

УДК 621.44.533.697

- Красников А. О.** ведущий-инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: krasnikovao@zmdb.ua
- Торба Ю. И.** начальник сектора газодинамики ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: Torba.Yuriy@gmail.com
- Занин А. Е.** инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: ZaninAE@zmdb.ua
- Климик Р. Р.** инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: KlimikRR@zmdb.ua

## ПРОВЕРКА ИЗНОСОСТОЙКИХ И ПРИРАБАТЫВАЕМЫХ ПОКРЫТИЙ

*Приведены некоторые результаты работ по созданию установки по врезанию, для проверки различных систем покрытий (износостойких, прирабатываемых и т.п.). Изложены проблемы при создании установки и критерии, которые было необходимо учесть при разработке технического задания. Приведены некоторые расчеты для определения режимов работы, установки, которые должны обеспечивать возможность моделировать (имитировать) работу покрытия на различных типах двигателей как современных, так и создаваемых в будущем. А именно, установка должна обеспечивать широкий диапазон температур и скоростей врезания и т.д. Предложенный метод испытаний покрытий на врезание позволит сократить затраты по проверке вновь разрабатываемых покрытий, а также сократить сроки по проверке вновь разрабатываемых покрытий.*

**Ключевые слова:** износостойкое покрытие, прирабатываемое покрытие, износ, выработка, радиальный зазор, проверка покрытий.

### Введение

Одними из основных параметров двигателя, влияющими на его КПД, являются радиальные зазоры между безбандажными рабочими лопатками турбины (компрессора) и статорными деталями (надроторными вставками). Для оптимизации радиального зазора на всех режимах работы двигателя применяются системы активного регулирования радиального зазора или различные типы прирабатываемых покрытий (ПП) или сотовых уплотнений и т.п., которые обеспечивают оптимальный зазор за счет местной выработки покрытия или сот статорных узлов, и не допускающие износа рабочих лопаток. Таким образом, применение на надроторных вставках ПП или износостойких покрытий для ротора, допускающих местное врезание ротора в статор без износа торцев рабочих лопаток, позволяет уменьшить величину радиального зазора (РЗ) и значительно увеличить КПД ступени. По имеющимся данным в турбине высокого давления (ТВД) с безбандажными рабочими лопатками при уменьшении РЗ на 1% от длины лопаток КПД ступени увеличивается на 1,6...2,5%.

До принятия решения о проведении испытания покрытия на двигателе необходимо выполнить большой объем проверок (адгезия, термоциклирование и т.д.). Т.к. испытание покрытия на двигателе требует значительных затрат (топливо, сборка двигателя и т.д.), и при этом на испытаниях могут возникнуть дефек-

ты из-за неэффективного прирабатываемого покрытия (износ рабочих лопаток или выветривание покрытия). Для снижения рисков и затрат, связанных с испытанием покрытий на двигателе, необходимо выполнить испытание покрытия на врезание в условиях, максимально приближенным к реальным на двигателе. Для чего были проведены работы по созданию установки для проверки требуемых характеристик прирабатываемых и/или износостойких турбинных или компрессорных покрытий.

До 2013 года с целью оптимизации средств и отработки конструкции предварительные оценочные испытания турбинных ПП проводились на установке для проверки компрессорных покрытий со следующими параметрами (максимально возможная температура до 265 °С и окружная максимально возможная скорость до 203 м/с). На базе полученных результатов и опыта экспериментальных работ, с целью максимально приблизить к рабочим условиям на двигателе проверку ПП на установке принято решение о необходимости спроектировать и изготовить установку, которая бы могла максимально приблизить условия испытаний покрытий к условиям на двигателе (по скорости врезания, температуре и т.д.). Для разработки установки было выпущено ТЗ, на основании которого была спроектирована и изготовлена установка.

### 1. Разработка технического задания

Наличие прирабатываемых покрытий (ПП) на надроторных вставках корпусов (проставках)

должно обеспечивать в случае врезания местную выработку ПП, которое незначительно увеличивает суммарную площадь радиального зазора. При отсутствии ПП или применении ПП, не соответствующих требуемым критериям, на надроторных вставках корпусов или других деталях при врезании происходит износ торцев всех рабочих лопаток (практически на величину врезания), при этом отмечено, что величина износа рабочих лопаток гораздо больше, чем статорных деталей, и в этом случае суммарная площадь радиального зазора увеличивается на величину врезания (рис. 1).

Для объективного исследования свойств ПП на специальной установке, установка должна как можно точнее моделировать условия работы ПП на реальном двигателе (температуру, скорость газового потока, окружную скорость торцев рабочих лопаток, радиальную скорость врезания ротора в статор).

Для определения требуемых величин проведены расчеты по определению радиальной скорости врезания (сближения) ротора в ПП на проставках, для чего использовались результаты расчетов изменения величины РЗ при работе двигателя по регламенту (Запуск – ЗМГ – Взлёт – ЗМГ – Взлёт).

Указанный регламент работы двигателя был выбран как наиболее опасный с точки зрения возможных врезаний торцев рабочих лопаток в прирабатываемое покрытие на проставках. Т.к. на этих режимах происходит наиболее интенсивное врезание рабочих лопаток в ПП.

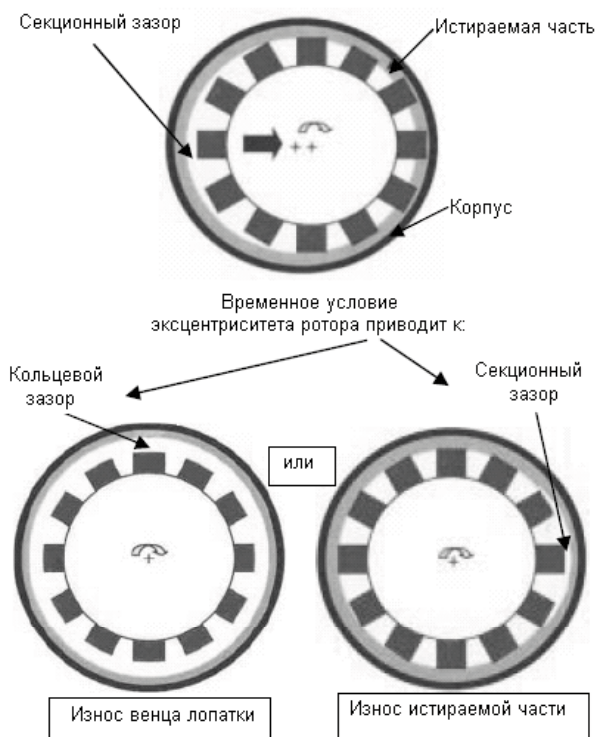


Рис. 1. Виды износа

Результаты расчетов изменения величины РЗ для турбины компрессора (ТК) двигателя АИ-450М представлены на рисунке 2, для ТВД двигателя Д-27 – на рисунке 3.

Как видно из представленных графиков, наибольшая скорость сближения ротора со статором наблюдается в моменты переходов с режима ЗМГ на режим Взлёт за счёт действия центробежных сил и быстрого прогрева рабочих лопаток. Далее на Взлетном режиме наблюдается некоторое раскрытие зазора за счёт отставания скорости прогрева массивного диска от прогрева статора. После прогрева статора зазор снова закрывается, но уже с гораздо меньшей скоростью сближения. Определённая из графиков скорость радиального сближения ротора со статором составила примерно 1,3...3,8 мм/мин в моменты переходов и примерно 0,01...0,023 мм/мин после прогрева статора.

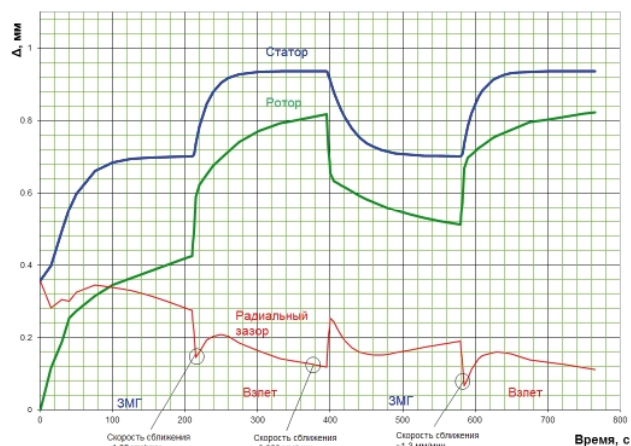


Рис. 2. Изменение РЗ над рабочими лопатками ТК при работе двигателя АИ-450М по выбранному регламенту

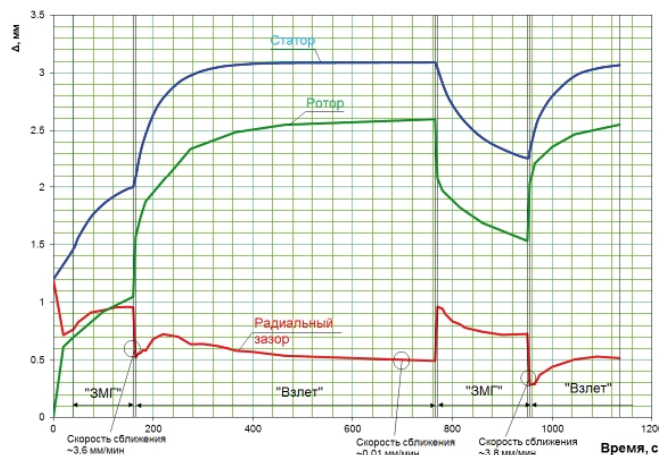


Рис. 3. Изменение РЗ над рабочими лопатками ТВД при работе двигателя Д-27 по выбранному регламенту

На основании вышеизложенного и с учетом того, что в будущем возможно появится необходимость проверки покрытий для двигателей где

скоростью сближения ротора и статора более высокая в техническом задании принята радиальная скорость врезания от 0,05 до 10 мм/мин.

Для выбора окружной скорости вращения произведен анализ парка двигателей ГП «Ивченко-Прогресс». После чего выполнен расчет окружной скорости по формуле:

$$V=L \times N/60,$$

где  $L$  – длина окружности в м;

$N$  – обороты ротора в минуту.

После выполнения расчетов принято решение, что установка должна обеспечивать окружную скорость до 500 м/с.

Для выбора температуры нагрева имитатора лопатки и ПП на имитаторе проставки был проведен анализ результатов термометрирования ТВД разработки ГП «Ивченко-Прогресс» и возможных температур для двигателей будущей разработки, а также с учетом того, что на установке будут испытываться покрытия как турбинные, так и компрессорные, выбран диапазон рабочих температур нагрева ПП от 300 до 1100 °. Это обеспечено за счет применения одnogорелочной камеры сгорания с факельным воспламенителем. При выборе системы розжига камеры сгорания выбран следующий приоритет. Учитывая необходимость работы камеры сгорания в широком диапазоне температур возможны режимы нерозжига, либо работы на нестабильных режимах. На данных режимах рабочее пространство станда загрязняется продуктами неполного сгорания и парами распыленного топлива. Для исключения возникновения подобных ситуаций выбрана система розжига камеры сгорания при помощи факельного воспламенителя. Данная система обеспечивает розжиг камеры сгорания в широком диапазоне, превышающем аналоги. На срывных режимах, работа камеры сгорания сопровождается постоянной работой воспламенителя, исключая погасания и обеспечивая стабильный режим работы. При этом имитатор лопатки должен прогреваться в статическом положении, после чего должна происходить его раскрутка.

Установка должна обеспечивать возможность врезания в ПП имитатора рабочей лопатки глубиной от 0,1 до 2 мм.

Т.к. на установке будут проверяться различные типы покрытий (ТВД, ТНД или компрессорные покрытия) при проектировании необходимо предусмотреть применение различных типов материалов имитатора лопатки и проставки. Например, для проверки покрытий ТВД имитатор рабочей лопатки и проставки изготовлен из материала ЖС32-ВИ.

Также в установке должна обеспечиваться возможность замера:

- фактической температуры ПП на имитаторе проставки;
- оборотов диска;
- радиального перемещения и скорости перемещения имитатора проставки.

Точность выполняемых замеров:

- максимальная погрешность измерения температуры  $\pm 10$  °С;
- максимальная погрешность измерения радиальной скорости  $\pm 1\%$ ;
- максимальная погрешность измерения окружной скорости  $\pm 1\%$ .

### 2. Результаты изготовления установки

После выпуска ТЗ были разработаны чертежи, на основании которых была изготовлена установка для проверки покрытий на врезание, внешний вид установки представлен на рис. 4.

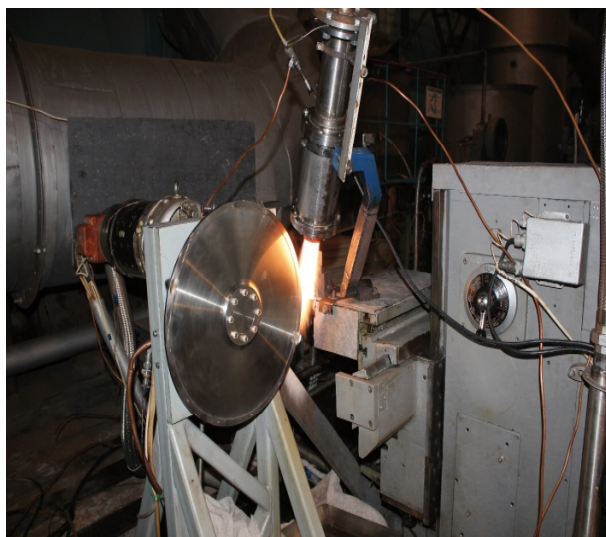


Рис. 4. Внешний вид установки

Для проверки параметров вновь изготовленной установки на соответствие требованиям технического задания были выполнены пробные запуски до максимально возможных оборотов (раскрутка диска с имитатором лопатки и прогрев имитатора проставки с ПП) без врезания. По результатам проверок было установлено, что установка не смогла обеспечить требуемые обороты вращения (окружную скорость вращения) из-за повышенного уровня вибраций, испытания были прекращены. После чего была выполнена визуальная дефектация деталей установки. При дефектации были отмечены повреждения крепежных болтов и увеличение диаметров отверстий в диске под крепежные болты.

После проведения испытаний был произведен расчет на прочность, в котором установлено, что диск не имеет достаточных запасов по прочности. После чего были выполнены работы

по оптимизации (снижению массы) имитатора рабочей лопатки, после чего выполнили повторный расчет с оптимизированным имитатором, по результату этого расчета диск имел достаточные запасы по прочности при оборотах 13000 об/мин. Имитаторы были доработаны. Результаты расчетов представлены на рис. 5.

Внешний вид имитаторов рабочих лопаток до и после доработки представлен на рис. 6

После доработки имитаторов рабочих лопаток, их масса была снижена до 30 грамм, и после повторной сборки, были выполнены повторно пробные запуски до максимально возможных оборотов без врезания, удалось выйти на обороты 13000 об/мин, что соответствует линейной скорости 350 м/с.

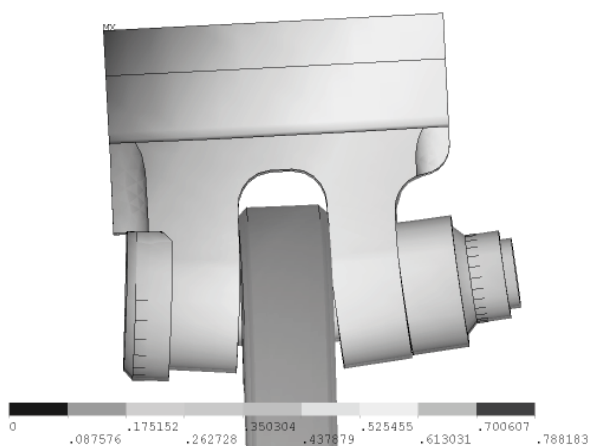


Рис. 5. Результаты расчетов на прочность

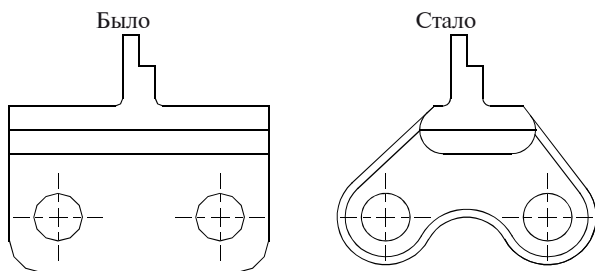


Рис. 6. Имитатор рабочей лопатки до и после доработки

### 3. Испытание

Было проведено испытание ПП Amperit 831.006 на установке К-2Т с оборотами 13000 об/мин. Покрытие проверялось по следующей программе:

- обороты 13000 об/сек;
- скорость врезания 0,2 мм/мин;
- температура покрытия 1000 °С;
- глубина врезания 0,2 мм.

Также для обеспечения проведения корректного хода испытаний необходимо выполнить работы по тарировке (отладке) установки, а

именно опытным путем измерить вытяжку диска и имитатора рабочей лопатки при оборотах 13000 об/мин, а также определить температуру имитатора рабочей лопатки.

Для этого были проведены следующие работы:

Собран имитатор диска и имитатор лопатки, момент затяжки гаек при опрессовке пакета -  $1,2^{+0,1}$  кг\*м и при окончательной затяжке  $1,0^{+0,1}$  кг\*м.

Для определения температуры имитатора торца рабочей лопатки, имитаторы были доработаны под установку датчиков ИМТК, и выполнен замер времени работы установки для достижения имитатором лопатки требуемой температуры.

Выполнено определение вытяжки торцев имитатора лопатки при оборотах 13 000 об/мин, замер вытяжки выполнялся по нижеприведенной программе:

Установлен зазор 2 мм между имитатором лопатки и имитатором проставки.

Выполнена раскрутка диска с имитатором лопатки до 13000 об/мин, минимальное время на оборотах 13000 об/мин – 2 минуты. Выполнена остановка диска, контролировалось наличие места касания имитатора лопатки на ПП проставки.

След касания отсутствовал, зазор между имитатором лопатки и имитатором проставки уменьшили на 0,1 мм. Работа повторялась до тех пор, пока не появился след касания длиной 25 мм.

После определения вытяжки диска с имитатором лопаток при оборотах 13000 об/мин, были выполнены окончательные доработки имитаторов лопаток и их дефектация (ЛЮМ1-ОВ), после доработок и дефектации имитаторов лопаток, выполняли их обмеры до выполнения испытаний по врезанию. После чего установка была собрана, выставлен необходимый зазор и выполнена проверка по врезанию. Для получения более достоверных результатов проверка по врезанию проводилась в два этапа, в разные места ПП на имитаторе проставки. После каждого этапа имитаторы лопаток и проставок демонтировали и выполняли их обмеры по местам врезания (износ имитатора лопатки и глубина врезания в ПП имитатора проставки). После обмеров выполнялись необходимые доработки имитаторов лопаток, их обмеры, после чего монтировали на установку и повторяли испытание по проверке врезания.

Схема измерения имитаторов лопатки представлена на рисунке 7. Измерения выполнялись до и после врезания до проведения испытаний.

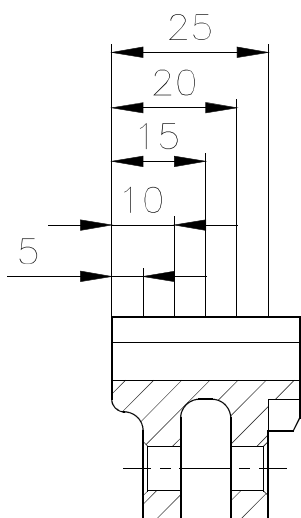


Рис. 7. Схема замера имитатора лопатки проставки

Схема обмеров имитаторов проставки представлена на рисунке 8. Обмеры выполнялись после врезания.

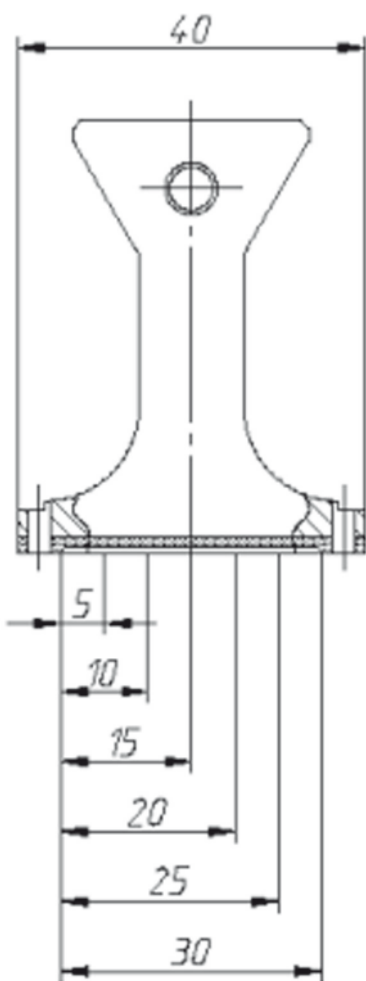


Рис. 8. Схема измерения имитатора проставки

Внешний вид ПП на имитаторе проставки после проведения испытаний на врезание представлен на рисунке 9.

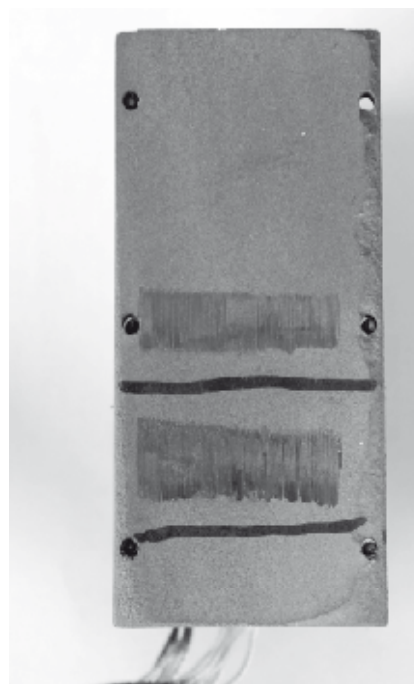


Рис. 9. Внешний вид ПП на имитаторе проставки после испытаний

Результаты обмеров до и после первого врезания в имитатор проставки с покрытием Amperit 831.006. представлены в таблице 1.

Результаты обмеров до и после второго врезания в имитатор проставки с покрытием Amperit 831.006. представлены в таблице 2.

Таблица 1. Результаты после 1-го этапа испытаний

Место за- мера ИЛ, проставки мм	Замер ИЛ до, мм	Замер ИЛ после, мм	$\delta$ - износ ИЛ, мм	h - вы- работка в покры- тии, мм
5	3,8586	3,5443	0,3143	От 0,01
10	3,8583	3,5261	0,3322	
15	3,8507	3,5064	0,3443	
20	3,8404	3,4900	0,3504	
25	3,8335	3,4726	0,3609	До 0,02

Таблица 2. Результаты после 2-го этапа испытаний

Место замера ИЛ, про- ставки мм	Замер ИЛ до, мм	Замер ИЛ после, мм	$\delta$ - износ ИЛ, мм	h - вы- работка в покры- тии, мм
5	3,0703	2,6533	0,417	0.03
10	3,1077	2,6853	0,4224	0.03
15	3,1452	2,7428	0,4024	0.02
20	3,1785	2,7922	0,3863	0.02
25	3,2135	2,8452	0,3683	0.01

## Выводы

В настоящее время установка не обеспечивает требования технического задания по линейной скорости врезания (оборотам диска), требования по остальным параметрам: температуре покрытия, радиальной скорости врезания, и точности измеряемых параметров — обеспечены. Полученные данные по результатам испытаний позволяют выполнить предварительную оценку проверяемых прирабатываемых покрытий перед испытанием на двигателе.

Также полученные данные, в свою очередь, позволяют начать работы с целью оптимизации средств и отработки конструкции установки по проверке прирабатываемых и износостойких компрессорных или турбинных покрытий с целью получения требуемых параметров на установке, заданных согласно техническому заданию. А именно ведутся работы по максимально возможному снижению веса имитатора рабочей лопатки, а также изменения его конструкции для снижения сопротивления воздушному потоку, рассматривается возможность увеличения мощности привода диска (электродвигателя).

## Литература

1. Чигрин В.С. Конструкция и прочность авиационных двигателей. - Запорожье; Харьков: Изд. АО «Мотор Сич»; ХАИ, 2017. - 420 с.
2. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В. Л. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: В 3-х т. Учебник для студентов. Т. 2. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства. — Москва: ОАО «Авиадвигатель», 2007. — 396 с.
3. Демьянушко И.В., Биргер И.А. - Расчет на прочность вращающихся дисков. Москва: Машиностроение, 1978. — 247с.
4. Герасименко В. П., Овчинников М. М., Шелковский М. Ю Оптимизация малоразмерных газотурбинных двигателей. Николаев Вісник НТУ «ХПІ». 2014. № 12(1055).
5. Кравченко И.Ф. Концепция решения проблемы запуска камеры сгорания при создании и доводке ГТД с низким выбросом вредных веществ // Авиационно-космическая техника и технология. — 2005. — № 7. — с.40-51.

Поступила в редакцию 12.05.2018

### **О.О. Красніков, Ю.І. Торба, О.Е. Занін, Р.Р. Клімік. Перевірка зносостійких і приробляємих покриттів**

*Наведено деякі результати праці по створенню установки по врізанню, для перевірки різних систем покриттів (зносостійких, приробляємих і т.п.). Викладено проблеми при створенні установки і критерії, котрі були потрібно врахувати при розробці технічного завдання. Наведено деякі розрахунки для визначення режимів праці, установки, які повинні забезпечувати можливість моделювати (імітувати) працю покриттів на різних типах двигунів як сучасних, так і створюваних в майбутньому. А саме установка повинна забезпечувати широкий діапазон температур і швидкостей врізання і т.д. Запропонований метод випробувань покриттів на врізання дозволить скоротити витрати по перевірці розроблених нових покриттів, а так само скоротити термін по перевірці розроблених нових покриттів.*

**Ключові слова:** зносостійке покриття, приробляєме покриття, знос, виробіток, радіальний зазор, перевірка покриттів.

### **A.O. Krasnikov, Y.I. Torba, A.E. Zanin, R.R. Klimik. Check of wearproof and abradable sealing coatings**

*Some results of works on installation creation on incision, for check of various systems of coatings (wearproof, and abradable sealing, etc.) are resulted. Problems are stated at creation of installation and criterion which were necessary for considering by technical project working out. Some calculations for definition of operating modes, installations which should provide possibility to model to (simulate) covering work on various types of propellers both modern, and created in the future are resulted. Namely, installation should provide a wide temperature span and speeds of incision etc. Offered test method of coverings will allow to devide out expenses to incision on check of again developed coverings, and also to devide out terms on check of again developed coverings*

*One of propeller key parameters influencing its EFFICIENCY is the radial clearance between unshrouded blade high-pressure turbines and stator high-pressure turbine. Various types of coatings which provide an optimum positive allowance at the expense of local development of a covering are applied to radial clearance optimization on all power setting, and not admitting*

*deterioration of blades both system of active regulating of a radial clearance. Before decision making about conducting of test of a covering on the propeller it is necessary to execute great volume of checks (adhesion, thermo cycles etc.). Since covering test for the propeller demands considerable expenses - fuel, propeller assemblage etc., and thus on tests there can be defects because of an inefficient run in covering (deterioration of blades high-pressure turbine or a covering weathering). For decrease in risks and expenses of the coatings connected with test on the propeller, it is necessary to execute test of a covering for incision in conditions as much as possible approached to real on the propeller for what installation for check of run in turbine and compressor coatings has been designed and made.*

*For definition of demanded magnitudes calculations by definition a radial velocity of incision (rapprochement) of a rotor and the stator are carried out. The analysis of temperatures and speeds of incision on available propellers.*

**Key words:** wearproof covering, abrasible sealing coating, deterioration, development, a radial clearance, check of coating.

### References

1. Chyhryn V.S. Konstruktsiya y prochnost avyatsyonnykh dvyhatelyi [Design and strength of aircraft engines]. - Zaporozhe; Kharkov: Yzd. AO "Motor Sych"; KhAY, 2017. - 420 p.
2. Ynozemtsev A.A., Nykhamkyn M.A., Sandratskyi V. L. Hazoturbynnye dvyhately. Osnov konstruyrovaniya avyatsyonnykh dvyhatelyi y enerhetycheskykh ustanovok: V 3-kh t. Uchebnyk dlia studentov. T. 2. Kompresory. Kamery shoraniya. Forsazhnye kamery. Turbyny. Vykhodnye ustroistva. [Bases of designing of aircraft engines and power installations: In 3 t. The textbook for students. T. 2. Compressors. Combustion chambers. Atterburners. Turbines. The output equipment]. Moskva: OAO «Avyadvyhatel», 2007. 396 p.
3. Demianushko Y.V., Byrher Y.A. Raschet na prochnost vrashchayushchykh diskov [Strength analysis of twirled disks]. Moskva: Mashynostroeniye, 1978. 247 s.
4. Herasymenko V. P., Ovchynnykov M. M., Shelkovskiy M. Yu. Optymyzatsiya malorazmernykh hazoturbynnykh dvyhatelyi [Optimisation few dimensional gas-turbine engines]. Nykolaev Visnyk NTU «KhPI». 2014. no. 12(1055).
5. Kravchenko Y.F. Kontseptsiya resheniya problemy zapuska kamery shoraniya pry sozdanyy y dovodke HTD s nyzkym vybrosom vrednykh veshchestv [The concept of the solution of a problem of start of the combustion chamber at creation and operational development ГТД with low emission of harmful substances]. // Avyatsyonno-kosmycheskaia tekhnika y tekhnolohiya. 2005. no. 7. pp. 40-51.