виробництва, які за вмістом основних елементів охоплюють широкий діапазон легування. Отримані значення оброблялися в програмному комплексі Microsoft Office в пакеті EXCEL методом найменших квадратів з отриманням кореляційних залежностей типу «параметр-властивість» з отриманням математичних рівнянь регресійних моделей (ліній трендів), які оптимально описують ці залежності.

Отримані результати. В роботі розглянуто вплив легувальних елементів на схильність їх до утворення фаз в ливарних жароміцних нікелевих сплавах. На основі впливу елементів на фазоутворення було вперше розроблено коефіцієнт співвідношення легувальних елементів $K_{\gamma'}$ в сплавах даного класу.

Виявлено тісну кореляційну залежність співвідношення $K_{\gamma'}$ з розмірною невідповідністю кристалічних ґраток γ - та γ' - фаз (місфіт). Також показано, що для багатокомпонентних нікелевих систем можна з високою вірогідністю прогнозувати місфіт, який істотно впливає на характеристики міцності сплавів даного класу.

Наведено регресійні моделі кореляційних залежностей від розмірної невідповідності (γ/γ' - місфіта), які дають можливість прогнозувати границі короткочасної і тривалої міцності сплавів. Показано, що величина місфіта при температурі експлуатації повинна прагнути до нуля. Це забезпечить підвищення структурної стабільності за рахунок зведення до мінімуму структурних напружень, що робить позитивний вплив на міцність і пластичні характеристики.

Наукова новизна. В роботі вперше запропоновано коефіцієнт співвідношення легувальних елементів, $K_{\gamma'}$, який має тісний кореляційний зв'язок з характеристиками міцності та розмірної невідповідності ливарних жароміцних нікелевих сплавів.

Практична цінність. Показано перспективний і ефективний напрямок у вирішенні задачі прогнозування основних характеристик, що впливають на комплекс службових властивостей сплавів як при розробці нових монокристалічних жароміцних нікелевих сплавів, так і при вдосконаленні складів відомих промислових марок даного класу.

Ключові слова: математичне моделювання; ливарні жароміцні нікелеві сплави; розмірна невідповідність кристалічних ґраток (місфіт); короткочасна та довготривала міцність; співвідношення легувальних елементів.

ВСТУП

Найбільш відповідальними деталями газотурбінних двигунів (ГТД) є лопатки газової турбіни, що визначають максимальну температуру робочого газу на вході в турбіну, питому потужність,

економічність і ресурс двигуна. Одним із шляхів вирішення завдання підвищення робочої температури газу перед турбіною (до 2000...2200 К в перспективних двигунах) є застосування в турбіні лопаток з монокристалічною структурою з ли-

варних жароміцних нікелевих сплавів (ЖНС) нового покоління.

1 АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ ПУБЛІКАЦІЙ

Основна перевага монокристалічних лопаток, в порівнянні зі звичайними полікристалічними ЖНС, полягає в більш високому опорі високотемпературної повзучості, обумовленому відсутністю в сплаві границь зерен, оскільки їх структура сформована гілками одного дендрита, що розвинувся від монокристалічної затравки [1–3].

На мікроскопічному рівні структура монокристалічних жароміцних нікелевих сплавів представлена тільки двома фазами: частинками γ' -фази, розсіяними в матриці із складнолегованого γ -твердого розчину на нікелевій основі [4, 5]. У свою чергу частки інтерметалідної γ' -фази розрізняються розмірами і складаються з кубічних мікрочастинок, які розділені нанопрошарками γ -фази.

Зміцнення γ' -фазою забезпечує тривале збереження високотемпературної працездатності сплавів даного класу в широкому інтервалі температур, аж до 1150 °C [6]. Отже, найважливіша роль в опорі високотемпературної повзучості монокристалічних ЖНС належить таким структурно-фазовим характеристикам, як період кристалічних ґраток γ -і γ' -фаз і їх розмірна невідповідність або γ/γ' -місфіт, який розраховується за формулою $\delta = 2((a_{\gamma'} - a_{\gamma}) / (a_{\gamma} + a_{\gamma'}))100\%$, де a_{γ} і $a_{\gamma'}$ – періоди ґраток γ -і γ' -фаз, відповідно [4, 7, 8].

Експериментально встановлено, що вплив легуючих елементів на період кристалічних ґраток γ' -фази слабкіше, ніж γ -твердого розчину в багатокомпонентних жароміцних сплавах на основі нікелю. Місфіт γ/γ' визначається, головним чином, тими легуючими елементами, які найбільш сильно збільшують період ґраток γ -твердого розчину. Такими елементами, в порядку зростання впливу на період ґраток γ -фази, є Ru, Re, Mo, W, Nb і Ta [9, 10].

2 МЕТА РОБОТИ

Мета даної роботи – отримання прогнозуючих регресійних моделей, за допомогою яких, можна адекватно розраховувати механічні властивості монокристалічних ЖНС, без проведення попередніх експериментів.

3 ОБ'ЄКТИ ТА МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ

Для експериментально-теоретичних досліджень температурної працездатності, сформована робоча вибірка сплавів, що складається з відомих промислових ЖНС для монокристалічного лиття вітчизняного і зарубіжного виробництва, наступ-

них марок: CMSX2, CMSX3, CMSX4, CMSX10, AM1, 203E, TUT92, PWA1484, PWA1480, SRR99, NASAIR100, SMP14, R162, TMS71, TMS75, ReneN4, ReneN5, ReneN6, SC180, MC2, ЖС36, ЖС30М, ЖС40, ЖС 47. Вибірка сплавів була зроблена з позиції різноманітності хімічних складів (систем легування), які за змістом основних елементів охоплюють широкий діапазон легування.

Отримані значення оброблялися в програмному комплексі Microsoft Office в пакеті EXCEL методом найменших квадратів з отриманням кореляційних залежностей типу «параметр-властивість» з отриманням математичних рівнянь регресійних моделей (ліній трендів), які оптимально описують ці залежності.

4 РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА ЇХ ОБГОВОРЕННЯ

Враховуючи, що роль в опорі високотемпературної повзучості монокристалічних ЖНС належить такому структурному параметру, як розмірна невідповідність (γ/γ' -місфіт), яке залежить від системи легування, то актуальним стоїть завдання – отримання оптимальної регресійної моделі для розрахунку даної характеристики на основі хімічного складу сплавів класу монокристалічних ЖНС.

Всі компоненти, що використовуються при легуванні ЖНС, можна умовно розділити на три групи: ті, що розчиняються головним чином в твердому розчині (Co, Cr, Mo, W, Re), ті, що розчиняються переважно в γ' -фазі (Al, Ti, Ta, Hf) і карбідоутворюючі елементи (Ti, Ta, Hf, Nb, V, W, Mo, Cr). Оскільки в монокристалічних сплавах вміст вуглецю зведено до мінімуму, то карбідоутворюючі елементи розподіляються між γ -і γ' -фазами. Таким чином, поділ легувальних елементів зводиться до двох груп.

З іншого боку, до складу γ' -фази входять багато елементів: Al, Ti, Nb, Cr, Co, Mo, W, V і ін. Але їх вміст в γ' -фазі і вплив на її кількість в структурі, має суттєві відмінності. Цей вплив пов'язаний зі здатністю елементів утворювати з нікелем стабільні інтерметалідні фази типу Ni_3Me . Звідси випливає, що на місфіт і механічні властивості сплавів впливають не тільки елементи, які відносяться до γ' -утворюючих, а й ті, які класифікуються як твердорозчинні зміцнювачі.

В результаті аналізу і обробки експериментальних даних запропоновано співвідношення легуючих елементів

$$K_{\gamma'} = \frac{\sum_{\gamma'} (Al + Ti + Nb + Ta + Hf)}{0,2 \sum_{\gamma} (Cr + W + Mo + Re + Co + Ru)}$$

(калібрувальний коефіцієнт 0,2 було визначено емпіричним шляхом) для оцінки механічних властивостей, яке враховує комплексний вплив основних компонентів сплаву. Оскільки розмірна

невідповідність параметрів ґраток пов'язана зі ступенем концентраційного твердорозчинного зміцнення γ - і γ' - фаз, ефективністю дисперсійного зміцнення сплаву, швидкістю повзучості і іншими властивостями монокристалів, то співвідношення K дозволяє зв'язати ці властивості з багатокомпонентними системами.

Встановлено, що розмірна невідповідність має експонентну залежність (рис. 1а) із запропонованим співвідношенням: $\delta = 0,0045 \text{ EXP}(1,6775 K)$; відносна похибка 3,32 %. Збільшення співвідношення K призводить до підвищення (δ), що пов'язується зі зменшенням кількості γ - розчинних зміцнювачів і збільшенням γ' - утворювальних елементів, які впливають на параметри кристалічних ґраток фаз. Показано, що для багатокомпонентних нікелевих систем (монокристалічних ЖНС) можна з високою вірогідністю прогнозувати місфіт, який істотно впливає на характеристики міцності сплавів даного класу.

Встановлено, що залежність межі (σ_B) короткочасної міцності сплавів від величини місфіта (рис. 1б) оптимально описується логарифмічною залежністю: $\sigma_B = -52,32 \ln(\delta) + 1179,9$ з відносною похибкою 3,74 %. Для монокристалічних ЖНС збільшення значення місфіта супроводжується зниженням границі їх короткочасної міцності, оскільки між кристалічними ґратками γ - і γ' - фази утворюються значні напруження, які сприяють процесам структурної та фазової нестабільності, що призводить до передчасного руйнування матеріалу. Показано, що при температурі випробувань 1000 °С, залежність меж 100- і 1000-годинних границь тривалої міцності від величини місфіта (рис. 1в, г) оптимально описується отриманими моделями:

$\sigma_{100}^{1000} = 587,7 \delta^2 + 347,96 \sigma + 269,65$ з відносною похибкою 3,46 % (рис. 1в); $\sigma_{100}^{1000} = 561,4 \sigma^2 + 276,64 \sigma + 174,65$ з відносною похибкою 3,6 % (рис. 1г). Ці залежності показують, що при температурі 1000 °С, значення розмірної невідповідності близько до нуля, сплави мають кращі показники тривалої міцності. Виходячи з вище розглянутих залежностей, можна зробити висновки, що при розробці нових сплавів або вдосконаленні складів відомих марок даного класу, потрібно закладати високі значення місфіта при кімнатній температурі (рис. 1б). Це пов'язано з тим, що з підвищенням температури розмірна невідповідність параметрів ґраток γ - і γ' - фаз змінюється і при температурі експлуатації величина місфіта наближається до нуля (рис. 1в, г), що знизить когерентні напруження і забезпечить поліпшення структурно-фазової стабільності, а, отже, підвищиться тривала міцність.

Встановлено, що запропоноване співвідношення $K_{\gamma'}$ має тісну кореляцію з межами короткочасної (σ_B) і тривалої (σ_{100}^t , σ_{1000}^t) міцності, а також з об'ємною часткою γ' - фази в монокристалічних ЖНС (рис. 2). Всі ці залежності мають лінійний характер з позитивним кутовим коефіцієнтом і похибкою не більше 3,8 %. Така

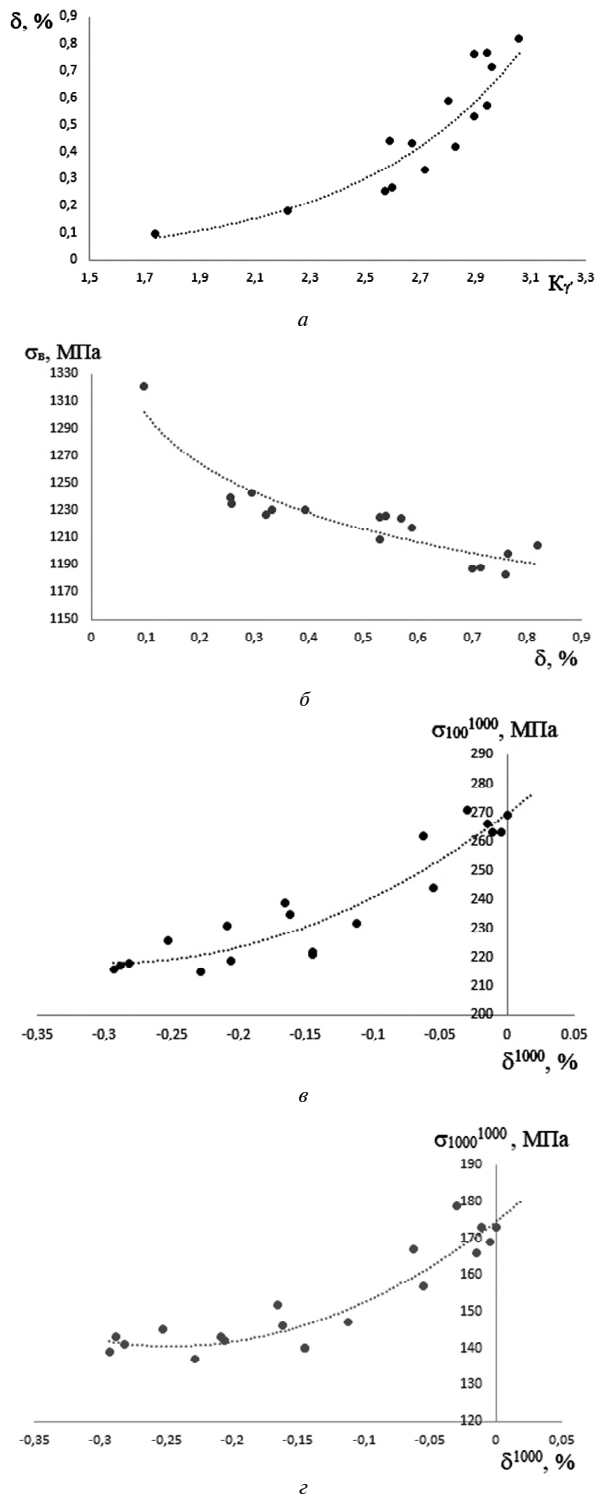


Рисунок 1. Кореляційна залежність властивостей монокристалічних ЖНС від величини місфіта (δ) і співвідношення $K_{\gamma'}$ в їх складі:

а – залежність місфіта (δ) від величини співвідношення $K_{\gamma'}$; б – залежність межі короткочасної міцності (σ_B) від місфіта (δ) при 20 °С; (в, г) – залежність меж 100- і 1000-годинної тривалої міцності від місфіта при 1000 °С

поведінка, пояснюється тим, що зі збільшенням $K_{\gamma'}$ збільшується об'ємна кількість основної зміцнюючої γ' - фази при кімнатній температурі (рис. 2б), і залишкової при підвищених температурах (рис. 2е), а отже підвищується границя короткочасної (рис. 2а) і тривалої міцності (рис. 2в) у монокристалічних сплавах.

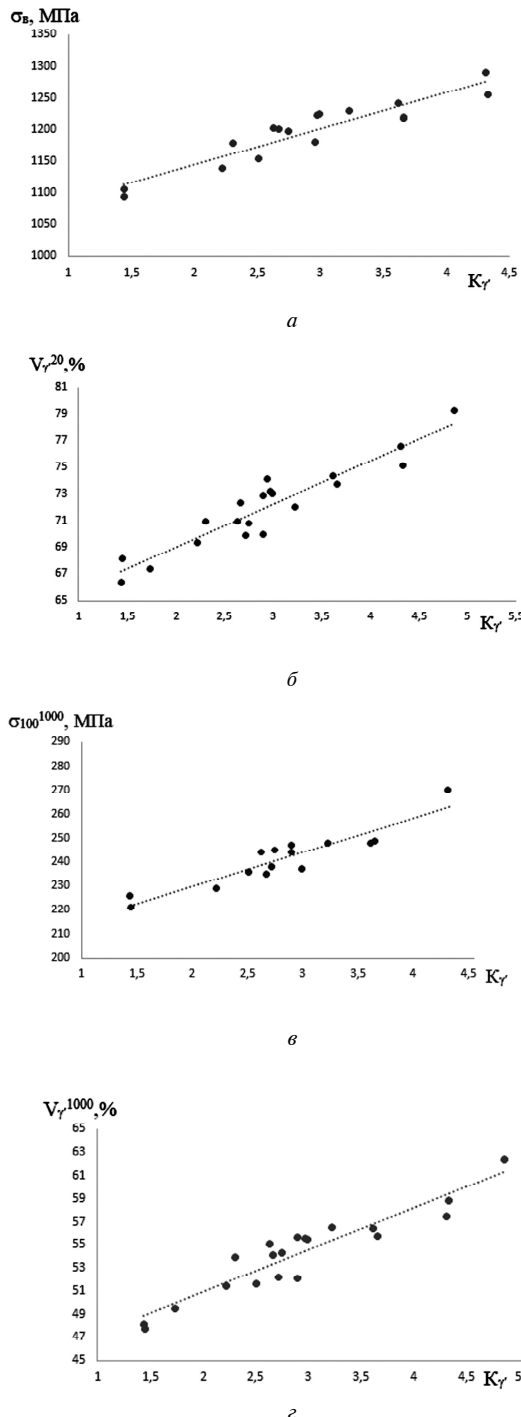


Рисунок 2. Залежність межі короткочасної міцності (а), об'ємної кількості γ' - фази при 20 °С (б), границь довготривалої міцності (в) і залишкової кількості — фази при 1000 °С (г) від співвідношення $K_{\gamma'}$ в складі монокристалічних ЖНС

Зв'язок об'ємної частки ($V_{\gamma'}^t$) γ' - фази з границями короткочасної і тривалої міцності із запропонованим співвідношенням K для класу монокристалічних ЖНС адекватно описується отриманими регресійними моделями:

$$\sigma_B = 57,414 K_{\gamma'} + 1030,1;$$

$$V_{\gamma'}^{20} = 3,2607 K_{\gamma'} + 62,481;$$

$$\sigma_{100}^{1000} = 14,303 K_{\gamma'} + 201,11;$$

$$V_{\gamma'}^{1000} = 3,6597 K_{\gamma'} + 43,551.$$

Таким чином, отримані моделі можуть застосовуватися для розрахунків при прогнозуванні механічних властивостей багатокомпонентних нікелевих систем (монокристалічних ЖНС) на основі їх хімічного складу.

ВИСНОВКИ

1. У даній роботі представлені дослідження, проведені моделюванням термодинамічних процесів виділення фаз і їх зв'язок з характеристиками міцності для монокристалічних нікелевих сплавів з різними системами легування.

2. На основі емпіричного підходу отримано нове співвідношення $K_{\gamma'}$ за величиною якого можна адекватно прогнозувати розмірну невідповідність (γ/γ' - місфіт), границю короткочасної міцності (σ_B), об'ємну кількість ($V_{\gamma'}^t$) γ' - фази в структурі, а також межі 100- і 1000- годинної тривалої міцності (σ_{100}^t , σ_{1000}^t) для багатокомпонентних композицій монокристалічних ЖНС.

3. Наведено регресійні моделі кореляційних залежностей від розмірної невідповідності (γ/γ' - місфіта), які дають можливість прогнозувати границі короткочасної і тривалої міцності сплавів. Показано, що величина місфіта при температурі експлуатації повинна прагнути до нуля. Це забезпечить підвищення структурної стабільності за рахунок зведення до мінімуму структурних напружень, що робить позитивний вплив на міцність і пластичні характеристики ЖНС.

4. Показано перспективний і ефективний напрям у вирішенні задачі прогнозування основних характеристик, що впливають на комплекс службових властивостей сплавів як при розробці нових монокристалічних ЖНС, так і при вдосконаленні складів відомих промислових марок даного класу.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Philipp Hallensleben On Crystal Mosaicity in Single Crystal Ni-Based Superalloys / Philipp Hallensleben , Felicitas Scholz , Pascal Thome //

- Crystals. — 2019. — № 9. — P. 155–164. DOI:10.3390/cryst9030149.
2. Оспенникова О. Г. Создание нового поколения жаропрочных литейных и деформируемых сплавов и сталей — залог успешного развития отечественного двигателестроения / Оспенникова О. Г. // *Металлургия машиностроения*. — 2017. — № 4. — С. 17–20.
 3. Киселев Ф. Д. Исследование структуры материала рабочих лопаток турбин авиационных газотурбинных двигателей в процессе эксплуатации / Киселев Ф. Д. // *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*. — 2018. — № 2. — С. 28–37.
 4. Размерное несоответствие периодов кристаллических решеток γ - и γ' - фаз в монокристаллах жаропрочных никелевых сплавов / Протасова Н. А., Светлов И. Л., Бронфин М. Б. и др. // *Физика металлов и металловедение*. — 2008. — № 5. — С. 512–519.
 5. P. Caron Evolution of Ni-based Superalloys for Single Crystal Gas Turbine Blade Applications / P. Caron and T. Khan // *Aerospace Science and Technology*. — 1999. — № 3 (8). — P. 513–523. DOI: 10.1016/S1270-9638(99)00108-X
 6. Объемное нанофазное упрочнение в монокристаллическом никелевом сплаве ЖС36-ВИ [001] после высокотемпературных выдержек / Кузнецов В. П., Лесников В. П., Конеева И. П. и др. // *МиТОМ*. — 2014. — № 4. — С. 3–6.
 7. G. Eggeler On Shear Testing of Single Crystal Ni-Base Superalloys / G. Eggeler, N. Wiczorek, F. Fox // *Metallurgical and materials transactions A*. — 2018. — N 49. — P. 3951–3962. DOI:10.1007/s11661-018-4726-9.
 8. X Wu On the nucleation of planar faults during low temperature and high stress creep of single crystal Ni-base superalloys / X Wu, A. Dlouhy, Y. M. Eggeler // *Acta Materialia*. — 2018. — N 144. — P. 642–655.
 9. G. Laplanche On the influence of crystallography and dendritic microstructure on micro shear behavior of single crystal Ni-based superalloys / G. Laplanche, N. Wiczorek, F. Fox // *Acta Materialia*. — 2018. — №160. — P. 173–184.
 10. E. Vacchieri Creep-fatigue interactions in equiaxed and single crystal Ni-base superalloys / E. Vacchieri, A. Costa, A. Riva // *EUROSUPERALLOYS 2014 – 2nd European Symposium on Superalloys and their Applications*. — 2014. — N 14. — 6 p. DOI:10.1051/mateconf/20141419002

Статья поступила в редакцию 27.05.2019

- Глотка А. А.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Физическое материаловедение» Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: glotka-alexander@ukr.net;
- Гайдук С. В.** д-р техн. наук, с.н.с., профессор кафедры Физическое материаловедение» Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: gayduksv@gmail.com;
- Кононов В. В.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Технологии машиностроения» Национального университета «Запорожская политехника», Запорожье, Украина, e-mail: kononov@gmail.com

ВЛИЯНИЕ СИСТЕМЫ ЛЕГИРОВАНИЯ И РАЗМЕРНОГО НЕСООТВЕТСТВИЯ КРИСТАЛЛИЧЕСКИХ РЕШЕТОК γ - И γ' - ФАЗ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОЧНОСТИ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ

Цель работы. Получение прогнозирующих регрессионных моделей, с помощью которых можно адекватно рассчитывать механические свойства монокристаллических жаропрочных никелевых сплавов, без проведения предварительных экспериментов.

Методы исследования. Для экспериментально-теоретических исследований температурной работоспособности сформирована рабочая выборка сплавов, состоящая из известных промышленных жаропрочных никелевых сплавов для монокристаллического литья отечественного и зарубежного производства, которые по содержанию основных элементов охватывают широкий диапазон легирования. Полученные значения обрабатывались в программном комплексе Microsoft Office в пакете EXCEL методом наименьших квадратов с получением корреляционных зависимостей типа «параметр-свойство» с получением математических уравнений регрессионных моделей (линий трендов), которые оптимально описывают эти зависимости.

Полученные результаты. В работе рассмотрено влияние легирующих элементов на склонность их к образованию фаз в литейных жаропрочных никелевых сплавах. На основе влияния элементов на фазообразование впервые разработан коэффициент соотношения легирующих элементов $K_{\gamma'}$ в сплавах данного класса.

Обнаружена тесная корреляционная зависимость соотношения $K_{\gamma'}$ с размерным несоответствием кристаллических решеток γ - и γ' - фаз (мисфит). Также показано, что для многокомпонентных никелевых систем можно с высокой вероятностью прогнозировать мисфит, который существенно влияет на характеристики прочности сплавов данного класса.

Приведены регрессионные модели корреляционных зависимостей от размерного несоответствия (γ/γ' - мисфита), которые дают возможность прогнозировать границы кратковременной и длительной прочности сплавов. Показано, что величина мисфита при температуре эксплуатации должна стремиться к нулю. Это обеспечит повышение структурной стабильности за счет сведения к минимуму структурных напряжений, что оказывает положительное влияние на прочностные и пластические свойства.

Научная новизна. В работе впервые предложен коэффициент соотношения легирующих элементов $K_{\gamma'}$, который имеет тесную корреляционную связь с характеристиками прочности и размерного несоответствия литейных жаропрочных никелевых сплавов.

Практическая ценность. Показано перспективное и эффективное направление в решении задачи прогнозирования основных характеристик, влияющих на комплекс служебных свойств сплавов как при разработке новых монокристаллических жаропрочных никелевых сплавов, так и при совершенствовании составов известных промышленных марок данного класса.

Ключевые слова: математическое моделирование; литейные жаропрочные никелевые сплавы; размерное несоответствие кристаллических решеток (мисфит), кратковременная и долговременная прочность; соотношение легирующих элементов.

- Glotka O. A.** Ph.D, Associate professor, Associate professor of the material science department of National University «Zaporizka politeknika», Zaporozhye, Ukraine, e-mail: glotka-alexander@ukr.net
- Haiduk S. V.** Sci.D, SNA, Professor of the material science department of National University «Zaporizka politeknika», Zaporozhye, Ukraine, e-mail: gayduksv@gmail.com;
- Kononov V. V.** Ph.D., associate professor, associate professor of the Department of Mechanical Engineering Technology, National University «Zaporizka politeknika», Zaporozhye, Ukraine, e-mail: kononov@gmail.com

INFLUENCE OF SYSTEM ALLOYING AND DIMENSIONAL MISMATCH OF CRYSTALLINE LATTICES OF γ - AND γ' - PHASES ON THE CHARACTERISTICS OF THE STRENGTH OF SINGLE-CRYSTAL NICKEL SUPERALLOYS

Objective. Obtaining predictive regression models, by means of which, it is possible to adequately calculate the mechanical properties of monocrystalline heat-resistant nickel alloys without conducting previous experiments.

Methods of research. For experimental and theoretical studies of temperature performance, a working sample of alloys is formed consisting of known industrial heat-resistant nickel alloys for monocrystalline castings of domestic and foreign production, which, per the contents of the main elements, cover a wide range of doping. The obtained values were processed in the Microsoft Office program suite in the EXCEL package with the least squares method, with the obtaining of the “parameter-property” correlation dependencies with the obtaining of mathematical equations of regression models (trend lines) that describe these dependencies optimally.

Received results. The influence of doping elements on their tendency to the formation of phases in foundry heat-resistant nickel alloys is considered in this work. Based on the influence of elements on phase formation, the coefficient of the ratio of doping elements $K_{\gamma'}$ in the alloys of this class was first developed.

A close correlation dependence of the ratio $K_{\gamma'}$ with a dimensional discrepancy between the γ - and γ' - phases crystalline lattice (localized) was found. It has also been shown that for multi-component nickel

systems it is possible to predict with high probability a place fire, which significantly affects the strength characteristics of alloys of this class.

The regression models of correlation dependencies on dimensional inconsistency (γ/γ' -misfit) are given, which allow to predict the boundaries of short-term and long-term strength of alloys. It is shown that the magnitude of the lighthouse at the operating temperature should tend to zero. This will increase the structural stability by minimizing structural stresses, which has a positive effect on the strength and plastic characteristics.

Scientific novelty. In the work, for the first time, a coefficient of the ratio of doping elements $K_{\gamma'}$, which has a close correlation with the strength and dimensional discrepancy of casting heat resisting nickel alloys, is proposed.

Practical value. The perspective and effective direction in solving the problem of forecasting of the main characteristics affecting the complex of service properties of alloys, both in the development of new monocrystalline heat-resistant nickel alloys, and in the improvement of the composition of known industrial brands of this class, is shown.

Key words: mathematical modeling; casting heat-resistant nickel alloys; dimensional mismatch of crystalline lattice (misfit); short-term and long-term durability; the ratio of doping elements.

REFERENCES

1. Philipp Hallensleben, Felicitas Scholz, Pascal Thome (2019) On Crystal Mosaicity in Single Crystal Ni-Based Superalloys. *Crystals*, 9. 155–164. DOI:10.3390/cryst9030149.
2. Ospennikova O. G. (2017) Sozdanie novogo pokoleniya zharoprochnykh liteynykh i deformiruemyykh spлавov i staley – zalог uspehnogo razvitiya otechestvennogo dvigatelestroeniya. *Metallurgiya mashinostroeniya*, 17–20.
3. Kiselev F. D. (2018) Issledovanie struktury materiala rabochih lopatok turbin aviatsionnykh gazoturbinnyykh dvigateley v protsesse ekspluatatsii. *Zavodskaya laboratoriya. Diagnostika materialov*, 28–37.
4. Protasova N. A., Svetlov I. L., Bronfin M. B. i dr. (2008) Razmernoe nesootvetstvie periodov kristallicheskih reshetok γ - и γ' - faz v monokristallakh zharoprochnykh nikelovykh spлавov. *Fizika metallov i metallovedenie*. 2008, 512–519.
5. P. Caron and T. Khan (1999) Evolution of Ni-based Superalloys for Single Crystal Gas Turbine Blade Applications. *Aerospace Science and Technology*, 3 (8), 513–523. DOI: 10.1016/S1270-9638(99)00108-X
6. Kuznetsov V. P., Lesnikov V. P., Konekova I. P. i dr. (2014) Ob'emnoe nanofaznoe uprochnenie v monokristallicheskom nikelovom splave ZhS36-VI [001] posle vyisokotemperaturnykh vyderzhek. *MiTom*, 3–6.
7. G. Eggeler, N. Wiecek, F. Fox (2018) On Shear Testing of Single Crystal Ni-Base Superalloys. *Metallurgical and materials transactions A*, 49. 3951–3962. DOI:10.1007/s11661-018-4726-9.
8. X Wu, A Dlouhy, Y M Eggeler (2018) On the nucleation of planar faults during low temperature and high stress creep of single crystal Ni-base superalloys. *Acta Materialia*, 144, 642–655.
9. G Laplanche, N Wiecek, F Fox (2018) On the influence of crystallography and dendritic microstructure on micro shear behavior of single crystal Ni-based superalloys. *Acta Materialia*, 160. 173–184.
10. E. Vacchieri, A. Costa, A. Riva Creep-fatigue interactions in equiaxed and single crystal Ni-base superalloys. *EUROSUPERALLOYS 2014 – 2nd European Symposium on Superalloys and their Applications*, 14. 6. DOI:10.1051/mateconf/20141419002

Наукове видання

Вісник двигунобудування № 1/2019
науково-технічний журнал

Головний редактор
Заст. гол. редактора

д-р техн. наук О. Я. Качан
д-р техн. наук А. І. Долматов

Оригінал-макет підготовлено в редакційно-видавничих відділах НУ «ЗП» і АТ «Мотор Січ»
Комп'ютерна верстка
Переддрукарська підготовка
Коректори

***Н.О. Савчук
М.Д. Хош
Н.В. Сахнюк,
О.Є. Носик,
Я.В. Обухович,
Т.І. Юрковська,
О.І. Пільгуєва
В.Й. Гембель***

Реєстрація рукописів

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 20.08.2019 р., зам. 2277, 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.